



120

лет со дня рождения
генерального
конструктора
авиационной
и ракетной техники,
члена-корреспондента
АН СССР,
дважды героя
соцтруда СССР

Семёна Алексеевича ЛАВОЧКИНА

11 сентября 1900 года



МКР «Буря» (1957)

ЛА-250 (1956) –
первый
барражирующий
всепогодный
высотный
истребитель-
перехватчик



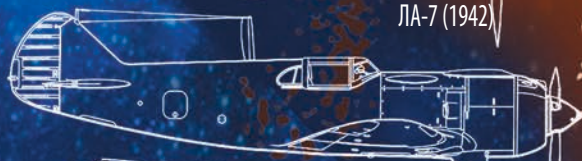
ЗУРы (1955)



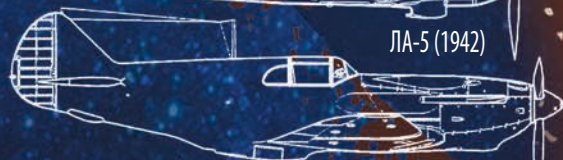
ЛА-160 (1947) –
первый в СССР самолёт
со стреловидным крылом



ЛА-7 (1942)



ЛА-5 (1942)



ЛАГ-3 (1941)



ЛА-176 (1948) –
впервые в стране
преодолен
звуковой барьер



ОТ ПОРШНЕВЫХ
К РЕАКТИВНЫМ
ИСТРЕБИТЕЛЯМ
И РАКЕТНОЙ
ТЕХНИКЕ



научно-проектная школа
членов-корреспондентов АН СССР
Семёна Алексеевича Лавочкина
и Георгия Николаевича Бабакина

от самолётов и ракет Лавочкина
к лунным и межпланетным
станциям Бабакина
в Солнечной системе,
далее космическим
астрофизическим обсерваториям,
чтобы заглянуть
вглубь Вселенной

с о д е р ж а н и е

Карчаев Х.Ж., Примаков П.В., Галич Н.В.
К 120-летию со дня рождения С.А. Лавочкина.
«Я – главный конструктор и отвечаю за всё!» 3

Ширшаков А.Е., Грудев И.А., Лихачев В.Н., Розин П.Е.
Активное торможение для мягкой посадки на поверхность Марса.
Часть 1. Анализ условий и последовательность операций торможения 13

Шустов Б.М., Сачков М.Е., Сичевский С.Г., Архангельский Р.Н. и др.
Проект «СПЕКТР-УФ»: новые штрихи 22

Бабакин Н.Г.
Об истории создания комплекса «СПЕКТР-Р» («РАДИОАСТРОН») 34

Бабаков А.В., Финченко В.С.
Теоретико-экспериментальное исследование обтекания дозвуковым потоком лобового аэродинамического экрана после отделения от спускаемого аппарата «ЭКЗОМАРС» в атмосфере планеты 41

Шевченко С.Н.
Метод определения оптимальных объёмов автономных и комплексных испытаний систем космических аппаратов в ходе наземной экспериментальной отработки 55

Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С., Смагин Ю.Н.
Ускорители массы для выведения малоразмерных космических аппаратов на орбиту: способы и проблемы реализации 58

Кузнецов Д.А.
Обеспечение виброзащиты прецизионных космических аппаратов.
Часть 1. Корреляционные методы 67

Петров А.С., Волченков А.С.
Геометрическое разрешение РСА, работающих в бистатическом режиме с активным орбитальным модулем 72

Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Лоханов И.В.
Исследование гидравлических характеристик перспективного тракта охлаждения ЖРД для двигательных установок космических аппаратов 82

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. Мошисев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
А.В. Савченко
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет

председатель
к.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



20002



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

editorial council
 chairman –
c.sc. (eng.) **V.A. Kolmykov**
 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

f o u n d e r
 «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

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

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

Karchaev Kh.Zh., Primakov P.V., Galich N.V.
 On the occasion of the 120th anniversary of the birth of S.A. Lavochkin.
 «I am a Chief Designer and I am responsible for everything!» 3

Shirshakov A.E., Grudev I.A., Likhachev V.N., Rozin P.E.
 Active braking for soft landing on Mars surface.
 Part 1. Braking conditions analysis and sequence of operations 13

Shustov B.M., Sachkov M.E., Sichevsky S.G., Arkhangelsky R.N. et al.
 WSO-UV project: new touches 22

Babakin N.G.
 About the history of the creation
 of the SPECTR-R (RADIOASTRON) complex 34

Babakov A.V., Finchenko V.S.
 Theoretical and experimental study of subsonic gas
 flow around the frontal aerodynamic screen after
 separation from the vehicle EXOMARS descending
 in the atmosphere of the planet 41

Shevchenko S.N.
 Method of determination of optimum scope
 of stand-alone and integrated tests of the spacecraft
 subsystems during ground experimental verification 55

Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Osadchenko A.S., Smagin Yu.N.
 Gun for launching small satellite: ways of realization
 and potential delimitations 58

Kuznetsov D.A.
 Providing vibration protection for precision spacecraft.
 Part 1. Correlation methods 67

Petrov A.S., Volchenkov A.S.
 Geometric resolution analysis of bistatic SAR with active orbital module 72

Pelevin F.V., Ponomarev A.V., Lokhanov I.V.
 Study of the hydraulic performances of the perspective
 path of the LPS cooling for the spacecraft propulsion systems 82

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 120-ЛЕТИЮ
СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ
С.А. ЛАВОЧКИНА.
«Я – ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР
И ОТВЕЧАЮ ЗА ВСЁ!»**

**ON THE OCCASION OF
THE 120TH ANNIVERSARY OF
THE BIRTH OF S.A. LAVOCHKIN.
«I AM A CHIEF DESIGNER AND I AM
RESPONSIBLE FOR EVERYTHING!»**



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



П.В. Примаков¹,
кандидат
экономических наук,
pavel.primakov@laspace.ru;
P.V. Primakov



Н.В. Галич¹,
galich@laspace.ru;
N.V. Galich

11 сентября 2020 года исполняется 120 лет со дня рождения выдающегося конструктора авиационной и ракетной техники Семёна Алексеевича Лавочкина. В статье представлен краткий анализ жизни и деятельности С.А. Лавочкина – основателя самобытного конструкторского коллектива и всемирно известного предприятия.

Ключевые слова:

Лавочкин, конструкторская школа, опытно-конструкторское бюро, самолет-истребитель, зенитно-управляемая ракета.

DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.001

«Поверите ли, даже во сне не могу отвязаться от своей машины.

Порой мне снятся чертежи, расчеты...»

С.А. Лавочкин

Склонившись над чертежами, в окружении моделей самолётов и ракет, в обрамлении торжественных знамён «встречает» Семён Алексеевич Лавочкин посетителей музея предприятия. Воссозданный кабинет знаменитого конструктора всегда был и остаётся сердцем экспозиции.

On September 11th, 2020 there will be the 120th anniversary of the birth of a distinguished designer of aviation and rocket technologies Semen A. Lavochkin. The article presents a brief summary of life and working carrier of Semen A. Lavochkin, the founder of the unique design team and the world-famous company.

Key words:

Lavochkin; engineering school; development design office; fighter aircraft; antiaircraft guided rocket.

История на примерах достижений науки и техники, несомненно, оказывает воздействие на мировоззрение современного человека, на его жизненную позицию. Тысячи глаз: любопытных детских, задумчивых юношеских или мудрых ветеранских. Кому-то посчастливилось общаться лично с С.А. Лавочкиным, кто-то только недавно узнал о нём из учебников, но никто не может оставаться равнодушным к таланту этой поистине многогранной личности. Искреннее уважение и память об этом незаурядном человеке

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

**К 120-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ С.А. ЛАВОЧКИНА.
«Я – ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР И ОТВЕЧАЮ ЗА ВСЁ!»**



рисунок 1. В мемориальном уголке музея АО «НПО Лавочкина» экспонируются элементы интерьера рабочего кабинета С.А. Лавочкина

бережно хранят уже многие поколения «лавочкинцев». С 1960 года наше предприятие гордо носит имя Семёна Алексеевича Лавочкина – высококлассного специалиста и талантливого руководителя.

А в жизни Семён Алексеевич был чрезвычайно скромным человеком. Вот как он писал о себе в автобиографии (*Ивановский О.Г. и др., 2000*):

«Родился в 1900 г. 29 августа (по старому стилю) в г. Смоленске. Юношеские годы провел в г. Рославле Смоленской губернии. В 1917 г. окончил гимназию. Ушел добровольцем в Красную гвардию.

В Красной гвардии прослужил по 1920 г. во второй пограничной дивизии. Был рядовым и избирался на разные общественные должности. В 1920 г. был командирован для продолжения образования в Московское Высшее Техническое Училище. МВТУ окончил в 1929 г. В 1927 г. умер отец и, чтобы помочь семье, я должен был много работать. Это задержало мое пребывание в Училище.

С 1927 г. по сей день непрерывно работаю в авиационной промышленности.

Имею военное звание генерал-майора авиационной службы, являюсь членом-корреспондентом Академии наук СССР, имею ученую степень доктора технических наук. Дважды Герой Социалистического труда. Депутат Верховного Совета СССР. Имею

ордена и медали. Четырежды лауреат Сталинской премии.

Член КПСС с 1953 г.

25 декабря 1959 г. Лавочкин»

Семён Алексеевич Лавочкин – дважды Герой Социалистического Труда, четырежды лауреат Государственной премии СССР, генерал-майор инженерно-авиационной службы, член-корреспондент Академии наук СССР, доктор технических наук. В 1939–1940 гг. – совместно с В.П. Горбуновым и М.И. Гудковым – главный конструктор завода № 301. 1940–1944 гг. – главный конструктор завода № 21 НКАП (г. Горький). 1944–1945 гг. – директор и главный конструктор завода № 81 (г. Москва). 1945–1960 гг. – директор и главный конструктор, затем генеральный конструктор завода № 301 МАП (в настоящее время АО «НПО Лавочкина»).

Под руководством Семёна Алексеевича Лавочкина – основателя самобытного конструкторского коллектива – достигнуты впечатляющие результаты в области создания авиационной и ракетной техники: созданы прославленные винтомоторные и реактивные истребители «Ла», первая в мире межконтинентальная сверхзвуковая крылатая ракета «Буря», первые отечественные зенитные управляемые ракеты В-300 для системы ПВО Москвы С-25, зенитный



рисунок 2. С.А. Лавочкин со своей семьёй. Рославль, 1915 г.

комплекс ПВО «Даль». Возглавляемое С.А. Лавочкиным опытно-конструкторское бюро из небольшой группы конструкторов превратилось в одно из крупнейших и лучших авиационно-ракетных конструкторских бюро страны. Были разработаны и построены более тридцати типов самолётов, из которых десять выпускались серийно, и более двадцати типов беспилотных летательных аппаратов. Многие из этих образцов имели приоритетное значение для обороноспособности страны.

Лавочкин Семён Алексеевич родился 11 сентября 1900 года в Смоленске в семье учителя городской гимназии.

В 1916 году окончил гимназию с золотой медалью. В 1917 году добровольцем ушёл в Красную гвардию и прослужил два года в пограничной дивизии, откуда был демобилизован и направлен на учёбу в Москву.

В 1929 году окончил Московское высшее техническое училище им. Н.Э. Баумана.

Преддипломную практику проходил в конструкторском бюро А.Н. Туполева, участвуя в разработке первого советского бомбардировщика АНТ-4.

После окончания МВТУ работал в ряде авиационных конструкторских бюро.

В начале 1939 года правительство объявило конкурс по созданию новых боевых самолётов, участие



рисунок 3. С.А. Лавочкин – студент высшего технического училища. 1920-е гг.

в котором приняли работавшие в Первом главном управлении Наркомата авиационной промышленности Владимир Петрович Горбунов (начальник 4-го отдела ПГУ НКАП), Семён Алексеевич Лавочкин и Михаил Иванович Гудков (инженеры этого отдела). Выдвинутый ими проект скоростного истребителя «К» получил поддержку наркома авиационной промышленности М.М. Кагановича. Самолёт «К» имел цельнодеревянную конструкцию, и завод в подмосковных Химках № 301 с хорошим деревянным производством как нельзя лучше подходил для постройки опытного экземпляра. Так, в сентябре 1939 года на заводе организуется новое опытно-конструкторское бюро (ОКБ), возглавляемое тремя главными конструкторами – В.П. Горбуновым, С.А. Лавочкиным и М.И. Гудковым (*Ефанов В.В. и др., 2017*).

С 1940 года – главный конструктор на авиазаводе № 21 в городе Горький.

В годы Великой Отечественной войны значительно переработал ЛаГГ-3 – произвёл замену двигателя и существенное усиление плоскости крыла, что резко увеличило боевые возможности самолёта. Тогда же создал 10 серийных и экспериментальных истребителей, в том числе Ла-5, Ла-5Ф, Ла-5ФН, Ла-7. При их разработке Семён Алексеевич рационально сочетал деревянную конструкцию планёра, приме-



рисунок 4. В рабочем кабинете. 1940 г.

нив особо прочный материал – дельта-древесину, с надёжным двигателем, имеющим высокие технические характеристики в широком диапазоне высот полёта. Компоновка самолётов Ла-5 и Ла-7 обеспечивала надёжную защиту лётчика в передней полусфере обстрела.

На истребителях конструкции Лавочкина И.Н. Кожедуб сбил 62 немецких самолёта. Всего за годы Великой Отечественной войны было выпущено 22 435 самолётов-истребителей «ЛаГГ» и «Ла» всех модификаций. Изготовлено и поставлено на фронт 6528 истребителей ЛаГГ-3, 10002 Ла-5 и 5905 Ла-7. Более 22 тысяч самолётов! А это значит, что каждый третий истребитель, воевавший в годы Великой Отечественной войны, создан Лавочкиным. Его машины были признаны одними из лучших истребителей Второй мировой войны.

За выдающиеся заслуги в деле создания авиационной техники в трудных условиях военного времени Указом Президиума Верховного Совета СССР от 21 июня 1943 года Лавочкину Семёну Алексеевичу присвоено звание Героя Социалистического труда с вручением Золотой медали «Серп и Молот» и ордена Ленина.

Постановлением Совета Народных Комиссаров СССР от 19 августа 1944 г. С.А. Лавочкину присвоено воинское звание «генерал-майор инженерно-авиационной службы».

В 1945 году конструкторское бюро Лавочкина было переведено в Химки, где в послевоенные годы были созданы последние поршневые истребители – цельнометаллический самолёт Ла-9, учебно-тренировочный Ла-180 и дальний истребитель Ла-11. Затем КБ



рисунок 5. На аэродроме завода № 21. г. Горький. 1942–1944 гг.

Лавочкина было переведено на создание реактивных серийных и экспериментальных истребителей, так как проблемами реактивных двигателей и их применения в авиации Лавочкин занялся вплотную еще с 1944 года.

В 1947 году был разработан Ла-160 – первый отечественный самолёт со стреловидным крылом и Ла-15, советский реактивный истребитель, находившийся на вооружении ВВС с 1949 по 1954 год.

В декабре 1948 года на Ла-176 со стреловидностью крыла 45 градусов впервые в СССР была достигнута скорость полёта, равная скорости звука. КБ Лавочкина был создан сверхзвуковой истребитель Ла-190, всепогодный двухместный истребитель с мощной радиолокационной станцией на борту Ла-200.



рисунок 6. С.А. Лавочкин выступает на митинге перед коллективом завода № 21. г. Горький. 1943-1944 гг.



рисунок 7. С.А. Лавочкин и И.Н. Кожедуб. 1945 г.



рисунок 8. С.А. Лавочкин в группе награждённых в день вручения Золотой медали «Серп и Молот» – знака отличия Героя Социалистического труда. Москва, Кремль. 1943 г.



рисунок 9. С.А. Лавочкин – генерал-майор инженерно-авиационной службы



рисунок 10. С лётчиком-испытателем И.Е. Фёдоровым. Химки. Завод № 301. Конец 1940-х – начало 1950-х гг.

Под руководством Лавочкина разработан ряд образцов ракетной техники. В 1950 году ОКБ С.А. Лавочкина было поручено спроектировать, построить, испытать и внедрить в серию новейшие образцы ракет класса «земля-воздух», причём тактико-технические данные были заданы чрезвычайно высокие, не достигнутые в то время ни в одной стране мира.

По инициативе И.В. Сталина, осознавшего опасность реального в те годы ядерного удара по промышленным центрам страны, было принято решение о создании первой отечественной системы противовоздушной обороны (ПВО С-25) с зенитными управляемыми ракетами (ЗУР) на вооружении.

В кратчайшие сроки был пройден путь от формулировки идеи системы ПВО до создания самой системы. В 1951–1955 годах под руководством С.А. Лавочкина были разработаны и испытаны наземные «ЗУР-205» и «ЗУР-215», а также ракеты класса «воздух-воздух».

В 1955 году вокруг Москвы появились знаменитые защитные «кольца» – система ПВО «Беркут». Ракеты конструкции С.А. Лавочкина находились на боевом дежурстве до начала 80-х годов (это были ЗУР-217М и ЗУР-218).

С 1953 года С.А. Лавочкин – член КПСС.

За выдающиеся заслуги в создании новой авиационной техники и проявленный при этом трудовой героизм, Указом Президиума Верховного Совета СССР от 20 апреля 1956 года Лавочкину Семёну Алексеевичу повторно присвоено звание Героя Социалистического Труда с вручением второй Золотой медали «Серп и Молот».



рисунок 11. В конструкторском бюро. Конец 1940-х – начало 1950-х гг.

Параллельно с ракетной тематикой С.А. Лавочкин в 1950–1954 годах разработал беспилотный самолёт-мишень Ла-17, выпускавшийся почти 40 лет – до 1993 года. Кроме того, был создан и применялся его разведывательный вариант в качестве беспилотного фронтового фоторазведчика (прообраз современных беспилотных летательных разведывательных аппаратов).

С 1956 года С.А. Лавочкин – генеральный конструктор завода № 301. На этом посту он завершил две крупнейшие работы:

- создание межконтинентальной сверхзвуковой крылатой ракеты «Буря»;
- проектирование нового зенитного комплекса ПВО «Даль», основу которого составляли ракеты класса «земля-воздух» большой дальности для поражения высокоскоростных воздушных целей.

С.А. Лавочкин с 1958 года – член-корреспондент Академии наук СССР. Депутат Верховного Совета СССР 3–5 созывов (с 1950 по 1960 годы) (*Ефанов В.В. и др.*, 2016).

При завершении испытаний «Бури» 9 июня 1960 года Семён Алексеевич Лавочкин скончался от сердечного приступа на полигоне Сары-Шаган, в районе озера Балхаш (Казахская ССР). По соображениям секретности, в газетах было сообщено, что конструктор умер в Москве. Похоронен на Новодевичьем кладбище города-героя Москвы.

Его именем названы улицы в Москве, Химках и Смоленске, установлены бронзовые бюсты. В Москве на Тверской улице установлена мемориальная доска на доме, где жил конструктор.

Сохранившиеся до наших дней публикации Семёна Алексеевича как нельзя лучше характеризуют его как личность и будут интересны и полезны широкому кругу читателей.

С.А. Лавочкин писал: «Когда я был маленьким, то очень любил придумывать. Мне страшно хотелось мастерить, воплощать задуманное в металле и дереве. Но иногда меня постигало страшное разочарование: великолепная моя идея иногда оказывалась положительно уродом. Тогда же пришло понимание – мало придумать, еще надо осуществить. Очень важно с детства приучать свои руки делать то, что задумала голова».

«Человек не может выбирать себе наружность, с какой родился, с той и живи. Карие глаза не сменишь на голубые, как бы этого ни хотелось. Но зато человек имеет возможность сделать более важное дело – сформировать собственный характер. Хочешь быть настойчивым – с детства приучай себя не отступать перед трудностями...» (*Семен Алексеевич Лавочкин*, 2010).



рисунок 12. С.А. Лавочкин

«Я помню, когда мы старались ставить всего побольше: скорость, дальность, огонь... Принцип этот – всего побольше – не очень остроумен!.. Иногда важнее летать каких-нибудь 15 минут, но в эти 15 минут быть полным хозяином воздуха» (о ЛаГТ-3) (*Арлазоров М.С.*, 1975).

«Война заставила нас думать об одном, – писал Семён Алексеевич, – может быть, писателю хотелось сочинять стихи о любви, а он писал статьи о войне. Может быть, рабочему хотелось мастерить вещи, нужные людям для удобной жизни, а пришлось делать оружие. Может быть, конструктору военных самолётов приходили в голову мысли о других машинах, не только стреляющих и таранящих – он отодвигал их в сторону... Как-то, ещё в самом начале наших битв, я писал о войне, которую ведёт авиаконструктор. Это неслышная и невидимая война, в ней нет грохота снарядов и свиста пуль. Я не видел своего противника, но я сражался с ним. Я старался сделать самолёты лучше, чем те, которые мог бы сделать он. Это была война мысли... В истребителе всё решает скорость, а это наш труд... и культура производства. Важно не только начертить предмет, рассчитать его,



рисунок 13. С.А. Лавочкин с женой – Розой Герцевной и детьми – дочерью Аллой и сыном Александром. 1946–1947 гг.

но и точно выполнить. В опытном образце у нас может быть бешеная, экзотическая скорость, но вот машина пущена в серию и... не добирает скорость. Где она? Ведь была! Начинаются поиски – кто виноват. Никто! Никто не виноват, и в то же время все мы, а я в первую очередь. Ведь опытный экземпляр – это наш эталон, а в серийной машине это может быть от каких-то отступлений в производстве, в изготовлении узлов и деталей. И только после того, как завод освоит производство – серийные машины приблизятся к эталону. Но к этому времени у нас будет новый образец, но на творческие раздумья времени много нет. Лётчики на фронтах требуют, да и собственная совесть... И ночь превращается в день и этот кабинет, расположенный в тылу – это фронт. Здесь проходит передовая линия!» (Ивановский О.Г. и др., 2000).

О дне 9 мая 1945 года: «Я провел его на московских улицах, – писал Лавочкин. – Ни дома, ни в конструкторском бюро не сиделось. Радовался вместе со всеми, смеялся, аплодировал фронтовикам. Но вот прошел праздник, и вдруг мы все почувствовали себя немного студентами, сдавшими последний самый трудный экзамен. И, как всегда бывает после экза-

мена, перед нами встал вопрос: что делать дальше?» (Ивановский О.Г. и др., 2000).

Семён Алексеевич ценил время и своё, и сотрудников. Многие помнят ритуал получения подписи под серьезным деловым письмом: – Здесь всё правильно? – Да, Семён Алексеевич. Лавочкин подписывал письмо, и сотрудник через минуту уходил из кабинета. Но перед этим документ тщательно готовили, проверяли со всех сторон, вплоть до знаков препинания. Это приучало каждого исполнителя к ответственности за свой участок работы, к самостоятельности и смелости в принятии решений (Ивановский О.Г. и др., 2000).

«Где бы я ни был, что бы я ни делал, я всегда думаю о самолёте, – писал Семён Алексеевич. – Не о том, который летает, а о том, которого ещё нет, который должен быть. Иногда сидишь в театре, смотришь спектакль и вдруг ловишь себя на мысли о самолёте. Спектакль отодвинулся куда-то далеко, и перед глазами – снова самолёт... Я ещё не знаю, каким он будет. Смутно вырисовываются отдельные детали. Я думаю. Иной человек мог бы сказать: довольно странное занятие – с утра до вечера мерить шагами



рисунок 14. С супругой Розой Герцевной на даче. Посёлок Крюково. 1955 г.

свой кабинет. Да занятие ли это? Но каждый работает по-своему. Так шагая, я продумываю и уточняю свою идею. Это труд. Это утомительный напряжённый труд. И когда наконец мне становится ясным, какой должна быть эта новая машина, я зову к себе своих товарищей по работе. «Вот, что я придумал, – говорю я им, – как вам это нравится?» Они слушают внимательно, что-то записывают, чертят. Начинается обсуждение. Иногда мне кажется, что им слишком нравится моя идея. И я не могу сдержаться: «Критикуйте же, чёрт возьми!» – кричу я им. Они входят в азарт, и в кабинете поднимается такой шум, что посетители, сидящие в приёмной, могут подумать, что тут собрались заклятые враги. Но всем нам дорого наше общее дело, поэтому мы все так горячимся и выходим из себя. Обсуждение кончается. Мы довольны. Теперь, по крайней мере, каждому из нас ясно, в чём он прав и в чём не прав. Теперь можно начинать. И вот на чертеже появляется первая линия. Десятки людей работают над будущим самолётом.

Моя стройная машина как бы распадается на отдельные части: мотор, винтовая группа, вооружение – над каждой частью работают специалисты. И все торопятся – скорее, скорее!» (Ивановский О.Г. и др., 2000).

Лавочкин не переносил нецензурных слов в разговоре и никогда не повышал голоса на подчиненных. Самыми «сильными» его выражениями были: «Я Вас ругаю!» или «Вы опасный человек». Иногда он делал замечания вроде: «Вот трудится человек как пчелка, а меду-то нет!» Это действовало на провинившихся эффективнее любого крика. Деликатный и интеллигентный человек, но в то же время решительный и смелый.

Из воспоминаний ветерана НПО Лавочкина С.И. Крупкина, 15 лет проработавшего под руководством С.А. Лавочкина: «Переезд к нам ОКБ в корне изменял всю нашу жизнь: перед нами открывались широкие возможности творчества.

Мы, молодые инженеры, были в восторге. Мы понимали, что кончилась нудная работа по рутинным делам серийного конструкторского отдела. Но была и тревога. Сумеет ли мы, выполнявшие до сих пор не очень творческую работу, справиться с новой? Как отнесутся к нам коренные лавочкинцы? Волновала и легендарная фигура самого Лавочкина.

Семён Алексеевич знакомился с пополнением. Интересовался профессиональным уровнем, материальным положением и жилищными условиями. Разговор шёл спокойно, в приятной манере, чувствовалась человеческая заинтересованность. Явно ощущалось желание Главного иметь не просто подчинённых исполнителей, а единомышленников, увлечённых общим творческим трудом.

Это первое впечатление нашло подтверждение в последующие годы работы рядом с Семёном Алексеевичем, особенно, когда я был назначен начальником бригады, а затем и отдела.

Для того чтобы люди работали с полной отдачей, надо, в первую очередь, чтобы они ясно представляли себе цель, к которой должны стремиться, и чёткое представление о своей роли в достижении этой цели. А для этого они должны быть информированы. Вот на этом моменте я считаю целесообразным остановиться подробнее. Когда Семён Алексеевич приезжал с совещания в правительстве, у министра, его заместителя, ВПК или заказчика, он сразу приглашал к себе своих заместителей, начальников отделов (бригад), ведущих конструкторов, директора и главного инженера завода, других заинтересованных сотрудников.

Далее следовала информация о результатах поездки, наиболее интересных моментах обсуждения вопросов. Я думаю, что учитывая требования секретности, он какую-то часть информации просто не мог донести до нас, но общая ситуация прояснялась,



рисунок 15. Семён Алексеевич Лавочкин. 1960 г.

и мы могли работать с открытыми глазами. Мы доносили полученную информацию своему коллективу, и, таким образом, в пределах допустимого, весь творческий коллектив ОКБ был осознанно нацелен на решение поставленных задач.

Мы с удовольствием шли на работу, зная, что нас ждёт увлекательный и полезный творческий труд. Этот стиль работы сохранялся ещё многие годы и после смерти Семёна Алексеевича, пока возглавляли ОКБ руководители лавочкинской школы» (*Крупкин С.И.*, 2010).

Будучи бесконечно преданным своему делу, С.А. Лавочкин строил свою работу, опираясь, прежде всего, на людей, близких ему по духу – высокопрофессиональных, ответственных, честных. Поддержка в нужный момент, умение отстоять и защищать своих сотрудников, доверие со стороны главного конструктора были для коллектива самой высокой наградой (*Мошшеев А.А., Шевалев И.Л.*, 2009).

Широко эрудированный и творческий человек, он всячески поощрял проявление и развитие таких же черт и у своих сотрудников. Обоснованно-новатор-

ский стиль работы стал визитной карточкой возглавляемого им конструкторского коллектива (*Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л.*, 2010).

Созданная С.А. Лавочкиным научно-проектная школа продолжает существовать и развиваться. Память о выдающемся конструкторе и незаурядном человеке живет не только в названии предприятия, им основанного, но и в памяти людей, которые передают свои навыки и опыт новым поколениям «лавочкинцев».

«Генеральный конструктор, – писал Семён Алексеевич, – должен толкнуть первый камень, тот, с которого начинается лавина... Можно ли представить себе мысль в состоянии покоя? Это противоестественно. Мысли, как жизнь, требуют движения, без движения она мертва!... В авиации есть закон: хорошо не то, что хорошо сегодня, а то, что будет хорошо и завтра...» (*Ширшаков А.Е. и др.*, 2019).

список литературы

Арлазоров М.С. Фронт идет через КБ.М.: Знание, 1975. 224 с.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. О научном потенциале НПО имени Семёна Алексеевича Лавочкина // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 73-77.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчев Х.Ж. Летательные аппараты НПО им. С.А. Лавочкина (к 80-летию предприятия) // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 5-17.

Ивановский О.Г., Тимофеев В.Н., Серов Г.П., Шевалев И.Л. Лавочкин (к 100-летию со дня рождения). М.: БЛОК-Информ-Экспресс, 2000.

Крупкин С.И. Генеральный конструктор Семён Алексеевич Лавочкин // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 3. С. 16-27.

Мошшеев А.А., Шевалев И.Л. Роль личности в истории ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 19-29.

Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л. Творческий путь основателя уникальной конструкторской школы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 3. С. 3-16.

Семен Алексеевич Лавочкин // Фотоальбом. Ярославль: Изд-во «РМП». 2010.

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

Статья поступила в редакцию 29.06.2020

Статья после доработки 29.06.2020

Статья принята к публикации 29.06.2020

АКТИВНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ДЛЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА. ЧАСТЬ 1. АНАЛИЗ УСЛОВИЙ И ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ОПЕРАЦИЙ ТОРМОЖЕНИЯ

ACTIVE BRAKING FOR SOFT LANDING ON MARS SURFACE. PART 1. BRAKING CONDITIONS ANALYSIS AND SEQUENCE OF OPERATIONS



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



И.А. Грудев¹,
grudev@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.2020.48.2.002

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

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.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ВВЕДЕНИЕ

Исследование планет, их спутников и других небесных тел Солнечной системы приводит к задаче доставки на их поверхность научной аппаратуры и передвижных устройств. Как правило, для космического аппарата (КА), совершающего миссию доставки, в момент достижения им поверхности исследуемого небесного тела требуется довольно малая скорость соударения (контакта) с поверхностью и, кроме того, определённая ориентация продольной оси КА относительно нормали к подстилающей поверхности рельефа (Артемов А.В. и др., 2019).

Относительная скорость сближения КА с исследуемым небесным телом, как правило, составляет 3–6 км/с, поэтому снижение этой скорости до допустимой скорости контакта представляет собой сложную техническую задачу. Для каждого небесного тела способ решения этой задачи индивидуален. Способ доставки зависит от наличия или отсутствия газовой атмосферы тела, величины гравитационного ускорения на его поверхности, характеристик относительного орбитального движения, а также доставляемой массы. При отсутствии атмосферы (Луна, астероиды) снижение относительной скорости может быть осуществлено только за счёт использования реактивных двигателей торможения, что связано со значительным расходом топлива (Лихачев В.Н. и др., 2012; Жуков Б.И. и др., 2012). Наличие плотной атмосферы (Венера, Земля) позволяет снизить относительную скорость аэродинамическими средствами торможения за счёт преобразования кинетической энергии КА в тепловую, при этом требуется использование определённой аэродинамической формы корпуса КА, её теплозащиты и парашютной системы.

Марс обладает довольно разреженной атмосферой, которая, однако, позволяет использовать комбинацию аэродинамических средств торможения – теплозащитный аэродинамический экран, парашютную систему. Но даже за счёт значительной площади парашюта нельзя обеспечить к моменту контакта КА с поверхностью снижение относительной скорости до приемлемых значений. Технически реализуемая скорость движения КА относительно поверхности при снижении КА на парашюте может быть доведена до 45–65 м/с. Поэтому для снижения скорости до допустимых пределов на заключительном участке спуска КА необходимо использовать реактивные двигатели торможения.

В данной статье проводится анализ условий полёта до отделения парашюта, обосновывается последовательность операций для подготовки начала активного торможения, рассматривается состав технических

средств управляемого торможения, предлагаются логика и алгоритмы наведения и управления при работе двигателя торможения, обеспечивающие надёжное снижение его скорости в момент контакта с поверхностью.

1. Анализ условий полёта

На формирование профиля спуска при работе тормозного двигателя (ТД) существенное влияние оказывают условия полёта, предшествующие его включению.

Как правило, для снижения скорости входа КА в атмосферу используется простой способ баллистического аэродинамического торможения закрытой капсулы, внутри которой располагается посадочный аппарат (ПА) с научными приборами и другими устройствами, которые будут работать на поверхности Марса. Капсула состоит из лобового аэродинамического экрана, с передней полусферы предохраняющего ПА от воздействия высоких температур и давления набегающего потока, и защитного кожуха, предохраняющего его с задней полусферы. Капсула при этом обладает собственной статической аэродинамической устойчивостью и достаточной теплозащитой для прохождения плазменного участка траектории спуска. На участке аэродинамического торможения скорость движения капсулы снижается от скорости входа, достигающей 5600 м/с, до значений, допустимых для работы парашютной системы.

Установившуюся скорость, до которой парашютная система может обеспечить спуск при достижении поверхности Марса, можно оценить исходя из соотношения равенства силы торможения парашюта и силы гравитационного притяжения Марса

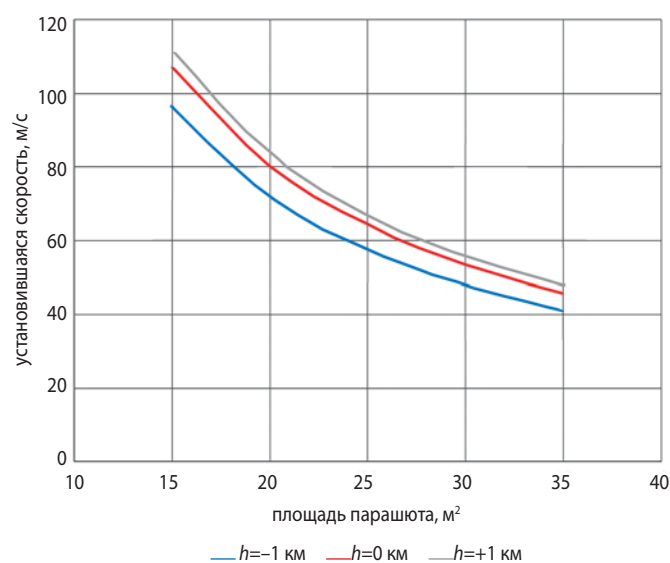


рисунок 1. Скорость снижения КА на парашюте

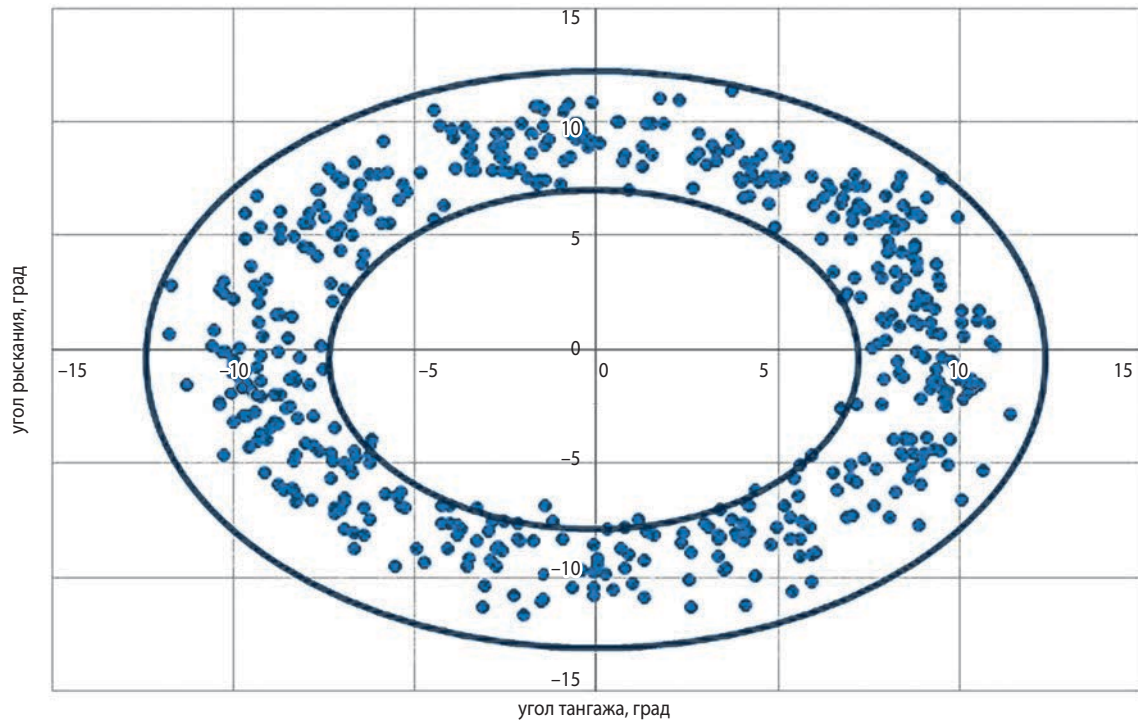


рисунок 2. Область углов ориентации продольной оси ПА в момент отделения парашютной системы с защитным козухом

$$C_p S \frac{\rho V^2}{2} = mg_m,$$

где C_p – коэффициент сопротивления парашюта; S – площадь парашюта; ρ – плотность атмосферы; V – скорость снижения платформы; $g_m = 3.723 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения на поверхности Марса; m – масса посадочной платформы с массой парашютной системы. Соответственно установившаяся скорость снижения перед включением тормозного двигателя составит

$$V = \sqrt{\frac{2gm}{\rho C_p S}}. \quad (1)$$

Для массы ПА с парашютной системой порядка 1800 кг и высоты полёта относительно среднего уровня поверхности Марса 0 ± 1 км на рисунке 1 представлена зависимость установившейся скорости от диаметра используемого парашюта.

Из рисунка следует, что при использовании парашюта диаметром 15 м скорость снижения составляет порядка 100 м/с и более. Для снижения установившейся скорости спуска предпочтительным является диаметр парашюта в пределах 25–35 м, обеспечивающий установившуюся скорость спуска в пределах 65...45 м/с соответственно.

Выполнение аэродинамического торможения в разреженной атмосфере Марса и снижение на парашюте до установившейся скорости спуска сопряжено с дефицитом высоты. Это приводит к тому, что к мо-

менту включения двигателей торможения не всегда достигается установившаяся скорость спуска на парашюте. В связи с этим для доставки полезной нагрузки рекомендуется выбирать места посадки, где поверхность Марса находится ниже среднего уровня на 1.5–2.5 км и где соответственно плотность атмосферы увеличивается на 20% относительно её значений на средней поверхности Марса.

Спуск на парашюте имеет ряд особенностей.

Во-первых, это влияние ветра на движение ПА. Парашют тормозится относительно воздушного потока, а при наличии горизонтальной составляющей ветра – вместе с набегающим потоком втягивается в горизонтальное движение со скоростью ветра. Согласно модели атмосферы Марса, скорость ветра в приповерхностных слоях может достигать 25 м/с. То есть вместе с установившейся вертикальной скоростью спуска ПА может иметь горизонтальную скорость указанной выше величины. При этом продольная ось посадочного модуля на момент отделения парашюта практически параллельна гравитационному ускорению, а вектор скорости отклоняется от этого направления на 30–40°.

Во-вторых, парашют с посадочной платформой на стропах представляет собой маятниковую систему, где точкой подвеса является фокус парашюта – точка приложения силы его торможения, длина строп – длиной подвеса маятника, а масса ПА – массой маятника. Период маятниковых колебаний определяется известным соотношением

АКТИВНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ДЛЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА. ЧАСТЬ 1. АНАЛИЗ УСЛОВИЙ И ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ОПЕРАЦИЙ ТОРМОЖЕНИЯ

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{\ell}{g_m}},$$

где ℓ – расстояние от фокуса парашюта до центра масс ПА. Для указанного выше диапазона диаметров парашюта $\ell \approx 40 \dots 50$ м, откуда $T \approx 20 \dots 23$ с. Амплитуда маятниковых колебаний зависит от возмущений при раскрытии парашюта. Типичная область углов отклонения продольной оси ПА от вектора «воздушной» скорости на момент отделения парашюта представлена на рисунке 2.

Из рисунка следует, что ПА под парашютом совершает конические движения с амплитудой от 7 до 12 градусов. За счёт этих колебаний к систематической ориентации ПА добавляется дополнительная гармоническая составляющая угловой скорости с амплитудой порядка $3.3^\circ/\text{с}$ и горизонтальной скорости с амплитудой до 2.6 м/с с указанным выше периодом.

Таким образом, в момент включения тормозного двигателя продольная ось ПА (вектор тяги ТД) может отклоняться от вектора скорости на угол до $45\text{--}50^\circ$, что потребует определённой длительности переориентации ПА в процессе активного торможения ТД.

Для включения ТД и дальнейшего активного управления движением ПА необходима информация о высоте полёта и о векторе скорости перемещения ПА относительно поверхности Марса. Указанные параметры может считать инерциальная система, основанная на информации гироскопов и акселерометров и начальном векторе состояния при входе в атмосферу. Однако их значения к моменту включения ТД содержат значительные ошибки, достигающие километров по высоте и десятков метров в секунду по скорости к моменту включения ТД. При таких ошибках посадка ПА с требуемыми для посадочного устройства параметрами практически неосуществима. Поэтому наряду с приборами инерциальной навигации на борту ПА необходимо использовать радиолокационный измеритель, основанный на доплеровском эффекте – доплеровский измеритель скорости и дальности до поверхности (ДИСД). ДИСД формирует четыре узконаправленных радиолокационных луча, по которым оцениваются доплеровские сдвиги излучаемого и принимаемого радиолокационного сигнала. На основе этих сдвигов и запаздываний фронтов принимаемых сигналов ДИСД выделяет информацию о проекциях скорости движения и дальности до поверхности в направлении каждого луча. Указанная информация бортовой вычислительной машиной с использованием знания текущей ориентации преобразовывается в знание вертикальной и горизонтальной проекциях скорости движения относительно поверхности, а также в знание высоты полёта КА. ДИСД должен приступить к работе ещё

при спуске на парашюте и снабжать систему управления указанной выше информацией для определения момента включения ТД и отделения парашютной системы.

Для экономии массы на этапе перелёта и при входе в атмосферу Марса КА может быть стабилизирован вращением с определённой угловой скоростью. За счёт аэродинамической асимметрии аэродинамического экрана к моменту ввода парашютной системы диапазон угловой скорости вращения может находиться в широком диапазоне – $10 \dots 25^\circ/\text{с}$. Парашют после его ввода в действие за счёт демпфирования большой площади купола очень быстро прекращает вращение, а в отсутствие собственного демпфирования ПА продолжает вращение вокруг продольной оси. Это вращение затрудняет работу ДИСД. Поэтому после отделения аэродинамического экрана необходимо использовать двигатели стабилизации для снижения скорости вращения ПА до малых значений, порядка $0.5^\circ/\text{с}$, что позволяет ДИСД приступить к измерению высоты и проекций скорости движения КА относительно поверхности Марса.

Известно (*Лихачев В.Н. и др., 2013*), что для построения управляемого торможения на реактивных двигателях необходимо знание направления гравитационного ускорения на поверхности планеты. Построение посадочной системы координат планируется до момента отделения посадочной капсулы от перелётного модуля. К моменту разделения система управления перелётным модулем обеспечивает знание направления на центр притяжения Марса. Снижение КА на внеатмосферном участке длительностью порядка 30 мин и на участке аэродинамического спуска длительностью до 6 минут выполняется при вращении КА. За указанное время угол собственного вращения может составить порядка 40000° . Счисление текущей ориентации КА в посадочной системе координат выполняется на этих участках с использованием информации бесплатформенных (бескарданных) гироскопов. Но за счёт погрешности масштабного коэффициента гироскопа, даже сниженного за счёт его калибровок к моменту отделения до величины 80 pppt, и погрешности знания начальной ориентации относительно центра притяжения и поверхности Марса ошибка в знании угла собственного вращения в посадочной системе координат составит порядка $2.2 \dots 3.6^\circ$. Так как на всем протяжении аэродинамического торможения продольная ось КА находится в почти горизонтальном положении, практически на ту же величину накапливается ошибка в знании ориентации плоскости, содержащей гравитационное ускорение Марса. С одной стороны, эта ошибка полностью переходит в ошибку знания ориентации связанных осей посадочной платформы относительно истинного направления гравитационной

вертикали, а с другой – даёт систематическую составляющую ошибки в оценке величины проекции гравитационного ускорения порядка 0.16–0.2 м/с².

Кроме того, на высоте менее 5–15 м ДИСД теряет работоспособность, и уже нельзя использовать его информацию о высоте и проекциях скорости движения. Эта информация может быть получена только на основе инерциальной системы навигации. При длительности спуска с этой высоты до контакта с поверхностью порядка 5...7 с инерциальная система счисления за счёт ошибки знания направления гравитационного ускорения может накопить ошибку в величине навигационной горизонтальной скорости от 1 до 1.5 м/с.

Для повышения точности знания направления гравитационной вертикали к началу управляемого торможения можно использовать способ уточнения вектора гравитационного ускорения, изложенный в (Лихачев В.Н., Федотов В.П., 2016). При этом реализуется вычислительная процедура уточнения направления гравитационного ускорения по информации ДИСД и инерциальной системы счисления. В соответствии с этой процедурой по информации ДИСД на момент времени t фиксируется вектор скорости движения ПА $\vec{V}1(t)$, а через интервал времени Δt фиксируется новый вектор $\vec{V}2(t+\Delta t)$. Изменение вектора скорости связано с работой внешних сил и с влиянием гравитационного ускорения. Работа внешних сил проявляется в изменении вектора кажущейся скорости, которое можно вычислить на борту КА с использованием информации инерциальных средств $\Delta \vec{V}xar = \int_0^{\Delta t} \vec{A} dt$, где \vec{A} – вектор ускорений от внешних сил (за исключением гравитационных).

В итоге можно составить векторное уравнение, где неизвестный вектор гравитационного ускорения $\mathbf{g}_m = \frac{1}{\Delta t} [\vec{V}1(t) + \Delta \vec{V}xar - \vec{V}2(t + \Delta t)]$. Все составляющие векторного уравнения вычисляются в единой системе координат, поэтому вектор гравитационного ускорения будет определён абсолютно точно в этой системе координат, так как угловая ошибка ориентации для каждого элемента векторного уравнения одинакова. Единственной причиной неправильного определения ориентации вектора гравитационного ускорения является ошибка ДИСД в измерении начальной и текущей составляющих скорости. И чем больше интервал времени Δt , тем точнее будет оценено направление вектора гравитационного ускорения.

Особенность посадки автоматических аппаратов на поверхность Марса состоит также в том, что необходимо избежать накрытия ПА куполом парашюта после её мягкой посадки на поверхность. Наибольшая вероятность накрытия соответствует чисто вертикальному спуску без наличия ветра. Избежать

накрытия можно путём выполнения манёвра увода ПА в горизонтальной плоскости от точки разделения с парашютной системой. Способ отделения парашюта от ПА существенно влияет на схему дальнейшего управляемого торможения. Рассмотрим случай, когда парашютная система остаётся закреплённой на защитном кожухе, а сам кожух отделяется от ПА практически в момент начала активной фазы торможения на реактивном двигателе торможения. За счёт резкого снижения массы, закреплённой на парашюте, скорость кожуха быстро уменьшается и он приземляется значительно позже ПА. После приземления кожуха купол парашюта может складываться вдоль поверхности Марса в направлении поверхностного ветра.

Анализ углов ориентации посадочной платформы при моделировании её спуска на парашюте показывает, что ПА перед запуском тормозного двигателя осуществляет спуск практически в вертикальном положении. Наличие горизонтальной скорости говорит о наличии соответствующего ветра в атмосфере. Очевидно, что наиболее предпочтительным удалением от точки падения защитного кожуха является направление, перпендикулярное направлению скорости ветра, то есть направление, перпендикулярное измеренному вектору горизонтальной скорости ПА.

Дистанция увода должна превышать длину парашюта и его закрепления на защитном кожухе, так как при возможном изменении направления ветра ПС с защитным кожухом может начать перемещаться в направлении ПА, сокращая дистанцию. Поэтому участок увода должен выполняться с максимальной возможной горизонтальной скоростью «увода».

Создать скорость «увода» можно только при работающих двигателях торможения путём отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали на максимально возможный угол на отведённом для этой операции интервале времени. С этой целью алгоритм управления ориентацией должен быть построен на принципе максимального быстрогодействия. То есть переориентация ПА после отделения парашютной системы должна проводиться с максимальной угловой скоростью для достижения максимальнодопустимого угла отклонения продольной оси (вектора тяги тормозного двигателя) за минимальное время.

2. Средства управления движением ПА

Учитывая условия полёта до момента отделения парашюта, необходимо:

- на борту ПА иметь инерциальные средства счисления параметров движения и ДИСД;
- после отделения аэродинамического экрана снизить скорость вращения ПА до значений, приемлемых для работы ДИСД;

- в процессе снижения на парашюте прогнозировать момент включения тормозного двигателя;
- после включения тормозного двигателя выполнить переориентацию продольной оси ПА (вектора тяги ТД) на угол до 35° ;
- в процессе торможения выполнить манёвр увода из-под отделившегося парашюта с защитным кожухом;
- заканчивать процесс торможения на участке спуска с постоянной скоростью, завершая на нём переходные процессы управления ориентацией, горизонтальной скоростью и тягой тормозного двигателя.

Управляемое торможение на реактивном двигателе для выполнения мягкой посадки на поверхность Марса имеет много общего с выполнением прецизионного торможения на поверхность Луны (Лихачев В.Н. и др., 2013). Поэтому состав технических средств, обеспечивающих процесс управления на этом участке, может быть идентичным.

Для управления движением ПА при работе тормозного двигателя используются:

- бортовая вычислительная система (БЦВМ);
- радиолокационный четырёхлучевой доплеровский измеритель скорости и дальности;
- два бескарданных инерциальных блока (БИБ), каждый из которых содержит по три волоконно-оптических гироскопа и три акселерометра, идентичные оси чувствительности которых взаимноперпендикулярны;
- восемь двигателей стабилизации, способных создавать управляющие моменты по трём осям базовой системы координат ПА;
- тормозной двигатель с регулируемой тягой;
- блок управления приводами (БУП) регулирования тяги ТД;
- блок управления (БУ) двигателями стабилизации;
- датчики контакта посадочных опор с поверхностью.

Бортовая цифровая вычислительная машина при выполнении задач управления движением:

- формирует циклограмму основных операций, выдавая соответствующие команды в систему электроавтоматики КА;
- обеспечивает приём и обработку информации БИБ и ДИСД;
- выполняет расчёт алгоритмов и формирование навигационной информации для управления движением ПА;
- выполняет расчёт алгоритмов наведения и управления как угловым движением, так и движением центра масс ПА;
- формирует признаки инициализации каждого из характерных участков управления;

- выдаёт флаги команд на срабатывание пиротехнических устройств ПА;
- формирует флаги управляющих команд на электропневмоклапаны двигателей стабилизации и на приводы управления тягой тормозного двигателя.

2.1. Доплеровский измеритель скорости и дальности

Радиолокационный ДИСД является основным измерителем скорости и высоты полёта ПА. Счисление траектории по информации БИБ путём интегрирования математической модели движения начинается на удалении от поверхности порядка 100 км и связано с большими перегрузками на участке аэродинамического торможения. Это, даже с практически минимальными погрешностями измерений БИБ, приводит к точности знания высоты полёта к моменту включения ТД в несколько километров и скорости 10–20 м/с. Вполне естественно, что активная локация поверхности средствами ДИСД позволяет существенно повысить точность знания параметров траектории.

ДИСД предназначен для получения измерительной информации о дальности до поверхности вдоль четырёх узких лучей его антенной системы и о скорости движения ПА относительно поверхности в проекции на оси этих лучей. Для получения информации о дальности прибор измеряет временной интервал от момента излучения передатчиком радиолокационного импульса до момента прихода в приёмник отражённого от поверхности импульса. Измерение проекций скорости основано на определении доплеровского сдвига частоты излучаемого и отражённого от поверхности радиосигнала.

2.2. Двигательная установка

Двигательная установка предназначена:

- для демпфирования угловой скорости вращения ПА, находящегося под парашютом;
- для создания управляющих моментов по трём осям ПА и управляемой силы торможения после отделения парашюта.

2.2.1. Выбор двигателей

Для обеспечения условий работы ДИСД для управления траекторией и угловым движением на ПА могут быть использованы только низкотемпературные гидразиновые двигатели, в условиях разреженной атмосферы Марса не создающие помех при прохождении радиолокационного сигнала через факелы выхлопных газов двигателей. Кроме того, на пассивном участке траектории под парашютом необходимо снизить скорость вращения ПА до $0.5\text{--}2^\circ/\text{с}$. Эту задачу и задачи управления угловым движением в каналах

тангажа, рыскания и вращения могут выполнить как минимум восемь гидразиновых реактивных двигателей стабилизации – четыре в канале крена и по два – в каналах тангажа и рыскания. По условиям размещения на ПА эти двигатели могут быть размещены на периферии в нижней части ПА. Для исключения попадания струй выхлопа этих двигателей на элементы конструкции ПА и сохранения управляемости ПА двигатели стабилизации могут быть установлены так, что ось сопла каждого двигателя должна быть отвёрнута вне контура ПА на угол $15\text{--}25^\circ$ и в этой касательной плоскости отвёрнута от направления продольной оси ПА на угол до $55\text{--}60^\circ$. Эти двигатели могут быть расположены на ПА группами по два двигателя на каждой из полуосей базовой системы координат ПА. Тогда в канале вращения можно включать два или четыре двигателя по одному из каждой группы с использованием 80% их тяги для создания управляющего момента. А для создания управляющего момента в каналах тангажа или рыскания можно включать два двигателя одной группы, используя 50% их тяги. Из имеющегося ряда двигателей могут быть выбраны только гидразиновые. Тяга двигателей должна выбираться из условия быстрейшего действия операций с учётом значений моментов инерции ПА.

В качестве двигателя торможения должен использоваться гидразиновый двигатель. Для регулирования скорости снижения ПА на заключительном участке торможения его минимальная тяга должна составлять не более 75% «марсианского веса». Для интенсивного торможения ПА после отделения парашютной системы уровень тяги ТД должен превышать «марсианский вес» ПА более чем 2.5 раза. То есть глубина регулирования тяги тормозного двигателя – отношение максимальной тяги к минимальной – должна быть не менее 3.5, а с учётом возможных отклонений от номинальных значений – порядка 5. Если обозначим как n – отношение программного ускорения при интенсивном торможении к ускорению свободного падения на поверхности Марса, то гравитационные потери по отношению к скорости включения ТД составят $K_g = 1/(n-1)$, что при $n=2$ достигает 100%, при $n=2.5$ – 67%, а при $n=3$ – 50%.

Так как интервал установившейся скорости спуска на парашюте 40–65 м/с, то длительность интенсивного торможения при $n=2$ составит от 11 до 18 с, а при $n=3$ – от 6 до 9 с. Но к моменту начала интенсивного торможения необходимо выставить продольную ось ПА (вектор тяги ТД) против вектора скорости. Однако на момент отделения парашюта, как указывалось ранее, отклонение от требуемой ориентации может составить 35° . Очевидно, что контур управления угловым движением ПА должен обладать максимальным быстрейшим действием и создавать значительные управляющие моменты.

Поэтому тормозной двигатель, кроме собственно тяги, торможения должен создавать и управляющие моменты. С этой целью он должен иметь по крайней мере четыре камеры или использовать четыре независимых двигателя, разнесённых от продольной оси на определённое расстояние. Для создания управляющих моментов в каналах тангажа или рыскания тяга диаметральнопротивоположных камер/двигателей должна регулироваться в определённых пределах.

В случае 4-камерного двигателя можно использовать схему, когда один из приводов регулирует общий расход топлива (суммарную тягу четырёх камер), а два других привода дифференциально изменяют расход через диаметральнопротивоположные камеры, создавая разность тяг этих камер.

Для управления скоростью снижения команды управления поступают на привод регулирования тяги двигателя (ПРТ), а команды управления угловым движением в каналах тангажа и рыскания – на два привода регулирования тяги диаметрально противоположных камер (ПРК), изменяя их тягу от уровня, задаваемого ПРТ. При переводе ПРТ на новый режим тяги двигателя пропорционально ей изменяется и возмущающий момент, создаваемый самим двигателем. Но при сохранении угла ПРК в том же соотношении изменяются и управляющие моменты. То есть изменения в канале управления центром масс не изменяют режима работы каналов управления угловым движением. Отклонения в соотношении возмущающего и управляющего момента могут возникнуть только за счёт технологических погрешностей в изготовлении и регулировке камер. В свою очередь, изменения положения ПРК в каналах управления угловым движением не изменяют результирующую тягу двигателя и тем самым не влияют на работу канала управления центром масс ПА.

При использовании же четырёх независимых двигателей при изменении команды управления движением центра масс изменяются возмущающие моменты от двигателей. Это связано с тем, что индивидуальные двигатели будут иметь и индивидуальную зависимость тяги двигателя от угла поворота ПРТ. В этом случае при неизменной команде управления угловым движением изменяется соотношение между возмущающими и управляющими моментами, что, несомненно, вызовет динамические забросы по углам и изменения в командах управления угловым движением. При этом использование одного исполнительного органа для управления двумя каналами всегда вызывает возможность потери эффективности одного из каналов за счёт ограничений в пределах работоспособности привода. При использовании четырёх независимых тормозных двигателей на привод регулирования тяги каждого двигателя должна поступать и команда управления движением

АКТИВНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ДЛЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА. ЧАСТЬ 1. АНАЛИЗ УСЛОВИЙ И ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ОПЕРАЦИЙ ТОРМОЖЕНИЯ

центра масс и команда управления канала тангажа/рыскания. Поэтому для сохранения работоспособности канала управления угловым движением необходимо ограничить требуемую скорость изменения команд управления движением центра масс (например, ограничить скорость изменения угла поворота регулятора тяги в канале управления движением центра масс на уровне 65...75% от максимальной угловой скорости ПРТ, с тем чтобы из располагаемого диапазона максимальной скорости ПРТ для управления угловым движением всегда оставалась возможность регулировать положение привода с угловой скоростью 25–35% от максимально располагаемой).

После отделения парашютной системы и защитного кожуха начинается собственно управление вертикальной и горизонтальной скоростью КА. Для торможения вертикальной скорости производится регулирование тяги тормозного двигателя, а для управления горизонтальной скоростью – управление углом отклонения продольной оси от гравитационной вертикали. Требуемая скорость разворотов порядка $10^\circ/\text{с}$, она должна достигаться на интервале 1–1.5 с. Поэтому на управление угловым движением требуется максимальное угловое ускорение от исполнительных органов порядка $10^\circ/\text{с}^2$. Для поперечных моментов инерции порядка 1000 кгм^2 требуемая величина управляющих моментов по каналам тангажа и рыскания должна составлять 150–175 Нм. Так как диаметрально противоположные камеры ТД могут располагаться на расстоянии 0.5 м от продольной оси, то снижение тяги одной камеры и увеличение тяги другой относительно их среднего уровня на 100–150 Н достаточно для создания моментов такого уровня.

Таким образом, для парирования возмущающего момента от эксцентриситета тяги тормозного двигателя и создания необходимого управляющего момента для управления ориентацией ПА необходимо, чтобы диапазон регулирования разности тяг двух диаметральнопротивоположных камер составлял 10–15% от суммы тяг этих камер.

Если использовать четыре независимых двигателя тягой 750–3500 Н, то они обеспечат и управление вертикальной скоростью, и создание управляющих моментов. Если в качестве приводов регулирования тяги использовать шаговые электроприводы с количеством 1000 шагов на общий диапазон регулирования, то дискретность изменения управляющего момента на один шаг угла поворота регулятора тяги составит порядка 15–20 Нм/шаг и для создания максимального управляющего момента потребуется всего 10–20 шагов поворота привода. Дискретность на один шаг поворота привода по управляющему угловому ускорению при этом составит порядка $1^\circ/\text{с}^2/\text{шаг}$. В то же время при использовании 4-камерного двигателя

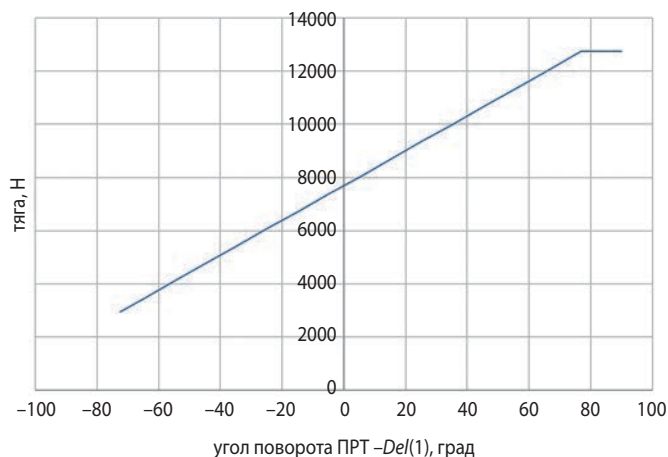


рисунок 3. Дроссельная характеристика ТД

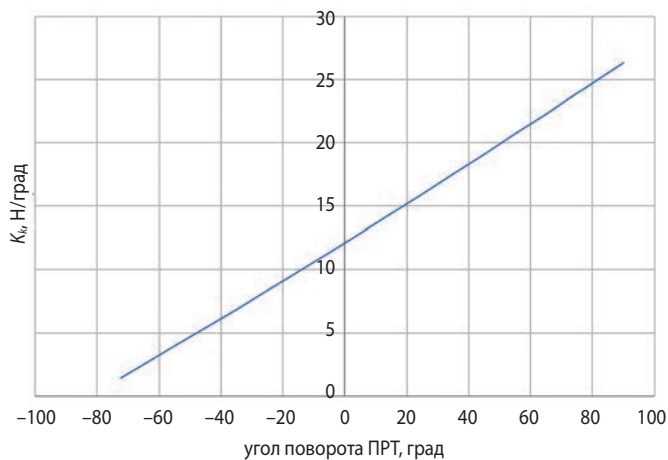


рисунок 4. Коэффициент пропорциональности K_x

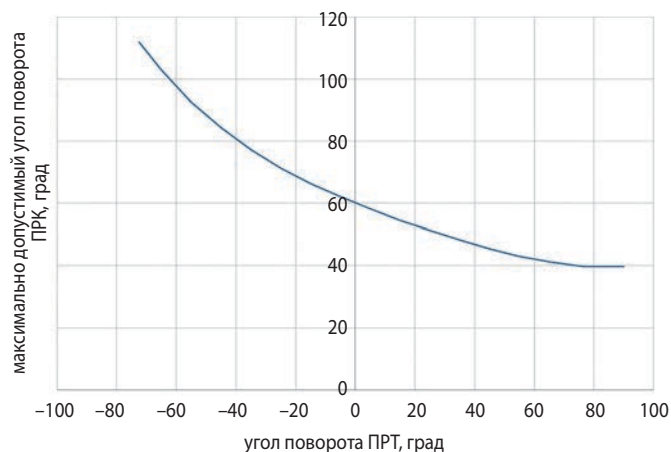


рисунок 5. Максимальный угол поворота ПРК

и применении для управления разностью тяг камер таких же приводов, как и для управления общей тягой двигателя, дискретность управляющего момента составит порядка 1.5 Нм/шаг, а управляющего углового ускорения – порядка $0.1^\circ/\text{с}^2/\text{шаг}$, обеспечивая тем самым бóльшую «мягкость» управления угловым движением.

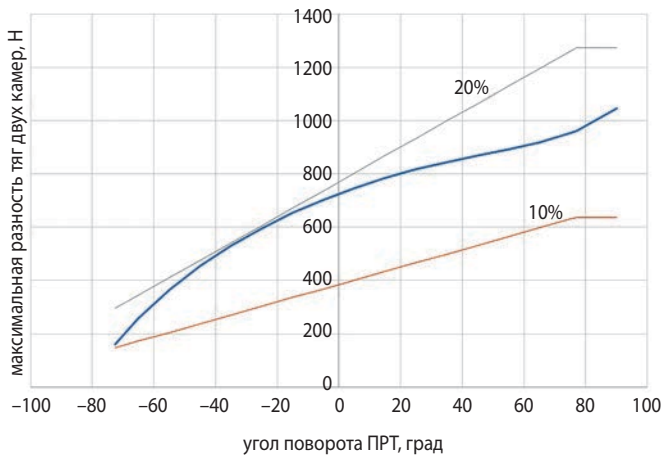


рисунок 6. Достижимая разность тяг камер

Таким образом, использование 4-камерного двигателя по сравнению с использованием четырёх независимых двигателей существенно снижает взаимные ограничения и взаимосвязь каналов управления, а также обеспечивает достаточную мягкость управления угловым движением ПА.

2.2.2. Основные характеристики тормозного двигателя

В качестве примера для диапазона масс ПА на момент отделения парашюта 1200–1400 кг были разработаны требования к 4-камерному тормозному двигателю, работающему на продуктах разложения гидразина. Его использование потребовало включить в перечень операций управления дополнительный участок прогрева катализатора в камерах двигателя. С этой целью включение двигателя производится за 4 с до начала управления его тягой. На этом интервале времени при фиксированном значении угла ПРТ тяга двигателя возрастает от нуля до ~1500 Н. Включение двигателя на режим «Прогрев» допускается ещё на участке спуска на парашюте.

В общем случае дроссельная характеристика ТД – нелинейная функция зависимости тяги от угла поворота ПРТ, но в рабочем диапазоне углов поворота ПРТ может быть аппроксимирована линейной функцией с насыщением в районе максимальной тяги $P = Pr + Sd(Del(1) - Delr) \leq P_{\max}$, где Pr – тяга в настроечной точке; Sd – производная тяги по углу поворота ПРТ; $Del(1)$ – угол поворота ПРТ; $Delr$ – значение угла ПРТ в настроечной точке дроссельной характеристики; P_{\max} – максимальная тяга. Зависимость тяги ТД от угла поворота ПРТ представлена на рисунке 3.

Рабочий диапазон углов поворота ПРТ составил от минус 72.5° до +90°, так что тяга тормозного двигателя может регулироваться от минимальной тяги 2943 Н до максимальной тяги 12737 Н. В режиме «Прогрев» угол поворота ПРТ должен быть равен минус 95°, при этом установившееся значение тяги

тормозного двигателя в конце режима «Прогрев» составляет порядка 1500 Н.

При нулевом положении привода ПРК тяга каждой камеры в номинале равна одной четвёртой суммарной тяги двигателя $Prk(i) = Ptr/4$. Для управления угловым движением разность тяг двух диаметрально противоположных камер регулируется приводами ПРК. Разность тяг пары камер определяется соотношением $\Delta Prk = K_k Del(2,3)$, где коэффициент пропорциональности K_k практически линейно зависит от суммарной тяги двигателя (угла поворота ПРТ), рисунок 4, увеличивая эффективность управления угловым движением при увеличении общей тяги двигателя.

При этом система управления должна ограничивать командное значение угла ПРК в функции угла ПРТ в соответствии с предельными значениями, представленными на рисунке 5.

Таким образом, в зависимости от общей тяги двигателя для управления угловым движением может использоваться разность тяг пары камер в пределах 10–20% от суммарной тяги этих камер (рисунок 6)*.

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.

Жуков Б.И., Зайко Ю.К., Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г. и др. Адаптивный терминальный алгоритм наведения для посадки на Луну // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 92–102.

Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П. Заключительные этапы торможения и методика расчета параметров управления движением КА, совершающего мягкую посадку на Луну // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1. С. 3–10.

Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П. Этап основного торможения для выполнения мягкой посадки на поверхность Луны как один из видов коррекции траектории // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 27–33.

Лихачев В.Н., Федотов В.П. Метод оценки направления гравитационного ускорения на активном участке посадки КА на поверхность Марса // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 3–6.

Статья поступила в редакцию 10.07.2020

Статья после доработки 10.07.2020

Статья принята к публикации 10.07.2020

* Окончание статьи следует

ПРОЕКТ «СПЕКТР-УФ»: НОВЫЕ ШТРИХИ

Б.М. Шустов¹,
*член-корреспондент
РАН, доктор физико-
математических наук,*
bshustov@inasan.ru;
B.M. Shustov

Л. Бейтия-Антеро²,
lbeitia@uct.es;
L. Beitia-Antero

Х.К. Вальехо²,
PhD,
juancval@uct.es;
J.C. Vallejo

Е.Н. Канев¹,
kanev@inasan.ru;
E.N. Kanev

А.А. Моисеев⁶,
*кандидат
технических наук,*
moisheev@laspace.ru;
A.A. Moisehev

А.Е. Шаханов⁶,
*кандидат
технических наук,*
shakhanov@laspace.ru;
A.E. Shakhanov

Ф.Х. Яньез Гестосо²,
профессор, PhD,
jayage@uct.es;
F.J. Yañez Gestoso

М.Е. Сачков¹,
*профессор РАН,
доктор физико-
математических наук,*
msachkov@inasan.ru;
M.E. Sachkov

Д.В. Бисикало¹,
*член-корреспондент
РАН, доктор физико-
математических наук,*
bisikalo@inasan.ru;
D.V. Bisikalo

А.И. Гомез де Кастро²,
профессор, PhD,
aig@uct.es;
A.I. Gomez de Castro

А. Канет²,
adacanet@uct.es;
A. Canet

И. Прада Казалла²,
ivprada@uct.es;
I. Prada Cazalla

В.Е. Шмагин¹,
csve00@gmail.com;
V.E. Shmagin

WSO-UV PROJECT: NEW TOUCHES

С.Г. Сичевский¹,
s.sichevskij@gmail.com;
S.G. Sichevsky

С.А. Богачев³,
*профессор РАН,
доктор физико-
математических наук,*
bogachev@sci.lebedev.ru;
S.A. Bogachev

С.В. Григорович⁴,
gvich@mail.ru;
S.V. Grigorovich

О.И. Кораблев⁵,
*член-корреспондент
РАН, доктор физико-
математических наук,*
korab@iki.rssi.ru;
O.I. Korablev

А.В. Тавров⁵,
*доктор
технических наук,*
tavrov@iki.rssi.ru;
A.V. Tavrov

С.В. Шостак⁶,
*кандидат
технических наук,*
shostak@laspace.ru;
S.V. Shostak

Р.Н. Архангельский¹,
roman.arkhangel@gmail.com;
R.N. Arkhangelsky

А.И. Буслаева¹,
smile734@mail.ru;
A.I. Buslaeva

С.В. Иосипенко¹,
кандидат технических наук,
iosipenkosv@gmail.com;
S.V. Iosipenko

С.В. Кузин³,
*доктор физико-
математических наук,*
s.kuzin@lebedev.ru;
S.V. Kuzin

Р. де ла Фуэнте Маркос²,
PhD,
rdelafue@uct.es;
R. de la Fuente Marcos

А.С. Шугаров¹,
shugarov@inasan.ru;
A.S. Shugarov

¹ ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва.
Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences,
Russia, Moscow.

² Мадридский Университет Комплутенсе, Испания,
Мадрид.
Madrid Complutense University, Spain, Madrid.

³ Астрокосмический центр Физического института
им. П.Н. Лебедева РАН, Россия, г. Москва.
Astro Space Centre of P.N. Lebedev Physical Institute of the
Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

⁴ Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский
научно-исследовательский институт экспериментальной

физики (РФЯЦ-ВНИИЭФ) – федеральное государственное
унитарное предприятие Государственной корпорации
по атомной энергии «Росатом», Россия, Нижегородская
область, г. Саров.

The Russian Federal Nuclear Center – All-Russian Scientific
Research Institute of Experimental Physics (RFNC-VNIIEF),
Russia, Nizhny Novgorod region, Sarov.

⁵ ФГБУН Институт космических исследований РАН,
Россия, г. Москва.
Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

⁶ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область,
г. Химки.
Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Дано общее описание международного (при ведущей роли России) проекта «СПЕКТР-УФ» (международное название «Всемирная Космическая Обсерватория – Ультрафиолет»), направленного на создание крупной космической обсерватории для работы в УФ-участке спектра (110–310 нм). Проект развивается уже довольно длительное время. Нерешённых технических вопросов нет. В силу ряда обстоятельств нетехнического плана запуск проекта отнесён на 2025 год. Определённый запас времени позволил рассмотреть возможности некоторых улучшений в структуре проекта. Уточнена научная программа проекта, подготовлен новый проект камеры поля; в рамках кооперации рассматривается возможность установки нового прибора – спектрографа (Япония), выбрана другая, более оптимальная орбита; разработана система сбора заявок и начат экспериментальный сбор заявок и т.д., так что общая картина проекта приобрела новые штрихи. В данной работе кратко описан текущий статус проекта, и основное внимание уделено этим новым штрихам.

Ключевые слова:
ультрафиолетовая астрономия;
космические проекты;
космическое приборостроение.

DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.003

ВВЕДЕНИЕ

Наблюдения объектов Вселенной в ультрафиолетовом (УФ) участке электромагнитного спектра возможны только с помощью космических аппаратов. Такие наблюдения дают важные (в т.ч. уникальные, недополучаемые другими методами) научные данные. Поэтому за последние полвека в мире проведены многие десятки космических экспериментов по наблюдениям в УФ, главным образом в участке спектра 91–310 нм. В работе (Шустов Б.М. и др., 2014) обсуждаются некоторые уникальные астрономические открытия, полученные методами УФ-астрономии в предыдущие годы: прямое обнаружение молекул H_2 , открытие горячей фазы межзвёздной среды, определение относительного содержания дейтерия к водороду, выявление природы структур (например, корон, колец нейтрального газа и т.д.) и процессов, протекающих во внешних областях атмосфер планет-гигантов. Эти открытия были сделаны в основном на космических УФ-обсерваториях (Copernicus, IUE, FUSE, HST), созданных специалистами NASA и ESA.

Советские учёные и специалисты по космической технике также добились в этом направлении значительных успехов. Запущенная в СССР космическая

A general description of the international (with the main role of Russia) project «SPEKTR-UF» (international name «World Space Observatory – Ultraviolet») aimed at creating a large space observatory for operation in the UV part of the spectrum (110–310 nm) is given. The project is already developing for quite a long time. There are no outstanding technical issues. Due to a number of circumstances of the non-technical plan, the launch of the project was assigned to 2025. A certain amount of time allowed us to consider the possibility of some improvements in the structure of the project. The scientific program of the project has been clarified, a new project of the field camera has been prepared; within the framework of cooperation the possibility of installing a new device – a spectrograph (Japan) is being considered another more optimal orbit has been selected; a system for collecting applications has been developed and experimental collection of applications has begun etc., so that the overall picture of the project has acquired new touches. This paper briefly describes the current status of the project and focuses on these new touches.

Key words:
ultraviolet astronomy;
space projects;
space instrument engineering.

обсерватория «АСТРОН» (руководитель – академик А.А. Боярчук, главный конструктор – А.А. Моишеев, головная организация – НПО им. С.А. Лавочкина, ныне АО «НПО Лавочкина») также внесла свой значительный вклад (Боярчук А.А. и др., 2013). С помощью спутника «АСТРОН» (1983–1989), на борту которого летал крупнейший в те годы космический телескоп «СПИКА» апертурой 80 см, был получен ряд важных результатов: определён темп истечения вещества из звёзд различных спектральных классов; определено содержание химических элементов в атмосферах необычных (пекулярных) звёзд классов Ar и Am; выявлены свойства нестационарных звёзд (например, карликовых Новых), квазаров и галактик, галактических туманностей и диффузного ультрафиолетового излучения Галактики. С помощью КА «АСТРОН» удалось пронаблюдать такие явления, как водяная кома кометы Галлея с 1985 по 1986 год и вспышка сверхновой в Большом Магеллановом облаке в конце февраля 1987 года (SN1987A).

Успех обсерватории «АСТРОН» и запуск космического телескопа «ХАББЛ» (КТХ) вдохновил отечественных учёных и специалистов по косми-

ческой технике на создание более крупной обсерватории, сравнимой по возможностям с обсерваторией КТХ. Проект получил название «СПЕКТР-УФ»; он стал одним из проектов серии «СПЕКТР» Федеральной космической программы (ФКП) наряду с проектами «СПЕКТР-Р» (Радиоастрон) и «СПЕКТР-РГ». Проект привлёк большое внимание международной научной общественности, и изначально (в 1990-е годы) целый ряд стран выразил желание участвовать в нём. По предложению образовавшейся международной группы проект получил второе (международное) название «World Space Observatory – Ultraviolet» (WSO-UV, «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет»).

После успешного запуска в 2019 году астрофизической обсерватории «СПЕКТР-РГ» (головная организация – АО «НПО Лавочкина») проект «СПЕКТР-УФ» перешёл в разряд пусковых. Этим объясняется то, что к проекту «СПЕКТР-УФ» привлечено особое внимание, которое в том числе означает необходимость оперативного и непрерывного информирования о статусе проекта. Если говорить об информировании широкого профессионального сообщества, то в ведущих научных и научно-технических изданиях в России и в мире опубликовано несколько десятков работ. Естественно, что такие работы регулярно публиковались и в «Вестнике «НПО им. С.А. Лавочкина» (см., например, обзорные работы по проекту в целом (*Шустов Б.М. и др., 2014; Боярчук А.А. и др., 2012; Шустов Б.М. и др., 2017*). Конечно, есть такие публикации и в ведущих научно-технических зарубежных изданиях (примеры – (*Sachkov M. et al., 2018; Shustov B. et al., 2018*). Ряд публикаций был посвящён различным инструментам, системам и другим аспектам этого крупного и сложного космического проекта. Поскольку различных материалов по проекту опубликовано уже довольно много, в данной работе мы лишь кратко напоминаем основные характеристики проекта и фиксируем его статус (раздел 1), а в основном описываем то новое (в научной, технической и организационной части), что появилось за последние два года. Новые и уточнённые научные цели и подготовка научного сообщества к использованию возможностей, которые предоставит обсерватория, обсуждаются в разделе 2. Новые решения в усовершенствовании комплекса научной аппаратуры, прежде всего относящиеся к новому проекту камеры поля и приёмникам излучения, изложены в разделе 3.

Проект вызывает интерес у потенциальных иностранных партнёров, которые предлагают новые интересные инструменты. В разделе 4 описано такое предложение, поступившее со стороны японских коллег, о включении в состав КНА специального ультрафиолетового спектрографа. В конце статьи приведены выводы.

1. Общие сведения о проекте

«СПЕКТР-УФ» – космическая астрофизическая обсерватория для наблюдений объектов Вселенной в УФ (115–310 нм) диапазоне спектра. Приведём общие сведения об основных составляющих проекта.

1.1. Комплекс научной аппаратуры (КНА)

В состав КНА «СПЕКТР-УФ» входят:

- телескоп Т-170М (апертура 170 см);
- комплекс основных научных приборов в составе:
 - блок спектрографов (БС), включающий каналы ВУФЭС (рабочий диапазон 115-176 нм, разрешающая сила $R \sim 50000$), УФЭС (174–305 нм, $R \sim 50000$) и канал спектрографа с длинной щелью СДЩ (115–310 нм, $R \sim 10000$);
 - блок камер поля (БКП), включающий канал дальнего УФ для получения прямых изображений в диапазоне 115–175 нм и канал ближнего УФ для получения прямых изображений в диапазоне 185–310 нм. Более подробно о БКП см. в разделе 3;
 - блок управления научными данными (БУНД);
 - научная аппаратура «Конус-УФ» – это дополнительная нагрузка – очередное «издание» разработанного в ФТИ им. А.Ф. Иоффе РАН небольшого детектора гамма-излучения, уже неоднократно и успешно использованного в предыдущих космических экспериментах.

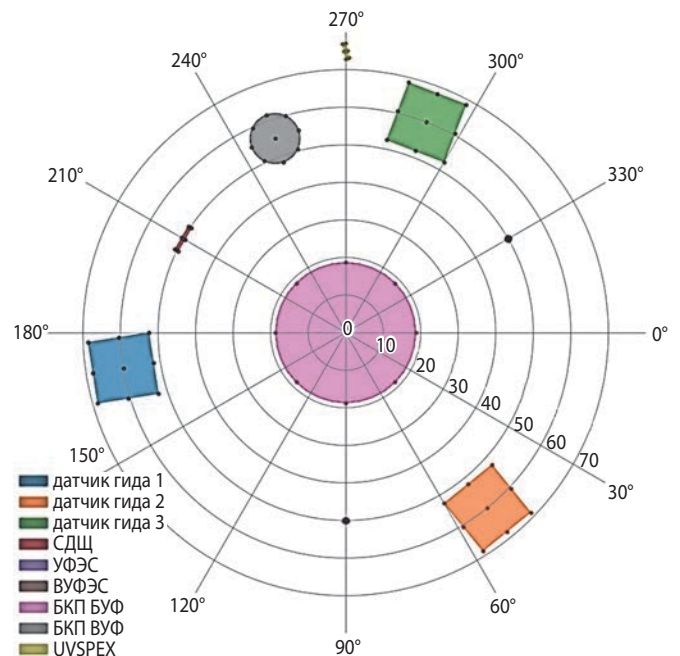


рисунок 1. Проекция полей зрения всех приборов на фокальную плоскость телескопа научных приборов: СДЩ – спектрографа с длинной щелью; УФЭС – УФ-эшелле спектрографа; ВУФЭС – ВУФ эшелле спектрографа; спектрографа UVSPEX (UV Spectrograph for Exoplanet Research), а также полей зрения датчиков гида

Основные новшества в КНА относятся к блоку камер поля и предлагаемым новым приборам. Они будут описаны ниже.

На рисунке 1 представлена проекция полей зрения всех приборов телескопа на фокальную плоскость телескопа.

1.2. Орбита, запуск, срок запуска

Здесь тоже есть определённые изменения. Современная орбита КА «СПЕКТР-УФ» является геосинхронной с наклоном 35 градусов. Согласно уточнённым моделям радиационной обстановки ранее рассматриваемая орбита с наклоном 51.6° оказалась менее благоприятной, и, поскольку при выводе есть определённый запас по энергетике, решено изменить наклонение. Запуск будет осуществлён Россией, но не РН «Протон», а РН «Ангара». В последней версии ФКП в качестве срока запуска стоит 2025 год. Поскольку никаких технических проблем в проекте нет, этот срок при ритмичном финансировании и отсутствии секвестров ФКП реалистичен.

1.3. Наземный сегмент

Создаётся совместно Россией и Испанией. Управление космическим комплексом осуществляется Россией. В части научной информации принята симметричная схема взаимодействия. Подготовлено программное обеспечение, и протестированы двусторонние линии связи.

1.4. Кооперация

Проект в основном российский и является национальным, т.к. большая часть отечественных астрономов и значительная часть физиков являются потенциальными пользователями.

Головная организация по проекту – АО «НПО Лавочкина» (ответственный – космический комплекс в целом, платформа «Навигатор», телескоп Т-170М, наземный комплекс управления). Головная научная организация – Институт астрономии РАН (ИНАСАН) (ответственный комплекс научной аппаратуры, наземный научный комплекс). Основные соисполнители: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» (блок спектрографов); ИКИ РАН (блок управления научными данными, блок управления служебным комплексом, блоки электроники спектрографов и камеры поля); ФИАН (приёмники ультрафиолетового излучения для блока спектрографов, блок камер поля); ФГУП «НИИ НПО «Луч»» (стенд для нанесения покрытий на зеркала); ЛЗОС (главное и вторичное зеркала).

Что касается международной кооперации, то в результате длительного периода сильного недофинансирования научного космоса в России и, соответственно, постоянных сдвигов сроков вправо,

из множества иностранных партнёров у нас осталась только Испания (отв. – разработка канала дальнего УФ-блока камер поля, участие в наземном сегменте). В последние годы интерес к кооперации по проекту проявляет Япония (см. выводы).

2. Программа научных исследований: первые результаты сбора заявок для Базовой программы проекта

«СПЕКТР-УФ» – обсерватория многоцелевая, но в первую очередь на ней будет выполняться базовая программа наблюдений. Базовая программа и её научные обоснования были подробно описаны в (*Шустов Б.М. и др., 2014; Боярчук А.А. и др., 2017*). Актуальность описанных там задач сохраняется. За прошедшие несколько лет интерес учёных также привлекли новые научные проблемы. Напомним базовую программу, отметим некоторые новые аспекты:

- Исследование эволюции Вселенной (в т.ч. истории реионизации Вселенной, изучение химической эволюции Вселенной, поиск скрытого диффузного барионного вещества).

Пример: Мы наблюдаем лишь ~40–50% от положенного по теории барионного (обычного) вещества во Вселенной. Где, в какой форме, в какой фазе находится остальное вещество? Считается, что оно находится в т.н. тепло-горячей фазе ($T \sim 10^5$ К), наблюдать которую лучше всего именно в УФ.

Новый аспект: Аналогичная проблема возникает при оценке массы тяжёлых элементов (металлов): расчёты ожидаемой массы тяжёлых элементов, которые должны быть произведены звёздами во Вселенной, начиная с первых эпизодов звёздного нуклеосинтеза и до текущей эпохи, заметно выше, чем дают наблюдения содержания элементов в галактиках и скоплениях галактик. И здесь надежда на УФ-наблюдения, т.к. они позволяют наиболее надёжно определять содержание металлов в межгалактической среде и в галактиках.

- Физика звездообразования.

Пример: УФ-наблюдения (изображения) галактик позволяют выделить удивительные факты о звездообразовании. Оказывается, что поразительно много молодых звёзд образуется на периферии галактик, которые на обычных (не УФ-снимках) никак себя не проявляют. Это открытие было сделано с помощью КА GALEX (NASA), но остается большое поле исследований тонкой структуры и мод звездообразования в галактиках.

- Физика аккреции на компактных объекты (чёрные дыры, нейтронные звёзды) и в тесных двойных звёздах.

Новый аспект: Массивные тесные двойные звёзды излучают в основном в УФ. Такие звёзды – прародители двойных чёрных дыр звёздной массы. Эти объекты – мощные источники гравитационных волн, и интерес к изучению их в последние годы в связи с обнаружением гравитационных волн возрос многократно.

- Изучение физико-химического состава атмосфер планет Солнечной системы и экзопланет.

Новый аспект: В последние годы особо вырос интерес к возможностям исследования комет Солнечной системы (см., например, (*Shustov B.; Sachkov M., Gómez de Castro A.I. et al., 2018*), водородных оболочек экзопланет и химического состава атмосфер этих планет с помощью УФ-инструментов. Здесь, на «СПЕКТР-УФ», мировое астрономическое сообщество возлагает особые надежды (*Fossati L. et al., 2011*).

В первые два года работы проекта «СПЕКТР-УФ» все наблюдательное время (за исключением необходимого времени на выполнение технических работ, калибровочных работ и резерва руководителя проекта) будет распределено для выполнения программы научных исследований по трём направлениям: Базовой программе (Core Program, приблизительно 50% от общего времени), Национальным программам стран-участниц (приблизительно 40% от общего наблюдательного времени, пропорционально финансовым вкладам стран в проект) и Открытой программы (Open Program, реализация заявок, представляющих высокую научную значимость, в том числе и от учёных из стран, не участвующих в реализации проекта). Окончательное утверждение программы научных исследований проводит Научный комитет проекта на основе рекомендаций, вырабатываемых программным комитетом, для участия в котором приглашаются международно признанные эксперты в области ультрафиолетовой астрономии. Подробнее о принципах распределения наблюдательного времени см. (*Malkov O. et al., 2011*).

Предполагается, что исследовательские проекты, включаемые в Базовую программу (БП), должны привести к значительному прогрессу в области астрономии в рамках основных направлений, определённых для БП (именно для решения в первую очередь этих научных задач оптимизирована научная аппаратура проекта «СПЕКТР-УФ»).

В БП могут быть включены также научные проекты, которые не могут быть отнесены ни к одному из перечисленных выше направлений, однако им, как правило, должен присваиваться более низкий приоритет. Все предложения, принятые в рамках БП, являются крупными программами, требующими не менее 100 часов наблюдательного времени. Пред-

лагаемая заявка должна обеспечить долговременный ценностный вклад в научный архив WSO-UV, и ожидается, что при её выполнении будут получены высокоприоритетные научные данные (High Level Science Data Products, HLSD), доступные для последующего совместного использования астрономическим сообществом в целом. Для включения исследовательского проекта в Базовую программу необходимыми являются следующие условия:

- руководитель заявки должен иметь постоянную должность в научном учреждении (университете, научно-исследовательском институте, обсерватории), принадлежащем странам-членам консорциума WSO-UV;
- команды должны доказать, что в результате реализации их заявки будут получены высокоприоритетные научные данные (HLSD); должен быть представлен план управления исследовательским проектом, включая подробное описание используемых ресурсов (специалисты, экспертные знания, аппаратное и программное обеспечение), необходимых для завершения исследовательского проекта и создания продуктов HLSD;
- приоритет имеют многонациональные команды, включающие исследователей из стран консорциума WSO-UV.

Достаточно значимая часть заявок для удовлетворения вышеперечисленным требованиям предполагает длительную подготовку, в частности проведение предварительных исследований с помощью телескопов наземного базирования. В свою очередь, получение наблюдательного времени на крупнейших наземных телескопах также проходит процедуру серьёзного конкурсного научного отбора. Принимая это во внимание, научный комитет проекта «СПЕКТР-УФ» 18 июня 2018 года объявил первый сбор заявок для включения в Базовую программу обсерватории. Сбор заявок проходил через веб-сайт Российско-Испанского Центра по Ультрафиолетовой Астрономии (JCUVA, <https://wso-jcuva.ucm.es/>). Из многочисленных поступивших заявок созданный с привлечением международных экспертов из России, Испании, Италии и Франции программный комитет 20 февраля 2019 года выбрал 17 проектов (подробная информация представлена на сайте JCUVA). Поддержанные заявки составят приблизительно 20% времени, выделяемого на Базовую программу. Научные коллективы поддержанных проектов получили два года на проведение необходимых подготовительных исследований и должны представить отчёт об их выполнении в научный комитет проекта «СПЕКТР-УФ». В 2021 году научный комитет проведёт анализ этих отчётов и составит окончательный список объектов для Базовой программы.

3. Камера поля

3.1. Новый проект БКП

В предыдущем варианте КНА в него входил БКП под названием ISSIS (Imaging and Slitless Spectroscopy Instrument) (Gómez de Castro A.I. et al., 2014). ISSIS был предназначен для построения изображений в диапазоне от 115 до 320 нм и проведения бесцелевой спектроскопии. ISSIS должен был быть оснащён двумя МКП детекторами, оптимизированными для разных спектральных диапазонов. Один – с фотокатодом на основе CsI для наблюдений в ВУФ, второй – на основе CsTe, оптимизированный для БУФ. Планировалось, что характеристики ISSIS будут аналогичными характеристикам камер ACS (Advanced Camera for Survey) Космического Телескопа Хаббла (КТХ). Ответственной стороной за разработку и создание ISSIS была Испания. Работы над ISSIS завершились поставкой в Россию макета ISSIS. Из-за финансовых затруднений Испания отказалась от дальнейшего развития проекта ISSIS, и была поставлена задача создать новый вариант БКП, опираясь на опыт и задел, полученные при разработке ISSIS, при этом основную нагрузку по созданию БКП взяла на себя Россия.

Основная задача БКП осталась прежней – получение изображений с высоким разрешением и спектров с низким разрешением в ВУФ и БУФ диапазонах. В кардинально изменённой по сравнению с ISSIS конструкции БКП было уменьшено количество оптических элементов и подвижных элементов, что привело к увеличению надёжности БКП (Сачков М.Е., Сичевский С.Г., Шустов Б.М., Канев Е.Н. и др., 2018).

Функционально БКП имеет два канала: БУФ (канал ближнего ультрафиолета) и ВУФ (канал вакуумного ультрафиолета):

- ВУФ – рабочий диапазон длин волн не уже, чем от 115 до 176 нм;
- БУФ – от 174 до 305 нм.

Канал ВУФ оснащён МКП-приёмником, который поставляется в рамках международного соглашения между Россией и Испанией. Основные характеристики канала ВУФ:

- дифракционное качество изображения;
- высокочувствительный режим счёта фотонов;
- высокое временное разрешение.

Канал БУФ оснащён ПЗС-приёмником производства фирмы Teledyne-e2V, чувствительным к диапазону от 174 до 305 нм (с возможным расширением до 1000 нм). Основные характеристики канала БУФ:

- большое поле зрения;
- большой динамический диапазон.

Основные характеристики БКП и аналогичных камер космического телескопа им. Хаббла приведены в таблице 1.

Сравнение БКП и камер КТХ позволяет выделить основные достоинства БКП. По сравнению с камерами КТХ, БКП обеспечит меньшее, хотя все ещё очень высокое угловое разрешение. Однако крупноформатный ПЗС вместе с односторонней схемой позволят достичь большого поля зрения – около $6'$ в канале БУФ. Это обеспечит очень большую эффективность работы БКП в поисково-обзорном режиме (в англоязычной литературе – «discovery efficiency»), значительно превосходя по этому параметру аналогичные камеры КТХ. Следует отметить, что БКП будет первым научным УФ-прибором (камерой) для наблюдения с высоким разрешением на геосинхронной орбите, т.е. над основной массой геокороны.

В целом можно отметить, что БКП имеет высокую чувствительность, большое поле зрения, позволяет работать не только в УФ, но и потенциально в опти-

таблица 1 – Сравнение характеристик БКП (каналов ВУФ и БУФ) и камер КТХ – SBC (HST/ACS/SBC) и UVIS (HST/WFC3/UVIS)

характеристика	ВУФ	БУФ	SBC	UVIS
тип фотоприёмного устройства (ФПУ)	МКП	ПЗС	МКП, МАМА	ПЗС
диапазон, нм	115–190	170–944	115–170	200–1000
эффективная площадь, м ²	0,068	0,270	0,180	0,450
поле зрения, "	121×121	597×451	34,59×30,8	162×162
масштаб, "/пиксел	0,047	0,146	0,033×0,030	0,0395
размер ФПУ, мм	30	49×37	25	61×61
количество пикселей	2k×2k	4k×3k	1k×1k	4k×4k
количество фильтров	до 10	до 15	6	62
количество призм	до 2	нет	2	нет

ческом и ближнем ИК-диапазонах. БКП будет первой в мире астрономической камерой УФ-диапазона, обладающей субсекундным угловым разрешением и высокой эффективностью в поисково-обзорном режиме. Такие характеристики БКП позволят проводить наблюдения, которые необходимы для решения научных задач по многим актуальным направлениям в астрономии.

3.2. Кооперация

БКП конструктивно представляет собой совокупность изделий: комплекта блоков электроники (БЭКП), оптико-механического блока (ОМБ) и комплекта межблочных кабелей, которые соединяются между собой сборочными операциями во время установки на телескопе Т-170М. В выполнении работ по созданию БКП участвует следующая кооперация:

1. Выполнение работ по созданию комплекса БКП в целом ФГБУН Институт астрономии Российской академии наук (ИНАСАН).
2. Выполнение работ по созданию ОМБ – ФГБУН им. П.Н. Лебедева Российской академии наук (ФИАН).
3. Выполнение работ по созданию комплекта БЭКП – ФГБУН Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН).
4. Выполнение работ по созданию межблочных кабелей – АО «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» (НПОЛ).

3.3. Оптико-механический блок (ОМБ)

В состав ОМБ входят:

- силовая конструкция;
- канал ВУФ, включающий в себя три узла зеркала, узел фильтров с колесом фильтров, ФПУ с блоком электроники ФПУ ВУФ;
- канал БУФ, включающий в себя узел зеркала, узел затвора, узел фильтров с колёсами фильтров, ФПУ БУФ с блоком электроники ФПУ БУФ.

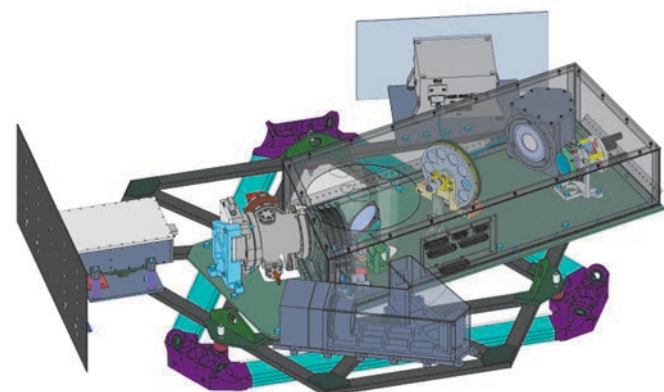


рисунок 2. Внешний вид ОМБ

В состав каналов ВУФ и БУФ также входят средства обеспечения работы ФПУ: оптические и иные средства, необходимые для решения задач калибровки каналов, предварительной засветки ФПУ и измерения функции плоского поля.

Внешний вид ОМБ представлен на рисунке 2.

3.4. Канал БУФ

Поле зрения канала расположено в центре поля зрения телескопа Т-170М (см. рисунок 1). Принципиальная схема хода лучей в канале БУФ показана на рисунке 3. Общий вид канала БУФ представлен на рисунке 4. Для засветки оптических элементов канала в плоскости, перпендикулярной оптической оси телескопа, ход лучей отклоняется плоским зеркалом, расположенным на оптической оси под углом 45°. Для выбора спектрального диапазона используется фильтр в форме плоскопараллельной пластины, расположенный между плоским зеркалом и фотоприёмником. Для выбора нужного фильтра используются три колеса фильтров.

Большое значение для научной эффективности инструмента играет выбор фильтров. Три колеса фильтров в канале БУФ конструктивно объединены в узел, называемый узлом фильтров канала БУФ.

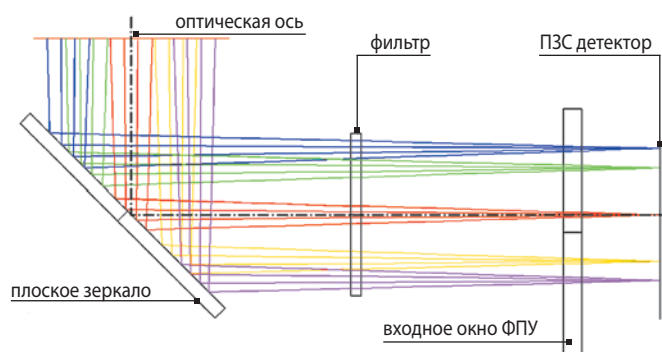


рисунок 3. Принципиальная схема хода лучей в канале БУФ

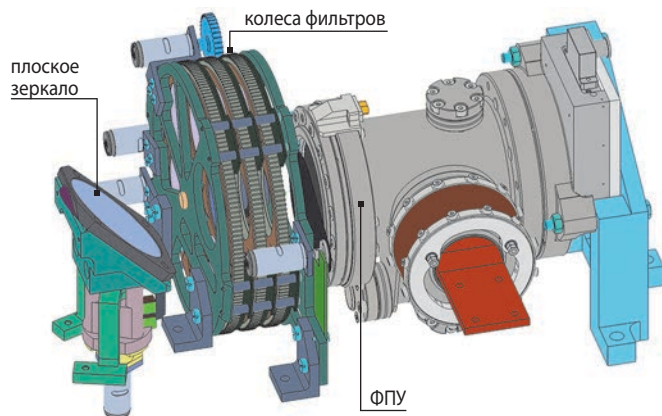


рисунок 4. Общий вид канала БУФ

таблица 2 – Список фильтров для БУФ-канала БКП. В столбцах указано обозначение фильтра, его тип, λ_{\min} – минимальная и λ_{\max} – максимальная длина волны, CWL – центральная длина волны и FWHM – полная ширина на уровне половинной амплитуды

фильтр	тип фильтра	λ_{\min} , нм	λ_{\max} , нм	CWL, Å	FWHM, Å
	Wide-band – широкополосный Narrow-band – узкополосный				
F255W	Wide-band filter	230	280	2550	500
F336W	Wide-band filter	311	361	3360	500
F555W	Wide-band filter	480	630	5550	1500
F438W	Wide-band filter	403	473	4380	700
F606W	Wide-band filter	491	721	6060	2300
F814W	Wide-band filter	684	944	8140	2600
F185W	Wide-band filter	170	200	1850	300
F232N	Narrow-band filter	229,8	234,8	2323	50
F280N	Narrow-band filter	277,5	282,5	2800	50
F308N	Narrow-band filter	305,5	310,5	3080	50
F656N	Narrow-band filter	653,8	658,8	6563	50
F673N	Narrow-band filter	668	678	6730	100
F250LP	Longpass filter	250	–		
Gbp	Gaia BP filter	328	671		
Glnuv	GALEX NUV filter	169	300		

Каждое колесо имеет по шесть слотов, пять – для размещения фильтров и один пустой. Таким образом, полное число фильтров, размещаемых в канале ВУФ, составляет 15 штук. Предварительный набор фильтров включает в себя девять широкополосных, пять узкополосных и один широкополосный отсекающий (longpass) фильтр для устранения паразитной засветки длинноволновыми квантами, называемой «красной утечкой» (redleak). В наборе широкополосных фильтров предлагаются к использованию Gaia BP filter и GALEX NUV filter для калибровки и сопоставления наблюдений с космическими миссиями Gaia (*Jordi C. et al, 2010*) и GALEX (<https://asd.gsfc.nasa.gov/archive/galex/Documents/PostLaunchResponseCurveData.html>).

Прочие фильтры являются одними из наиболее используемых фильтров на камерах ACS (*Dressel L., 2019*) и WFPC2 (*Dressel L., 2019*) космического телескопа им. Хаббла. Список фильтров для БУФ-канала БКП представлен в таблице 2.

3.5. Канал ВУФ

Поле зрения канала расположено вблизи края поля зрения телескопа Т-170М (см. рисунок 1). Принципиальная схема хода оптических лучей в канале ВУФ показана на рисунке 5. Для размещения оптических

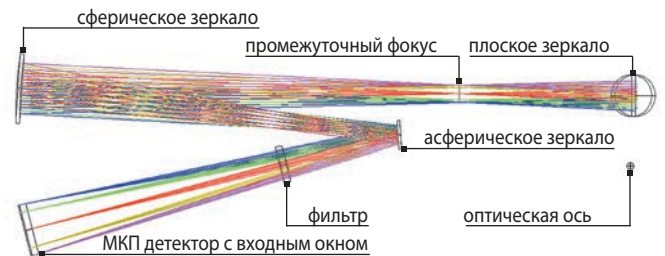


рисунок 5. Оптическая схема канала ВУФ

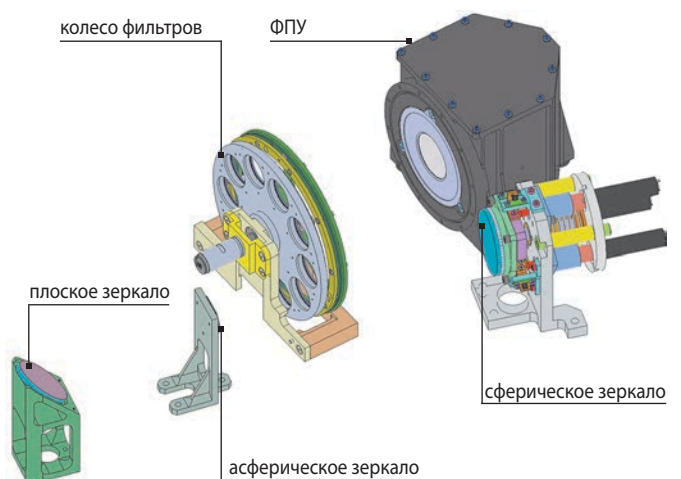


рисунок 6. Общий вид канала ВУФ

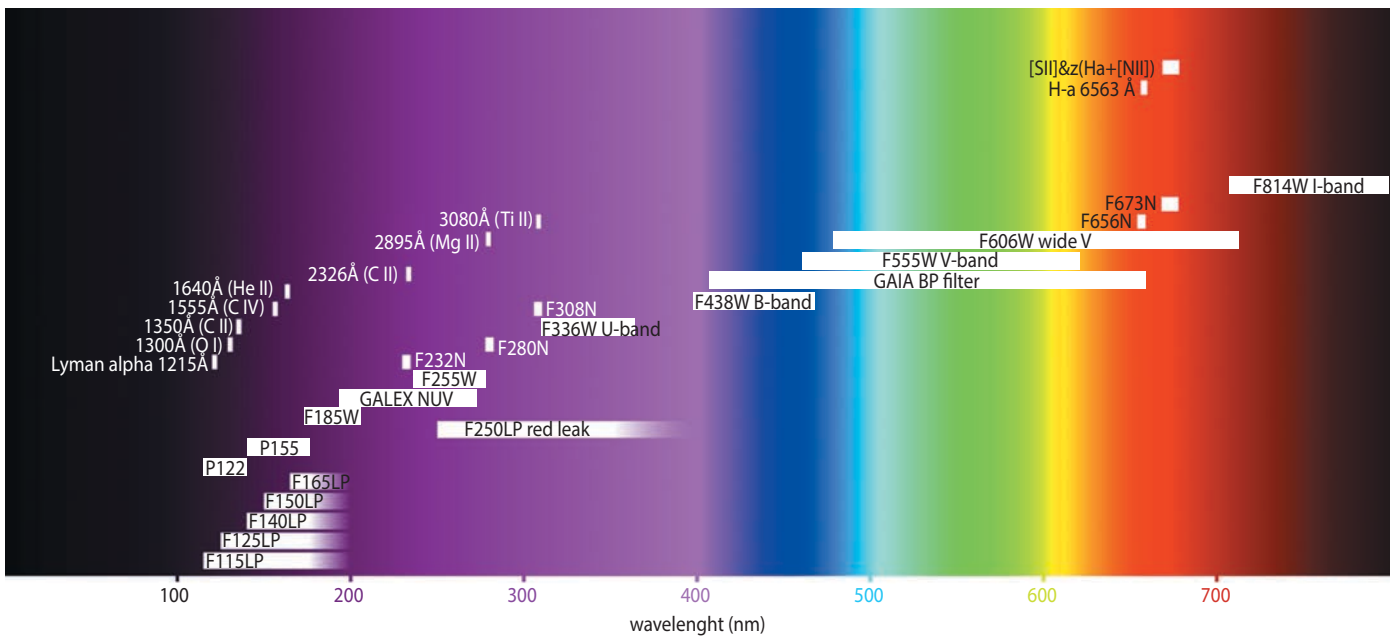


рисунок 7. Диаграмма, показывающая перечень фильтров и полную ширину на уровне половинной амплитуды, а также некоторые линии, соответствующие выбранным узкополосным фильтрам

элементов канала в плоскости, перпендикулярной оптической оси телескопа, ход лучей отклоняется плоским зеркалом, расположенным под углом 45° к оптической оси. Далее расположен действительный промежуточный фокус, который может быть использован при юстировке канала интерферометрическими методами. После промежуточного фокуса расположены вогнутое сферическое и выпуклое внеосевое асферическое зеркала, каждое из которых имеет наклон относительно оптической оси телескопа. Для коррекции хроматизма входного окна детектора и выбора спектрального диапазона используется фильтр в форме линзы-мениска, расположенный между асферическим зеркалом и фотоприёмником. Для выбора нужного фильтра используется механизм в виде колеса.

Общий вид канала ВУФ представлен на рисунке 6.

Узел фильтров канала ВУФ имеет восемь слотов под фильтры и содержит набор из пяти фильтров, двух призм и одного свободного слота (таблица 3) и существенно переключается с набором фильтров, использованным в Solar Blind Channel of Advanced Camera for Surveys (ACSCBS) (Ray A. Lucas, Tyler Desjardins et al., 2018) – осевом инструменте третьего поколения на борту космического телескопа им. Хаббла. В качестве фильтров используются только longpass фильтры, пропускающие только часть спектра с длинами волн больше длины волны обрезания (длинноволновую часть спектра). Использование комбинации из двух таких фильтров позволяет «нарезать» спектральные полосы нужной ширины для решения текущей научной задачи. Комбинирование пар изображений, полученных с разными фильтрами, по-

зволяет менять полосу пропускания в соответствии с решаемой научной задачей.

таблица 3 – Список фильтров для ВУФ-канала

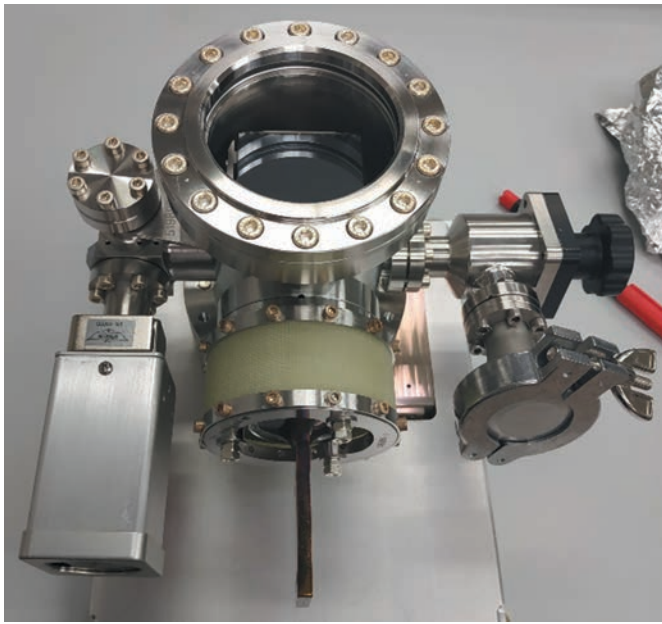
БКП. Список фильтров для ВУФ-канала БКП.

В столбцах указано обозначение фильтра, его тип,

λ_{min} – минимальная длина волны, и материал фильтра

фильтр	тип фильтра	λ_{min} , нм	материал
F115LP	Longpassfilter	115	MgF ₂
F125LP	Longpassfilter	125	CaF ₂
F140LP	Longpassfilter	140	BaF ₂
F150LP	Longpassfilter	150	SiO ₂
F165LP	Longpassfilter	165	Fused silica
PR115	Prism	115	MgF ₂
PR140	Prism	140	BaF ₂

Реализация режима бесщелевой полевой спектроскопии в канале ВУФ возможна с применением призм, представляющих собой клиновидные линзы-мениски, устанавливаемые в колесо фильтров. Использование призм, в отличие от дифракционных решёток, позволяет регистрировать не отдельный участок спектра, а весь спектр сразу. Оптимизация призм происходила исходя из минимизации размера пятна рассеяния вдоль направления дисперсии, обеспечения достаточного масштаба для требуемого спектрального разрешения и оптимизации для наиболее интересных участков спектра, а именно на длинах волн следующих эмиссионных линий: Lyman-alpha (1215Å), OI (1300Å), CII (1350Å), CIV (1555Å), HeII (1640Å).



а



б

рисунок 8. ФПУ на основе ПЗС: образец для КДИ блока приёмника излучения (а), лётный образец блок электроники (б)

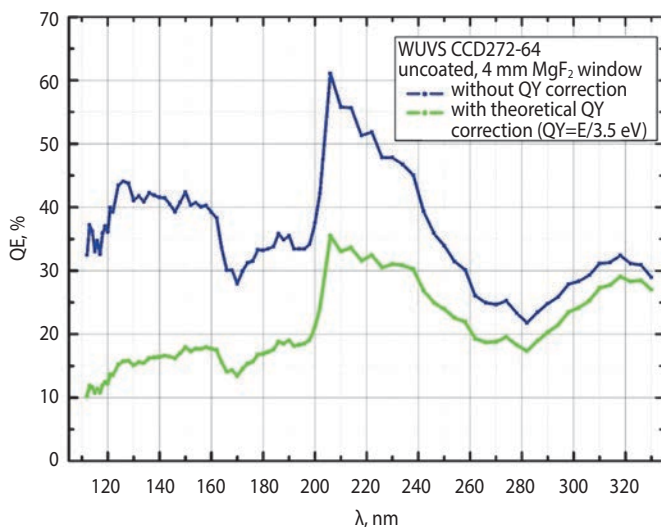


рисунок 9. Квантовый выход ПЗС без антиотражательного покрытия: зелёный с коррекцией за эффект многоэлектронного отклика (Quantum Yield), синий – без коррекции

Диаграмма, показывающая перечень фильтров и полную ширину на уровне половинной амплитуды, а также некоторые линии соответствующие выбранным узкополосным фильтрам, приведена на рисунке 7.

3.6. Детекторы

Фотоприёмные устройства – важнейшие составляющие проекта, определяющие эффективность приборов, анализирующих излучение, собранное телескопом. При выборе возможных детекторов канала БУФ, с учётом спектральной чувствительности в заданном диапазоне, рассматривались только ПЗС-детекторы, как наиболее эффективные в этом диапазоне. Была рассмотрена возможность применения ФПУ, которые идентичны ФПУБС проекта «СПЕКТР-УФ» (см. о ФПУ для БС в (Shugarov A., Savanov I., Sachkov M., Jerram P. et al., 2014)). Такой вариант имеет ряд преимуществ, главное из которых снижение стоимости ОМБ.

По состоянию на май 2020 года завершены работы по изготовлению и испытаниям образцов для конструкторско-доводочных испытаний (КДИ) ФПУПЗС и лётных образцов блоков электроники, ведутся работы над лётными ПЗС. Вид ФПУ на основе ПЗС: образец для КДИ блока приёмника излучения и лётный образец блока электроники показаны на рисунке 8.

В 2019 году в ИЯФ СО РАН (Институт ядерной физики им. Г.И. Будкера СО РАН) были проведены измерения квантового выхода ПЗС «СПЕКТР-УФ» в диапазоне 111–320 нм. Измерения проводились на станции «Космос» с использованием синхротронного излучения накопительного кольца ВЭПП-4М с использованием УФ-монохроматора; для абсолютной калибровки использовался поверенный фотодиод (ФДУК-100УВ). Спектральная чувствительность ПЗС без антиотражательного покрытия, измеренная на образце ПЗС для КДИ, с учётом входного окна, приведена на рисунке 9.



а

б

рисунок 10. ФПУ на основе МКП: блок приёмника излучения (а), блок электроники (б)

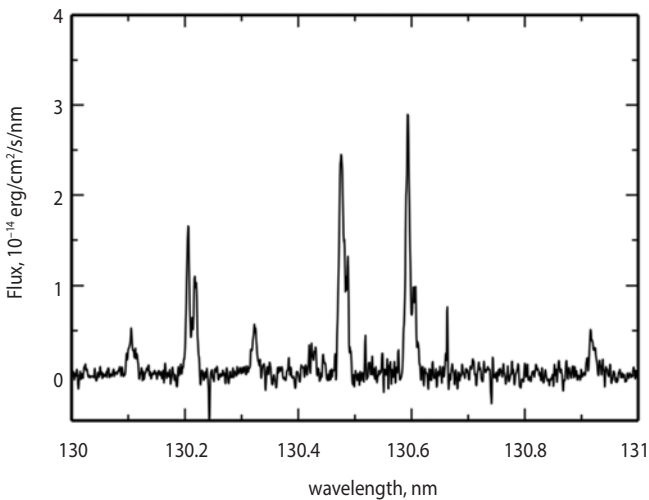


рисунок 11. Триплет трансмиссионной спектральной линии экзосферного кислорода OI

По результатам входного контроля лётных образцов блоков электроники подтверждены шумы считывания ПЗС на уровне 3 е-СКО на скоростях 50 кГц и 100 кГц и 7 е-СКО на скорости 500 кГц.

Главное отличительное требование к ФПУ для канала вакуумного УФ БКП – отсутствие чувствительности в оптическом диапазоне, поскольку УФ-фильтры не обеспечивают необходимого уровня подавления оптического излучения. Наиболее эффективным способом регистрации излучения в диапазоне ВУФ является применение детектора на основе микроканальной пластины (МКП). В качестве детектора в составе канала ВУФ были рассмотрены корпусированные детекторы на основе МКП, получаемые ИНАСАН от Complutense University of Madrid (UCM) в рамках международного сотрудничества по проекту «СПЕКТР-УФ». Преимуществом такого варианта является снижение стоимости изделия, а также повышение его качества и надёжности, с учётом опыта производителя (SENER) в разработке ФПУ на основе МКП. На рисунке 10 показаны блоки ФПУ для ВУФ.

ФПУБКП на основе МКП может работать в одном из двух режимов – накопления или счёта фотонов. В режиме накопления в течение экспозиции в оперативной памяти электронного контроллера БКП будет формироваться двухмерный кадр изображения. В режиме счёта фотонов в оперативной памяти будут храниться координаты, время и амплитуда каждого события (фотона), зарегистрированного ФПУ.

В середине 2020 года компания SENNER планирует завершить тестирование инженерного образца ФПУМКП, включая инженерную фоточувствительную сборку на основе МКП.

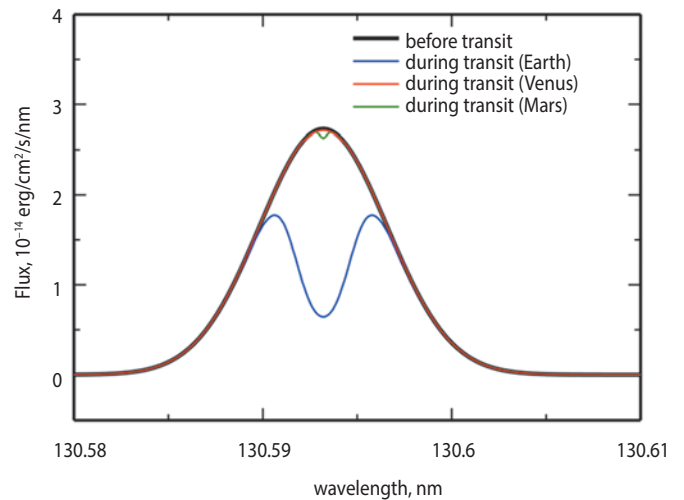


рисунок 12. Расчётные кривые транзита экзопланеты типа Земля, Венера и Марс

4. УФ-спектрограф для исследования земледобрых экзопланет по исследованию экзосферы

В кооперации с Японским аэрокосмическим агентством JAXA и рядом ведущих университетов Японии (Университет Токио, Университет Рикке), а также с ИКИРАН, ИНАСАН, ФИАН и др. институтами начаты работы по разработке УФ-спектрографа UVSPEX (*Tavrov Alexander et al., 2018*) в составе БКП. Свет, собираемый главным зеркалом в фокусе телескопа, проходит через прямоугольную щель и направляется на тороидальную дифракционную решётку. МКП-детектор в режиме счёта фотонов регистрирует спектр в диапазоне 110...135 нм, так что спектрограф реализует спектральное разрешение лучше чем 0,5 нм. При фотометрическом наблюдении кривой транзита экзопланеты в линии кислорода OI (триплет 130,2–130,6 нм, рисунок 11) можно отличить Землю от Венеры, Марса (рисунок 12), наблюдаемых с межзвёздного расстояния по фотометрической кривой транзита, анализируя трансмиссионный спектр протяжённой экзосферы (известной как геокорона). Венера и Марс имеют обогащённую CO₂ атмосферу с низкой экзосферной температурой. В результате эволюции на Земле CO₂ был удалён из атмосферы, благодаря углеродному циклу океана и тектоники. Кроме линии кислорода, будет оценена водородная составляющая атмосферы и экзосферы в линии H α и для идентификации самого распространённого типа экзопланеты мини-Нептуна.

По результатам совместной работы специалистов России и Японии можно сделать вывод о том, что технических проблем по созданию спектрографа и его включению в общий проект нет. Вопрос о включении или невключении спектрографа UVSPEX

в состав КНА обсерватории «СПЕКТР-УФ» обсуждается на уровне ответственных лиц Роскосмоса и JAXA. Главный принцип – включение нового прибора в состав КНА не должно нарушать график работ по реализации проекта «СПЕКТР-УФ».

ВЫВОДЫ

Проект «СПЕКТР-УФ» является актуальным. Нерешённых технических проблем в проекте «СПЕКТР-УФ» нет. Определённый запас времени позволил рассмотреть возможности некоторых улучшений в структуре проекта. Уточнена научная программа проекта, подготовлен новый проект камеры поля; в рамках кооперации рассматривается возможность установки нового прибора – спектрографа (Япония), выбрана другая, оптимальная орбита; разработана система сбора заявок и начат экспериментальный сбор заявок.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Боярчук А.А., Мошнеев А.А.* 30 лет первой отечественной астрофизической станции «АСТРОН» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 3-7.
- Боярчук А.А., Шустов Б.М., Мошнеев А.А., Сачков М.Е.* Проект «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 64-73.
- Боярчук А.А., Шустов Б.М., Саванов И.С., Сачков М.Е. и др.* Научные задачи космического проекта «СПЕКТР-УФ» («Всемирная Космическая Обсерватория – Ультрафиолет») // Астрономический журнал. 2016. Т. 93, № 1. С. 3.
- Сачков М.Е., Сичевский С.Г., Шустов Б.М., Канев Е.Н. и др.* Блок камер поля проекта «СПЕКТР-УФ»: обновлённый дизайн и научные задачи // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 31-36.
- Шустов Б.М., Мошнеев А.А., Сачков М.Е., Власенко О.В.* Открывая ультрафиолетовое окно во Вселенную: из опыта научно-технического сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина и ИНАСАН // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 38-43.
- Шустов Б.М., Сачков М.Е., Боярчук А.А., Мошнеев А.А. и др.* Космические перспективы изучения ультрафиолетовой вселенной: проект «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 4-15.
- Dressel L.* Wide Field Camera 3 Instrument Handbook, Version 11.0. (Baltimore: STScI). 2019.
- Fossati L., Bisikalo D., Lammer H., Shustov B., Sachkov M.* Major prospects of exoplanet astronomy with the World Space Observatory-UltraViolet mission // *Astrophysics and Space Science*. 2014. Vol. 354, is. 1. P. 9-19.
- Gómez de Castro A.I., Perea B., Sánchez N., Chirivella J., Seijas J.* The Imaging and Slitless Spectroscopy Instrument for Surveys (ISSIS) for the World Space Observatory – Ultraviolet (WSO-UV): optical design, performance and verification tests // *Highlights of Spanish Astrophysics VIII, Proceedings of the XI Scientific Meeting of the Spanish Astronomical Society held on September 8-12, 2014, in Teruel, Spain, ISBN 978-84-606-8760-3.* A.J. Cenarro, F. Figueras, C. Hernández-Monteagudo, J. Trujillo Bueno and L. Valdivielso (eds.), P. 866-866.
- Heyer Biretta et al.* WFPC2 Instrument Handbook, Version 9.0 (Baltimore: STScI). 2004.
- Jordil C., Gebran M., Carrasco J.M. et al.* Mora Gaia broad band photometry // *Astronomy & Astrophysics*. 2010. 523. A48.
- Malkov O., Sachkov M., Shustov B. et al.* Scientific program construction principles and time allocation scheme for the World Space Observatory – Ultraviolet mission // *Astrophysics and Space Science*. 2011. Vol. 335, № 1. P. 323-327.
- Ray A. Lucas, Tyler Desjardins et al.* Advanced Camera for Surveys Instrument Data Handbook, Version 9.0. 2018 (Baltimore: STScI).
- Sachkov M., Shustov B., Gómez De Castro A.I.* World Space Observatory ultraviolet mission: instrumentation and the core program // *Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering Ultraviolet to Gamma Ray. Ser. «Space Telescopes and Instrumentation 2018: Ultraviolet to Gamma Ray»*. 2018. C. 106993G.
- Shugarov A., Savanov I., Sachkov M., Jerram P. et al.* UV detectors for spectrographs of WSO-UV project // *Astrophysics and Space Science*. 2014. Vol. 354, № 1. P. 169-175.
- Shustov B., Sachkov M., Kanev E., Savanov I. et al.* The World Space Observatory Ultraviolet (WSO-UV), as a bridge to future UV astronomy // *Astrophysics and Space Science*. 2018. Vol. 363, № 4. P. 62.
- Shustov B., Sachkov M., Gómez de Castro A.I. et al.* // *Astrophysics and Space Science*. 2018. Vol. 363, is. 4, article id. 64. 10 p.
- Tavrov Alexander, Kameda Shingo, Yudaev Andrey, Dzyuban Iliia et al.* Stellar imaging coronagraph and exoplanet coronal spectrometer: two additional instruments for exoplanet exploration onboard the WSO-UV 1.7-m orbital telescope // *Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems* 4(4), 044001 (1 October 2018). URL: <https://asd.gsfc.nasa.gov/archive/galex/Documents/PostLaunchResponseCurveData.html> (дата обращения: 02.05.2020).

Статья поступила в редакцию 12.05.2020

Статья после доработки 12.05.2020

Статья принята к публикации 12.05.2020

ОБ ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ КОМПЛЕКСА «СПЕКТР-Р» («РАДИОАСТРОН»)

ABOUT THE HISTORY OF THE CREATION OF THE SPECTR-R (RADIOASTRON) COMPLEX



Н.Г. Бабакин¹,
кандидат технических наук,
nbabakin@asc.rssi.ru;
N.G. Babakin

В статье кратко приведены: история создания наземно-космического радиоинтерферомера «РАДИОАСТРОН» и его состав; изучаемые явления и процессы, происходящие в различных астрофизических объектах; различия между наземными радиоинтерферометрами и наземно-космическим радиоинтерферометром «РАДИОАСТРОН», преимущества последнего; состав и основные характеристики бортового и наземного научных комплексов и их функции в решении научных задач; участие зарубежных наземных обсерваторий в наблюдениях различных астрофизических объектов с безусловным приоритетом российских учёных в доступе к научным данным и результатам их обработки; основные требования к прецизионной складной твердотельной параболической антенне космического радиотелескопа и особенности её конструкции; технические и технологические особенности изготовления, регулировок и настройки антенны в обеспечение её размерной стабильности и точности отражающей поверхности рефлектора; роль центра управления полётом в части подготовки программ сеансов и в части выхода из случившихся нештатных ситуаций.

Ключевые слова: обсерватория «РАДИОАСТРОН»; «СПЕКТР-Р»; орбита; интерферометр; Вселенная; космический радиотелескоп; Астрокосмический центр ФИАН (АКЦ ФИАН); НПО им. С.А. Лавочкина; «Навигатор»; «Фрегат-СБ»; регулировки; испытания; центр управления полётом; центр обработки научных данных; наблюдательное время.

DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.004

The article overviews the following: story behind the design of RADIOASTRON ground-space radio interferometer and its composition; phenomena and processes under study occurring in various astrophysical objects; differences between ground radio interferometers and RADIOASTRON ground-space radio interferometer; advantages of the latter; composition and main properties of on-board and ground space complexes and their functions for solution of the scientific tasks; participation of foreign ground observatories in observations of various astrophysical objects with absolute priority of Russian scientists for access to the scientific data and their processing results; main requirements for precision stowable solid parabolic antenna of space radio telescope and its structure special features; antenna production technical and technological characteristics, antenna adjustments and tuning to ensure its dimensional stability and accuracy of reflector reflecting surface; role of mission control in terms of preparation of communication sessions and recovery upon occurred contingency situations.

Key words: RADIOASTRON observatory; SPECTR-R; orbit; interferometer; Universe; space radio telescope; Astro Space Centre of P.N. Lebedev Physical Institute; Lavochkin Association; Navigator; Fregat-SB; adjustments; tests; mission control; scientific data processing center; observation time.

¹ Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, Россия, г. Москва.

Astro Space Centre of P.N. Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

Идея создания орбитальной астрофизической обсерватории «РАДИОАСТРОН», руководство созданием научного комплекса и формированием программы научных исследований принадлежат научному руководителю проекта академику Российской академии наук, лауреату Государственных премий СССР Н.С. Кардашеву – руководителю Астрокосмического центра Физического института им. П.Н. Лебедева РАН.

Возможность создания наземно-космических интерферометров обсуждалась на научной сессии отделения общей физики и астрономии Академии наук СССР 23-24 декабря 1970 г. В эти годы появились первые проекты интерферометров Земля – Космос, а Институтом космических исследований РАН (ИКИ) совместно с промышленными организациями был создан первый космический радиотелескоп с рефлектором диаметром 10 м (КРТ-10) – ферменная раскрывающаяся конструкция с сетчатой отражающей поверхностью и приёмниками в диапазонах 12 и 72 см. Этот радиотелескоп в 1979 году был доставлен грузовым кораблём «Прогресс» на пилотируемую орбитальную станцию «Салют-6», где проведены его испытания по астрономическим объектам.

Одним из выводов этого эксперимента было решение о необходимости использования для орбитальной астрофизической обсерватории «РАДИОАСТРОН» жёсткой отражающей поверхности рефлектора антенны космического радиотелескопа – космического плеча наземно-космического радиоинтерферометра дециметрового и сантиметрового диапазонов длин волн.

В 1980 году вышло постановление Правительства СССР о разработке в НПО им. С.А. Лавочкина совместно с Академией наук серии космических аппаратов «СПЕКТР» для астрофизических исследований. В их числе был аппарат «СПЕКТР-Р», предназначенный для формирования уникального наземно-космического комплекса – астрофизической обсерватории «РАДИОАСТРОН», которой обеспечивается решение задач по изучению Вселенной в дециметровом и сантиметровом радиодиапазонах спектра излучения. При этом в состав обсерватории, помимо космического аппарата «СПЕКТР-Р», входили наземные средства, образующие во взаимодействии с бортовым комплексом научной аппаратуры наземно-космический радиоинтерферометр – сеть наземных радиотелескопов, станции приёма научной информации, комплекс линий связи, обеспечивающих обмен информацией между наземными элементами обсерватории, и аппаратно-программные средства обработки научной информации.

Главная научная цель миссии – исследование астрономических объектов различных типов с беспрецедентным разрешением до миллионных долей

угловой секунды. Разрешение, достигаемое средствами, созданными для астрофизической обсерватории «РАДИОАСТРОН», позволяет изучать такие явления и проблемы, как:

- центральная машина активных галактических ядер (АГЯ) около сверхмассивных черных дыр, обеспечивающая механизм ускорения космических лучей – форма, размеры, скорость и ускорение излучающей области ядра, спектр и поляризация излучения деталей и их переменность;
- космологическая модель, тёмная материя и энергия по зависимости перечисленных выше параметров АГЯ от красного смещения, а также по наблюдению их через гравитационные линзы;
- строение и динамика областей звездообразования в нашей Галактике и АГЯ по мазерному и мегамазерному излучению;
- нейтронные (кварковые) звёзды и чёрные дыры в нашей Галактике – структура по РСДБ (радиоинтерферометр со сверхдлинной базой) наблюдениям и по измерениям флуктуации функции видности, собственные движения и параллаксы;
- структура и распределение межзвёздной и межпланетной плазмы по флуктуациям функции видности пульсаров;
- построение высокоточной астрономической координатной системы;
- построение высокоточной модели гравитационного поля Земли.

Разрешение интерферометра прямо пропорционально времени наблюдения и длине базы интерферометра. При наблюдениях наземными средствами база интерферометра ограничена диаметром Земли, а время наблюдения измеряется часами и ограничивается вращением планеты и выходом одного из телескопов из зоны видимости наблюдаемого источника.

Орбита спутника «СПЕКТР-Р», оснащённого бортовым космическим радиотелескопом, имеет радиус апогея до 350 тысяч километров и позволяет получить интерферометр, у которого время наблюдения соизмеримо с периодом обращения спутника, а длина базы интерферометра – с диаметром орбиты. Интерферометр с такими параметрами обеспечивает информацию о морфологических характеристиках и координатах галактических и внегалактических радиоисточников с шириной интерференционных лепестков до 8 микросекунд дуги для самой короткой длины волны, используемой в проекте 1,35 см.

Использование телескопа на высокоэллиптической орбите спутника Земли в качестве одного из элементов интерферометра значительно увеличивает базу интерферометра и позволяет проводить многочасовые наблюдения за счёт большого числа наземных телескопов, расположенных в разных странах (*Защитский Г.С. и др., 2016*).

Космический радиотелескоп (КРТ), входящий в состав бортового комплекса научной аппаратуры (БКНА) космического аппарата «СПЕКТР-Р», и наземный научный комплекс (ННК) созданы Астрокосмическим центром ФИАН (АКЦ ФИАН) в теснейшей кооперации с НПО им. С.А. Лавочкина и рядом научных и производственных организаций России (Ефанов В.В. и др., 2017; Ширшаков А.Е. и др., 2019). Некоторые приборы бортового комплекса созданы иностранными специалистами (рубийевый стандарт частоты, астрономический приёмник диапазона 18 см, высокочастотный малошумящий усилитель).

Модуль служебных систем «Навигатор», входящий в состав космического аппарата, и наземный комплекс управления космическим аппаратом созданы специалистами НПО им. С.А. Лавочкина с участием в кооперации большого числа организаций Роскосмоса.

Запуск космического аппарата «СПЕКТР-Р» состоялся 18 июля 2011 г в 5 часов 31 минуту 17,91 секунды Московского декретного времени с космодрома Байконур с использованием ракеты-носителя «Зенит-3Ф» и разгонного блока «Фрегат-СБ», созданного в НПО им. С.А. Лавочкина (Асюшкин В.А. и др., 2017). Космический радиотелескоп успешно раскрыт 23 июля 2011 г., и 13 августа был проведён первый сеанс связи с наземной станцией слежения (НСС), созданной на базе радиотелескопа РТ-22 в г. Пущино. С этого момента начаты измерения основных параметров космического радиотелескопа, поиск лепестков наземно-космического интерферометра и выполнение научных экспериментов.

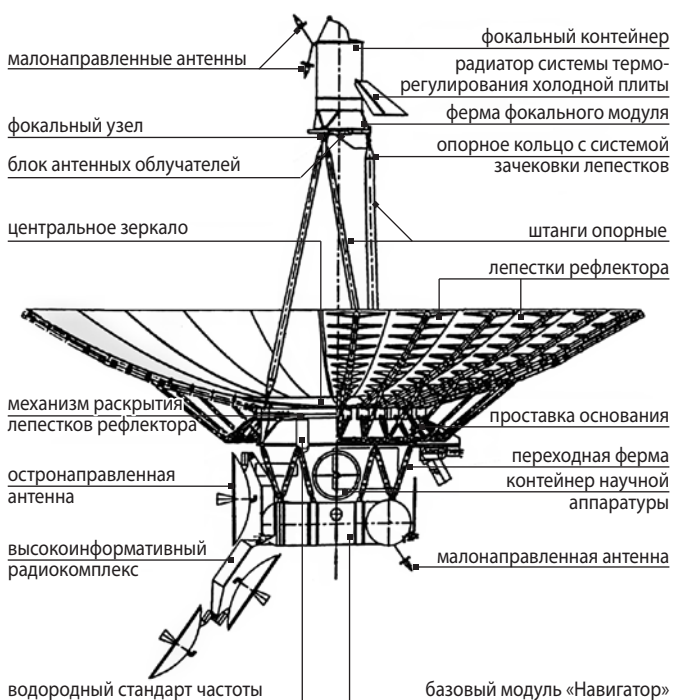


рисунок 1. Конфигурация КРТ, установленного на базовом модуле, в рабочем состоянии

После получения первых положительных результатов радиоинтерферометрических наблюдений интерес международной научной общественности к проекту «РАДИОАСТРОН» резко возрос, к работам подключилось множество зарубежных обсерваторий, обладающих наземными радиотелескопами с антенными средствами больших размеров.

По состоянию на конец 2018 года в радиоинтерферометрических наблюдениях принимали участие более 30 зарубежных обсерваторий; на базе антенной системы США (Грин Бэнк) была создана вторая наземная станция слежения, что позволило значительно повысить эффективность наблюдений за счёт увеличения их продолжительности.

Таким образом, обсерватория «РАДИОАСТРОН», разработанная Астрокосмическим центром Физического института им. П.Н. Лебедева (АКЦ ФИАН) совместно с другими институтами РАН и организациями Госкорпорации Роскосмос, была расширена до глобального международного сотрудничества.

Эти обстоятельства подтвердили лидирующую роль России в проведении фундаментальных исследований Вселенной с помощью радиоинтерферометров со сверхдлинной базой и значительный вклад России в фундаментальные исследования Вселенной.

Все бортовые и наземные системы, задействованные в проекте «РАДИОАСТРОН», в течение 7,5 лет функционировали в штатном режиме, систематически велись сеансы управления и научных наблюдений. Получаемая служебная информация обрабатывалась Центром управления полётом (ЦУП) НПО им. С.А. Лавочкина; научная информация обрабатывалась и обрабатывается в настоящее время на российском корреляторе, входящем в состав Центра обработки научной информации (ЦОНИ) АКЦ ФИАН. Результаты обработки полученных научных данных регулярно помещаются на сайтах АКЦ ФИАН (www.asc.rssi.ru) и Роскосмоса (www.roskosmos.ru).

Российские учёные обладают безусловным приоритетом в доступе к научным данным и результатам их обработки.

Комплекс научной аппаратуры астрофизической обсерватории «РАДИОАСТРОН» представляет собой совокупность сложных взаимосвязанных комплексов, оборудования, систем и программно-алгоритмического обеспечения, размещаемых как на орбитальном космическом аппарате «СПЕКТР-Р» (бортовой комплекс научной аппаратуры – БКНА), так и на наземных средствах (наземный научный комплекс – ННК).

Назначение БКНА – приём сигналов от исследуемых астрономических источников, их усиление, преобразование в цифровой информационный поток и передача этой информации на наземные станции слежения.

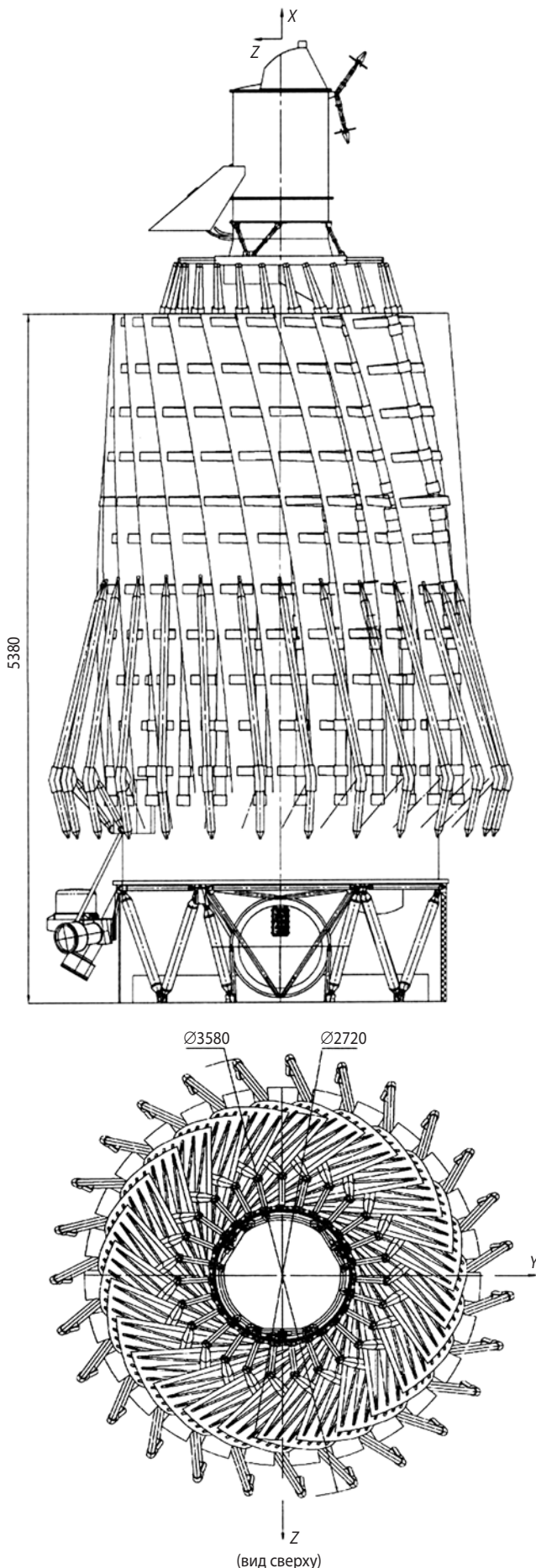


рисунок 2. Конфигурация КРТ в транспортном состоянии

Для этого в состав БКНА входят прецизионная складная твердотельная параболическая антенна космического радиотелескопа (КРТ) с диаметром апертуры 10,0 м и радиоэлектронный комплекс (РЭК), размещаемый на элементах конструкции КРТ и базового модуля служебных систем (БМСС) «Навигатор» (высокоинформативный радиокомплекс – ВИРК). Компонентная схема КА «СПЕКТР-Р» приведена на рисунке 1.

Конфигурация сложенного (для этапов транспортирования и выведения на рабочую орбиту) состояния космического радиотелескопа приведена на рисунке 2.

Прецизионная складная твердотельная параболическая антенна космического радиотелескопа (рисунок 3) должна обеспечивать уверенный приём сигнала от исследуемого астрофизического источника на самой короткой длине волны 1,35 см. Для этого разработаны:

- конструкция центрального зеркала и прецизионная технология его изготовления, обеспечивающие зеркалу крайне низкую температурную деформативность; специальные узлы установки центрального зеркала на основании (проставке);
- конструкция каркаса каждого из лепестков по специальной технологии из углепластика для обеспечения точности и низкой температурной деформативности;
- конструкция трёхслойной оболочки каждого из лепестков и прецизионная технология её изготовления с обеспечением низкой температурной деформативности;
- методика и стендовое оборудование для точной установки каждой оболочки лепестка на своём каркасе с возможностью автономной регулировки формы отражающей поверхности (юстировки) (рисунок 3а), которая осуществляется юстировочными винтами по 45 точкам с учётом массы лепестка с его весовой разгрузкой (рисунок 3б) и положения оси поворота каждого из них (рисунок 3в);
- методика и технологическое оборудование («верхняя» и «нижняя» системы весовой разгрузки) для высокоточной регулировки положения каждого лепестка в собранном рефлекторе путём изменения длины соответствующего подкоса, фиксирующего лепесток в раскрытом состоянии;
- методики контроля сохраняемости геометрии рефлектора после механических воздействий (рисунок 3г); регулировок, обеспечивающих установку блока антенных облучателей в фокус рефлектора (рисунок 3д) и окончательных регулировок геометрии рефлектора лётного образца (рисунок 3е).

ОБ ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ КОМПЛЕКСА «СПЕКТР-Р» («РАДИОАСТРОН»)



а



б



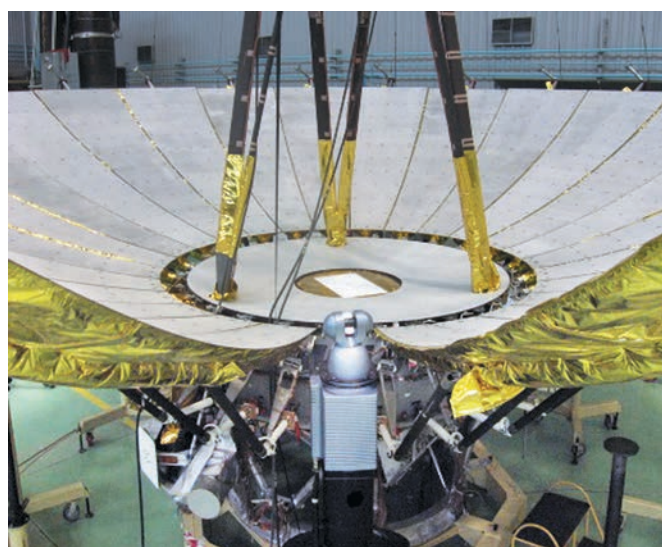
в



г



д



е

рисунок 3. Прецизионная складная параболическая антенна КРТ (а–е см. по тексту)

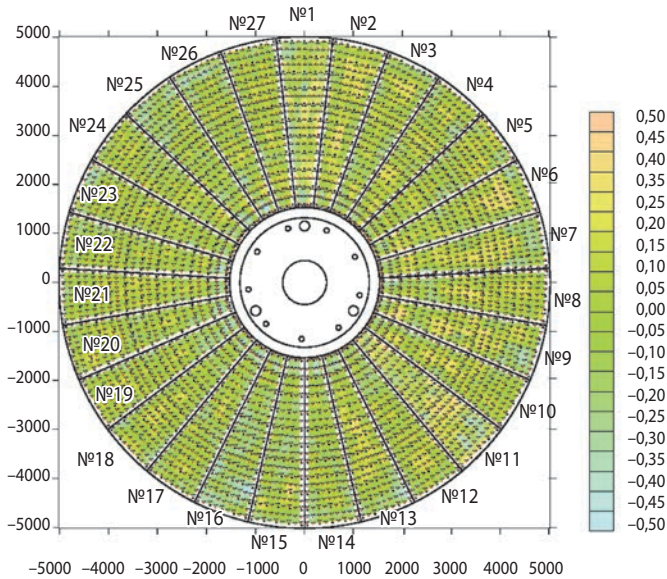


рисунок 4. Результаты измерений отклонений отражающей поверхности лётного образца рефлектора от заданного параболоида

Окончательные измерения поверхности лётного рефлектора антенны КРТ показали (рисунок 4), что проведённый комплекс наземных регулировок, при наличии люфтов, погрешностей изготовления и весовой разгрузки, обеспечивает в наземных условиях точность соответствия отражающей поверхности собранного рефлектора заданному теоретическому параболоиду в целом не хуже $\pm 0,6$ мм. При этом средне-квадратичная погрешность по всей поверхности не превышает 0,3 мм и соответствует требованиям технического задания.

В разработку, изготовление и всестороннюю отработку конструкции космического радиотелескопа и систем обезвешивания неоценимый вклад внесён коллективом НПО им. С.А. Лавочкина. Особенно активное участие в работах принимали: Бабышкин В.Е., Серебренников В.А., Перминов В.Г., Гончаров К.А., Тулин Д.В., Шабарчин А.Ф., Аставин А.С., Кузьмин А.П., Ковалев В.С., Терехов Д.А., Бирюков А.С., Телепнев П.П., Ленкин С.А., Цвелев В.М., Леднев М.И., Лошаков В.А., Долгих В.В., Власенков В.Е., Снопков Н.И., Машков В.И., Куриленко В.В., Гуревич Ю.А., Тютюнников А.П., Комаев Р.В., Перфилов А.А., Ростов В.В., Найшев С.А., Шаренков Н.А., Садиков Е.И., Ананьев А.И., Смелкина Г.Н.

Поскольку НПО им. С.А. Лавочкина являлось головной организацией по проекту «СПЕКТР-Р», а работы по созданию конструкции космического радиотелескопа выполнялись в соответствии с договором между АКЦ ФИАН и НПО, все работы по созданию базового модуля служебных систем (БМСС)

«Навигатор», космического аппарата в целом и наземной инфраструктуры, обеспечивавшей запуск аппарата и управление аппаратом в течение длительного времени, были выполнены также силами коллектива НПО с привлечением множества предприятий-соисполнителей. При этом в полном объёме выполнен комплекс работ, касающихся не только собственно разработки, отработки и автономных испытаний узлов, агрегатов и систем БМСС (Бирюков А.С. и др., 2019; Ефанов В.В. и др., 2019), но и космического аппарата в целом; под руководством Мелехина М.В., Жукова А.С. и Лихачева Г.А. в тесном взаимодействии со специалистами АКЦ ФИАН успешно проведены комплексные испытания космического аппарата «СПЕКТР-Р» (рисунок 5), по результатам которых аппарат был допущен к пуску.

После запуска аппарата приступило к работе мозговое ядро наземного сегмента управления – Центр управления полётом под руководством А.Е. Ширшакова, ЦУП выполнял планирование и реализацию программ работ с аппаратом, подготовку исходных данных для проведения сеансов связи с КА, моделирование разработанных сеансов на информационно-логическом стенде для исключения возникновения нештатных ситуаций, проверку возможности технической реализации предлагаемой АКЦ ФИАН научной программы.

В состав группы управления входили специалисты не только НПО им. С.А. Лавочкина и АКЦ ФИАН, но и представители организаций-разработчиков систем БМСС «Навигатор».

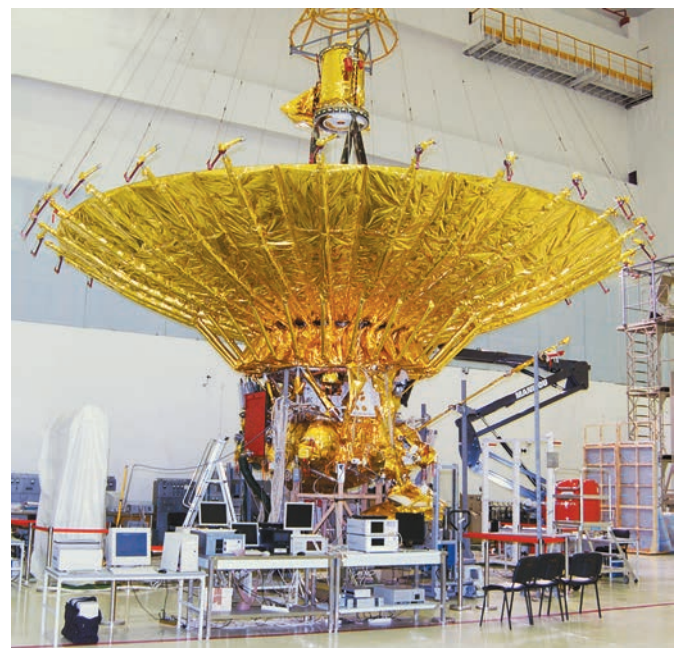


рисунок 5. Космический аппарат «СПЕКТР-Р» во время испытаний в НПО им. С.А. Лавочкина

Огромную роль в работах группы управления сыграли сотрудники НПО Артюхов М.И., Кулагин Е.И., Церенин И.Д., Чурикова М.Е., Ульяшин А.И., Винокуров А.А., Привезенцев А.С., Погодин А.В., Филиппова Е.Н.

Благодаря исключительно слаженной работе группы управления космический аппарат «СПЕКТР-Р» как в части всесторонней подготовки программ сеансов, так и в части выхода из нештатных ситуаций, активно проработал на орбите более семи лет и пережил в общей сложности более 4000 сеансов научных наблюдений, более 200 сеансов юстировки приёмного комплекса БКНА и около 2300 сеансов служебного назначения и три коррекции рабочей орбиты для исключения попадания аппарата в тень Земли на недопустимо длительное время.

С учётом дублирования и функционального резервирования приборов бортовой комплекс научной аппаратуры успешно функционировал и обеспечивал выполнение научной программы в полном объёме с участием более 30 зарубежных телескопов до 10 января 2019 года (последний сеанс наблюдений проведён 10.01.2019 с 2 ч 5 мин до 3 ч 20 мин) (*Кардашев Н.С. и др.*, 2018; *Кардашев Н.С. и др.*, 2016).

Научная экспертиза заявок на наблюдения осуществлена международным научным советом экспертов «РАДИОАСТРОН», результаты которой утверждены научным руководителем проекта «РАДИОАСТРОН» академиком Н.С. Кардашевым. В международный совет экспертов «РАДИОАСТРОН» в разные годы входили учёные Австралии, США, России, Германии, Нидерландов.

Всего было одобрено более 40 научных заявок, направленных на изучение различных объектов и явлений, среди которых исследования:

- микроструктуры мазеров водяного пара с экстремальным угловым разрешением,
- релятивистских струй во Вселенной, ядер активных галактик,
- внутренних областей ядер активных галактики их магнитных полей,
- гравитационного красного смещения,
- изменений видности суперкомпактных водяных мазерных пятен с целью изучения межзвёздной микротурбулентности,
- ярких температур квазаров,
- структуры функции видности рассеянного радиоизлучения пульсаров,
- неоднородностей межзвёздной плазмы в направлении удалённых пульсаров.

В некоторых наблюдениях приняли участие более 20 наземных радиотелескопов. Общее наблюдательное время всех участвовавших наземных телескопов составило 18059 часов или 750 дней.

По результатам научных наблюдений опубликовано более 60 статей в различных российских и международных изданиях (*Research in Astronomy and Astrophysics, Nature Astronomy, Astrophysical Journal, Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, Космические исследования, Астрономический Журнал, Труды ИПА РАН и др.*).

На текущий момент в архиве научных данных накоплено столько информации, что на её обработку потребуется ещё несколько лет.

список литературы

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

Бирюков А.С., Деменко О.Г., Ефанов В.В. Наземная отработка ударной прочности орбитальной астрофизической обсерватории // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 3. С. 64-75.

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

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

Заславский Г.С., Захваткин М.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Шишов В.А. Баллистико-навигационное обеспечение управления полётом КА и выполнения научной программы проекта «РАДИОАСТРОН». 5 лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 25-37.

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

Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Андрианов А.С., Баан У. и др. Основные научные результаты, полученные в проекте «РадиоАстрон» в 2016–2018 годы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 3-12.

Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошеев 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. DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.001.

Статья поступила в редакцию 29.06.2020

Статья после доработки 29.06.2020

Статья принята к публикации 29.06.2020

**ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ
ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ
ДОЗВУКОВЫМ ГАЗОВЫМ ПОТОКОМ
ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО
ЭКРАНА ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ
ОТ СПУСКАЕМОГО
АППАРАТА «ЭКЗОМАРС»
В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ**



А.В. Бабаков¹,
доктор физико-
математических наук,
avbabakov@mail.ru;
A.V. Babakov

Представлены результаты численного и экспериментального определения аэродинамических характеристик лобового экрана, анализа вихревой структуры течения в донной области и ближнем следе экрана при свободном его падении с дозвуковой скоростью после отделения от основной конструкции посадочного аппарата «ЭКЗОМАРС» на поверхность планеты.

Ключевые слова:
космический аппарат;
десантный модуль;
лобовой аэродинамический экран;
математическое моделирование;
аэродинамические характеристики;
картина обтекания;
экспериментальная установка.

DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.005

¹ Институт автоматизации проектирования Российской академии наук, Россия, г. Москва.
Institute for Computer-Aided Design Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

**THEORETICAL AND EXPERIMENTAL
STUDY OF SUBSONIC GAS
FLOW AROUND THE FRONTAL
AERODYNAMIC SCREEN
AFTER SEPARATION FROM
THE VEHICLE EXOMARS
DESCENDING IN THE ATMOSPHERE
OF THE PLANET**



В.С. Финченко²,
доктор
технических наук,
valsemfi@yandex.ru;
V.S. Finchenko

The results of numerical and experimental determination of the aerodynamic characteristics of the frontal screen and analysis of the vortex structure of the flow in the bottom area and the near trace of the screen when it falls free at subsonic speed after separation from the main structure of the EXOMARS lander to the surface of the planet are presented.

Keywords:
spacecraft;
landing module;
frontal aerodynamic screen;
mathematical modeling;
aerodynamic characteristics;
flow pattern;
experimental setup.

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

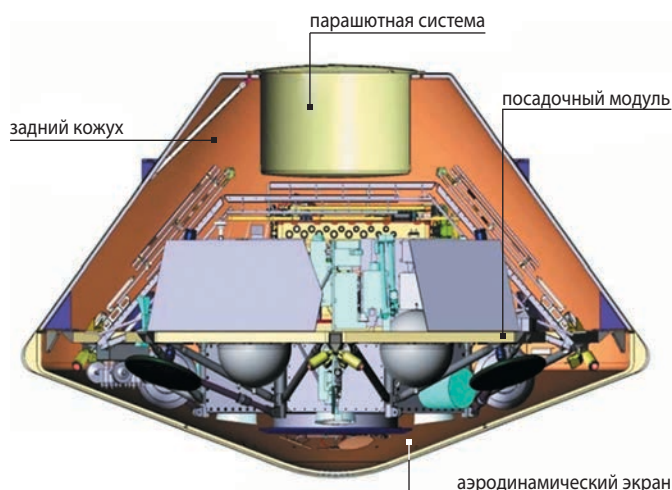
ВВЕДЕНИЕ

При контактных исследованиях планет и других небесных тел Солнечной системы в зарубежной (Маров М.Я., Хантресс У.Т., 2013) и отечественной (Финченко В.С. и др., 2018) космонавтике используются посадочные аппараты (ПА) с научными приборами.

Набор приборов для исследования состава атмосферы (Зеленый Л.М. и др., 2014; Ваго Х. и др., 2014) и характеристик грунта (Дудкин К.К. и др., 2019) размещают на борту десантных модулей (ДМ), обеспечивающих после отделения от космического аппарата (КА) доставку ПА на поверхность исследуемого небесного тела.

На рисунке 1 показана конструкция ДМ проекта «ЭКЗОМАРС». Для эффективного торможения этого модуля в атмосфере Марса используется лобовой аэродинамический экран (ЛАЭ) в виде 140-градусного конуса с затупленной по сфере вершиной, поперечные размеры которого обеспечивают механическую и тепловую защиту ДМ. В целом, десантный модуль проекта «ЭКЗОМАРС» имеет замкнутый корпус осесимметричной формы, составленный из трёх частей: ЛАЭ, заднего конического кожуха и крышки отсека парашютной системы, расположенного в объёме донной части ДМ (Хартов В.В. и др., 2014).

В соответствии с используемой схемой доставки ПА КА «ЭКЗОМАРС» на поверхность Марса (Дубовик В.Н. и др., 2014) на определённой высоте участка аэродинамического торможения ДМ над поверхностью Марса для повышения эффективности торможения вводится в действие парашютная система. После достижения дозвуковой скорости спуска ДМ осуществляется отделение ЛАЭ от заднего кожуха с использованием детонационных устройств разделения (Ефанов В.В. и др., 2000; Ефанов В.В. и др., 2014), задающих скорость отделения, обеспечиваю-



рисунк 1. Конструкция ДМ КА проекта «ЭКЗОМАРС»

щую расхождение разделяющихся объектов без столкновения при дальнейшем движении. Далее аэродинамический экран совершает свободное падение.

На рисунке 2 показана схема спуска ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» в атмосфере Марса.

Для расчёта траектории спуска ЛАЭ после отделения от ПА необходимо знание его аэродинамических характеристик (АДХ) в широком диапазоне углов атаки набегающего на экран газового потока ($0^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$).

Эта траектория не должна пересекаться с траекторией спуска ПА вплоть до достижения обоими объектами поверхности Марса. Кроме того, должно быть исключено попадание ПА за всё время спуска в область нестационарного вихревого течения газа в следе за ЛАЭ.

В практике проектирования посадочных на поверхности планет аппаратов традиционно используются расчётные и экспериментальные методы определения АДХ (Алексашкин С.Н. и др., 2011; Горшков А.Б. и др., 2014).

Результаты расчётов АДХ ЛАЭ ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» при отделении от посадочного модуля при сверхзвуковых скоростях спуска экрана в атмосфере Марса приведены в статье (Бабаков А.В., Финченко В.С., 2019).

Далее представлены результаты математического моделирования воздействия на экран набегающего газового потока с дозвуковой скоростью и результаты экспериментального определения их для значений числа Маха $M=0.45$ и 0.25 .

1. Используемые методы численного моделирования обтекания осесимметричных тел дозвуковыми потоками

1.1. Математическое моделирование, основанное на консервативном численном методе потоков

Основные сведения о методе

Этот метод (Белоцерковский О.М. и др., 1973; Бабаков А.В. и др., 1975) предназначен для численного исследования пространственно-нестационарных фундаментальных и прикладных задач аэро- и гидродинамики. В основе метода лежат конечно-разностные аппроксимации законов сохранения массы, компонента импульса и полной энергии, записанных в интегральной форме для конечных объёмов, возникающих при дискретизации области интегрирования.

Построенные на основе этого метода разностные схемы и алгоритмы используются для моделирования стационарных и нестационарных течений сжимаемого газа в широком диапазоне определяющих параметров, в частности для исследования дозвуко-

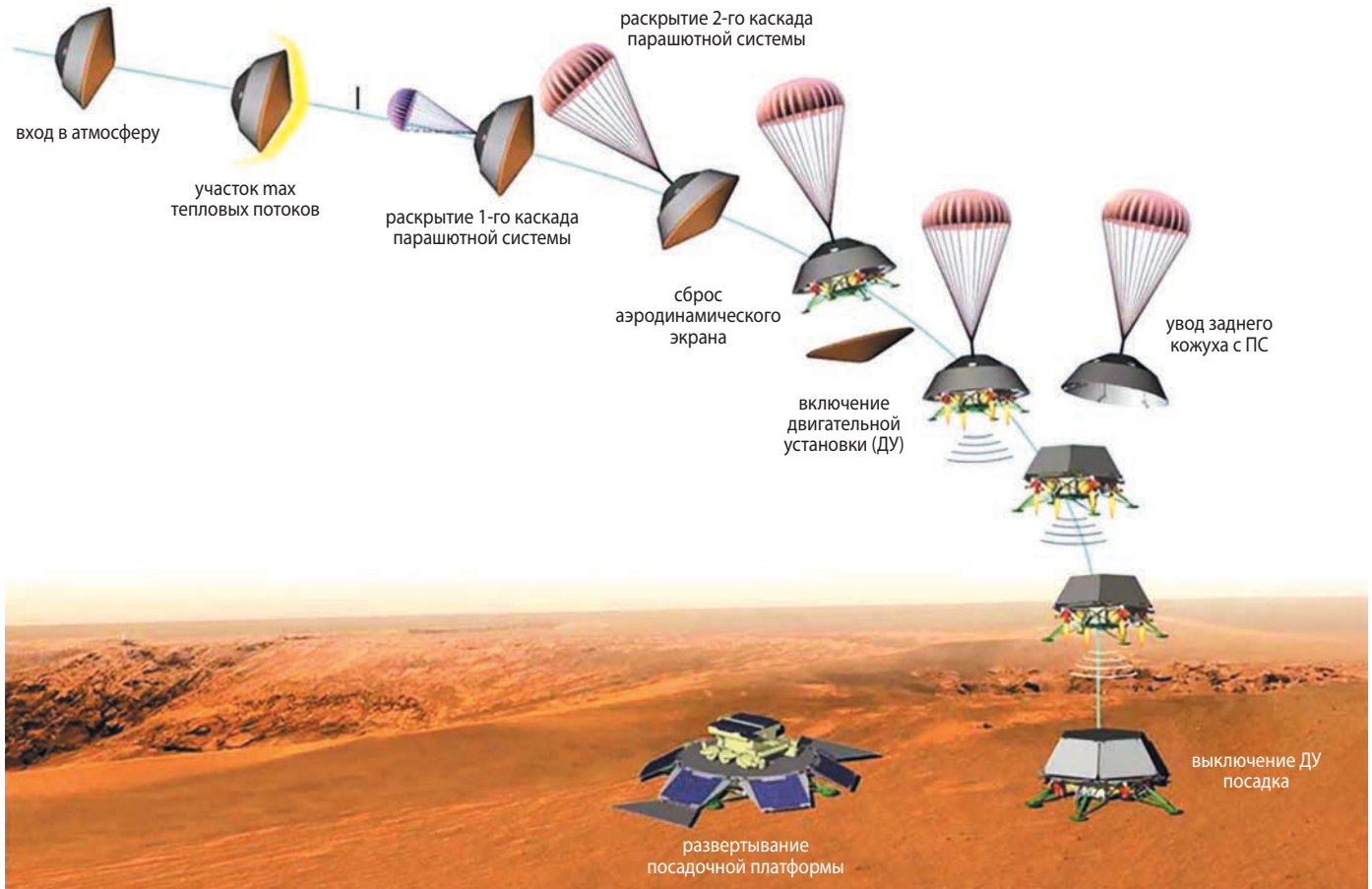


рисунок 2. Этапы спуска ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» в атмосфере Марса и посадки ПА на его поверхность

вых, трансзвуковых и сверхзвуковых потоков, нестационарного ближнего следа, струйных течений (Бабаков А.В. и др., 2014), при проектировании космической техники.

Представленные ниже результаты расчётов получены на основе нестационарной модели невязкого сжимаемого газа (модели Эйлера), позволяющей исследовать крупномасштабные вихревые структуры, предполагая, что вязкость и мелкомасштабная турбулентность не оказывают существенного влияния на основные характеристики потока.

Несмотря на указанное упрощение математической модели, подобный подход в трёхмерной нестационарной постановке требует значительных вычислительных мощностей и больших временных затрат. На основе параллельных алгоритмов метода разработан комплекс программ, реализованный на многопроцессорных вычислительных системах массивно-параллельной и кластерной архитектуры. Представленные ниже результаты расчётов получены при использовании до 1000 процессоров (Бабаков А.В., 2016).

Разработанные параллельные алгоритмы используют стандартизованную систему передачи сообще-

ний Message Passing Interface. Численные расчёты осуществлялись на вычислительном комплексе производительностью 181 TFlops, объёмом оперативной памяти 17408 GB. Комплекс основан на 136 вычислительных узлах (4352 ядер) с пиковой производительностью каждого 1.33 TFlops, объёмом оперативной памяти 128GB, состоящих из двух 16-ядерных процессоров IntelXeonE5-2697Av4.

Постановка задачи

Рассматривается ЛАЭ десантного модуля проекта КА «ЭКЗОМАРС», общий вид которого и размеры представлены на рисунке 3.

Область интегрирования с учётом осесимметричного характера обтекаемого тела представляет собой цилиндрическую область радиуса R_1 с образующей L . Численное моделирование осуществлялось для дозвукового набегающего потока при значении числа Маха $M_\infty=0.45$. При дозвуковом обтекании возмущения от обтекаемого тела распространяются, в отличие от сверхзвукового обтекания, вверх по потоку. В следе возмущения распространяются на расстояния, намного превышающие характерные размеры тела. Эти факты требуют выбора достаточно больших значений R_1 и L для того, чтобы распростра-

ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ДОЗВУКОВЫМ ГАЗОВЫМ ПОТОКОМ ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКРАНА ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС» В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ

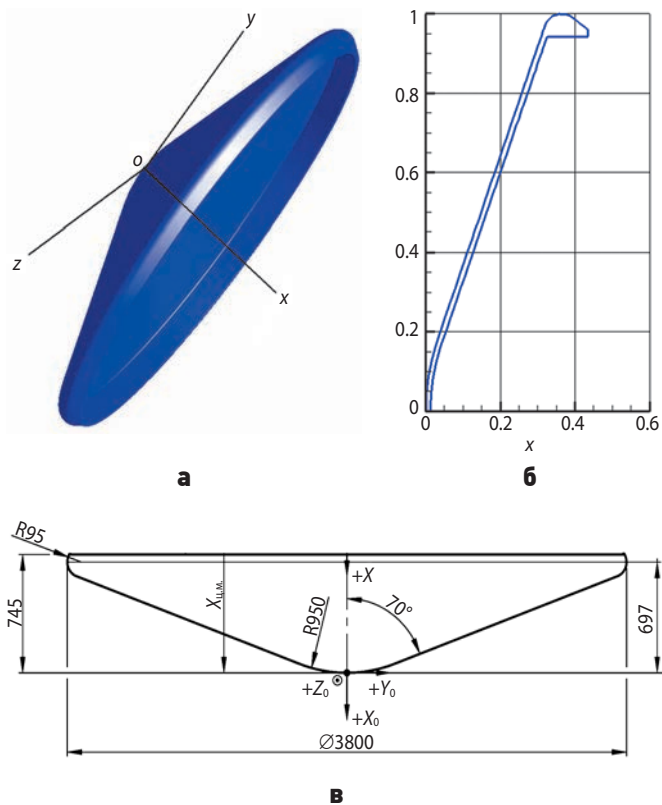


рисунок 3. Пространственный вид (а), поперечный разрез (б) и размеры лобового аэродинамического экрана (в) ДМ проекта «ЭКЗОМАРС»

няющиеся до внешней границы области интегрирования возмущения не оказывали существенного влияния на газодинамические параметры в большей её части. При моделировании использовались значения R_1 от $25 R_0$ до $50 R_0$ и L от $100 R_0$ до $200 R_0$, где R_0 – радиус основания ЛАЭ.

Моделирование выполнялось в трёхмерной нестационарной постановке. При построении параллельных алгоритмов область интегрирования разбивалась на подобласти по двум или трём цилиндрическим координатам и распараллеливание по пространству осуществлялось по указанным направлениям.

Дозвуковой пространственно-нестационарный характер течения и его особенности при обтекании объектов сложной геометрической формы, а также

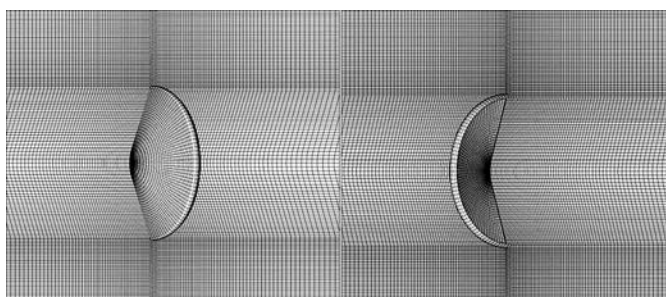


рисунок 4. Фрагменты вычислительной сетки

вихревая структура ближнего следа определяют большой размер не только области интегрирования, но и используемых вычислительных сеток. В расчётах использовались вычислительные сетки, имеющие экспоненциальное сгущение к лобовой и донной поверхностям экрана и в области, имеющей особенности геометрии внешней кромки. Число конечных объёмов составляло от 20 до 50 млн.

Фрагменты вычислительной сетки в сильно разреженном виде представлены на рисунке 4. В расчётах использовалась модель невязкого нетеплопроводного совершенного газа (модель Эйлера) с отношением удельных теплоёмкостей $\gamma=1.3$, что соответствует газовому составу атмосферы Марса. Положение ЛАЭ относительно направления набегающего потока задавалось углом атаки в диапазоне $0^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$.

Аэродинамические характеристики ЛАЭ ДМ при дозвуковом режиме обтекания

Ниже приводятся результаты численного моделирования дозвукового потока сжимаемого газа около лобового аэродинамического экрана ДМ проекта «ЭКЗОМАРС», пространственно-нестационарной вихревой структуры потока в его ближнем следе и определения его аэродинамических характеристик. Расчёты проведены для числа Маха набегающего потока $M=0.45$.

В представленных ниже результатах используются безразмерные величины: плотность, температура и скорость отнесены к соответствующим значениям газа в невозмущённом набегающем потоке, давление – к удвоенному значению скоростного напора газа невозмущённого набегающего потока.

При дозвуковом режиме течения обтекание ЛАЭ носит нестационарный характер, особенно в ближнем следе. Это приводит к нестационарному поведению аэродинамических характеристик ЛАЭ. Ниже представлены осреднённые по времени значения аэродинамических характеристик.

В таблице 1 приводятся рассчитанные значения осреднённых АДХ при углах атаки в диапазоне $0^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$, обуславливающие траекторию движения ЛАЭ при свободном падении в атмосфере Марса: коэффициент продольной C_x и нормальной C_y составляющих аэродинамической силы; C_{xa} – коэффициент аэродинамического сопротивления; C_{ya} – коэффициент подъёмной силы; mz – коэффициент аэродинамического продольного момента (момента тангажа).

Графическое изображение зависимостей АДХ ЛАЭ ДМ от угла атаки и анализ их характерных особенностей приведены в разделе 2.3 при описании сравнения результатов, полученных рассмотренным здесь методом, с результатами, основанными на решении полных уравнений Навье – Стокса.

таблица 1 – Численные значения АДХ аэродинамического экрана ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» при различных углах атаки

угол атаки, град	C_x	C_y	C_{xa}	C_{ya}	mz
0	0.900	0.000	0.900	0.000	0.000
5	0.880	0.015	0.8780	-0.062	-0.017
30	0.770	0.060	0.697	-0.333	-0.095
60	0.415	0.115	0.307	-0.302	-0.128
70	0.186	0.107	0.164	-0.138	-0.102
80	0.065	0.110	0.120	-0.045	-0.085
90	-0.175	0.100	0.100	0.175	-0.050
100	-0.700	0.110	0.230	0.670	-0.030
110	-1.260	0.075	0.501	1.158	0.030
120	-1.770	-0.001	0.885	1.533	0.040
135	-1.500	-0.015	1.050	1.071	0.037
150	-1.405	-0.050	1.192	0.746	0.025
175	-1.300	0.000	1.295	0.113	0.010
180	-1.320	0.000	1.320	0.000	0.000

Структура потока при дозвуковом режиме обтекания ЛАЭ ДМ

При дозвуковом режиме обтекания аэродинамического экрана нестационарные явления наблюдаются на его боковой кромке и в донной области, что приводит к осцилляции газодинамических параметров в указанных областях и ближнем следе. Ниже рассматриваются особенности обтекания ЛАЭ дозвуковым потоком при $M=0.45$ при различных углах атаки α в диапазоне от 0 до 180° .

На рисунке 5 показаны поля местного значения числа Маха и температуры с мгновенными линиями тока при нулевом угле атаки. Видно, что течение в донной области характеризуется развитой нестационарной вихревой структурой, распространяющейся на 4–5 калибров вниз по потоку и являющейся зоной недопустимого попадания в неё ПА, подвешенного на парашюте и при спуске с работающими двигателями мягкой посадки (см. рисунок 2).

При больших углах атаки донная область также характеризуется развитой нестационарной вихревой структурой. При этом на верхней по потоку части кромки экрана происходит формирование «дорожки» вихревых структур, распространяющихся вниз по потоку. Соответствующие картины течения для углов атаки $\alpha=30^\circ$ и 60° приведены на рисунках 6 и 7 в виде поля градиента плотности (аналога теневых фотографий) и мгновенных линий тока на фоне поля местного значения числа Маха.

При угле атаки $\alpha=80^\circ$ образуется устойчивая замкнутая вихревая зона, рисунок 8. С увеличением угла атаки устойчивость этой зоны теряется, что показывает рисунок 9 для $\alpha=90^\circ$ и $\alpha=100^\circ$. При $\alpha=90^\circ$ на наветренной стороне кромки экрана формируется вихревой жгут.

При угле атаки $\alpha=120^\circ$ течение на наветренной стороне уже не носит вихревой характер, но при этом

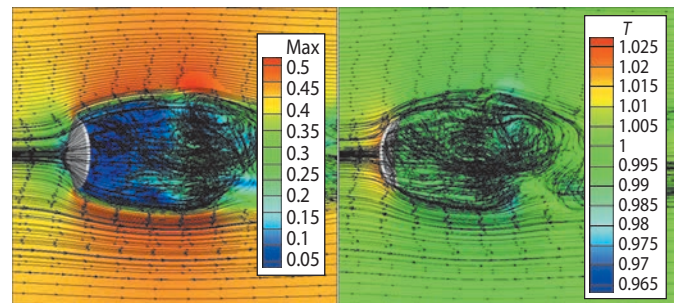


рисунок 5. Поля местных значений числа Маха и температуры, мгновенные линии тока при $\alpha=0^\circ$

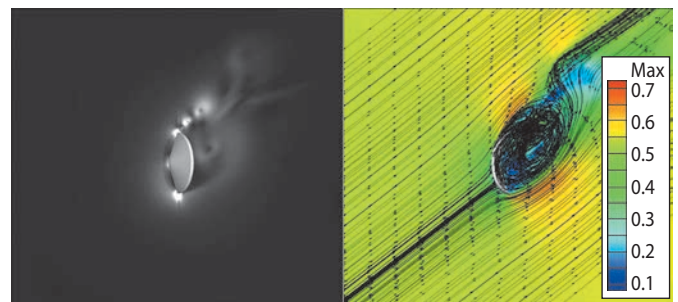


рисунок 6. Поле градиента плотности, мгновенные линии тока на фоне поля местных значений числа Маха при $\alpha=30^\circ$

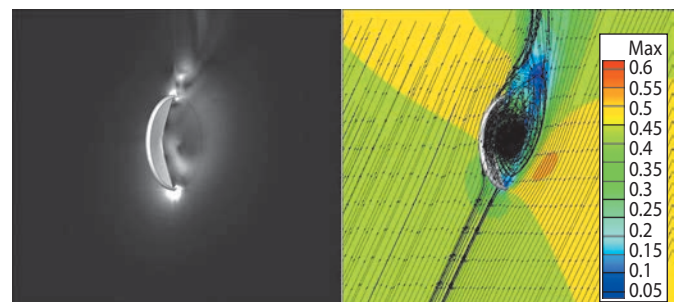


рисунок 7. Поле градиента плотности, мгновенные линии тока на фоне поля местных значений числа Маха при $\alpha=60^\circ$

ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ДОЗВУКОВЫМ ГАЗОВЫМ ПОТОКОМ ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКРАНА ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС» В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ

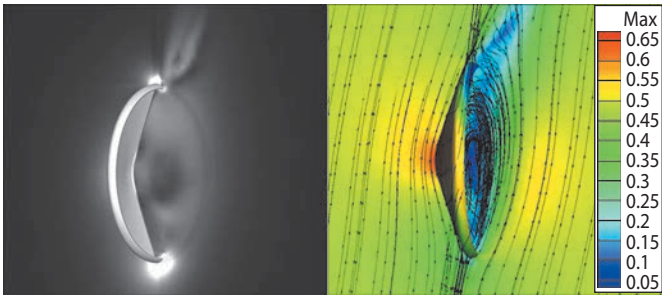


рисунок 8. Поле градиента плотности, мгновенные линии тока на фоне поля местных значений числа Маха при $\alpha=80^\circ$

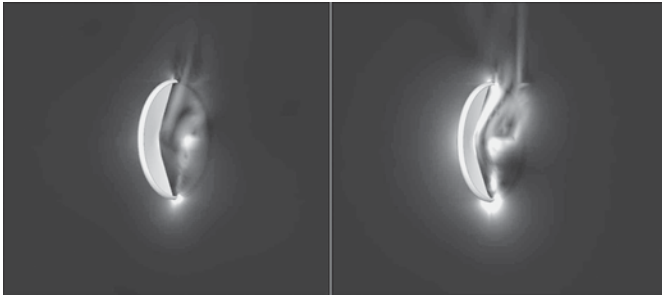


рисунок 9. Поля градиента плотности при $\alpha=90^\circ$ и $\alpha=100^\circ$

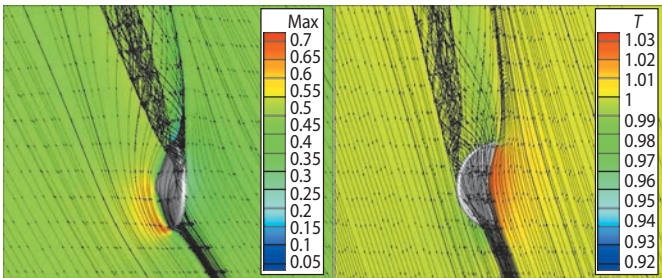


рисунок 10. Мгновенные линии тока на фоне полей местных значений числа Маха и температуры при $\alpha=120^\circ$

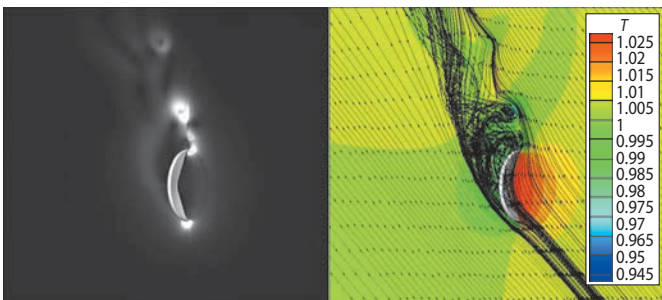


рисунок 11. Поле градиента плотности и мгновенные линии тока на фоне поля температуры при $\alpha=135^\circ$

с подветренной стороны сходят два сильно развитых, узких и достаточно удлиненных вихревых жгута, распространяющихся на 3-4 калибра вниз по потоку, что представлено на рисунке 10 в виде мгновенных линий тока на фоне полей местных значений числа Маха и температуры T .

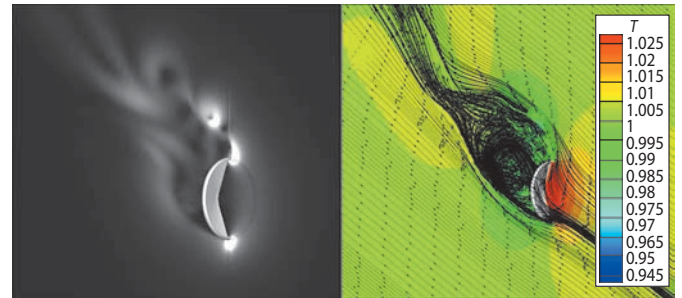


рисунок 12. Поле градиента плотности и мгновенные линии тока на фоне поля температуры при $\alpha=150^\circ$

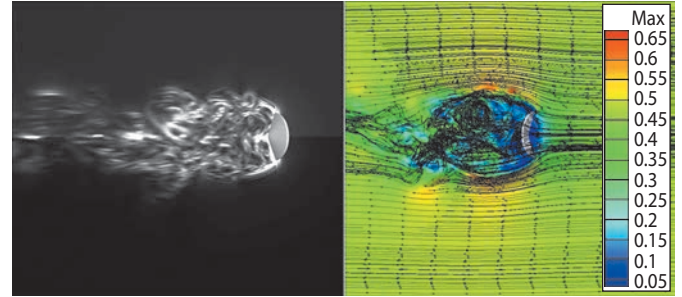


рисунок 13. Поле градиента плотности, мгновенные линии тока на фоне поля местных значений числа Маха при $\alpha=180^\circ$

Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к формированию нестационарной вихревой зоны на подветренной стороне экрана и к сходу вихревых структур с верхней по потоку части кромки экрана (рисунки 11, 12 для углов атаки $\alpha=135^\circ$ и $\alpha=150^\circ$).

При угле атаки $\alpha=180^\circ$ донная область и ближний след представляют собой области развитого вихревого потока с крупномасштабной турбулентностью (рисунок 13). Протяжённость зоны развитой крупномасштабной турбулентности составляет 3–5 калибров.

Таким образом, с помощью консервативного численного метода потоков, основанного на использовании нестационарной модели невязкого сжимаемого газа (модели Эйлера), удаётся получать достаточно подробную картину обтекания дозвуковым газовым потоком объектов с выпуклой и вогнутой наружной поверхностью, рассчитывать распределение давления на этих поверхностях и, в итоге, определять аэродинамические характеристики этих объектов.

Результаты таблицы 1 могут быть использованы при расчётах траектории свободного падения ЛАЭ и оценки вероятности пересечения её траекторией спуска ПА проекта «ЭКЗОМАРС» на поверхность Марса и возможного попадания ПА в область вихревых течений в донном следе за ЛАЭ или на сам экран, лежащий на поверхности Марса.

Представленные здесь результаты получены на многопроцессорных вычислительных комплексах кластерной архитектуры Межведомственного суперкомпьютерного центра РАН.

1.2. Математическое моделирование, основанное на решении уравнений Навье – Стокса

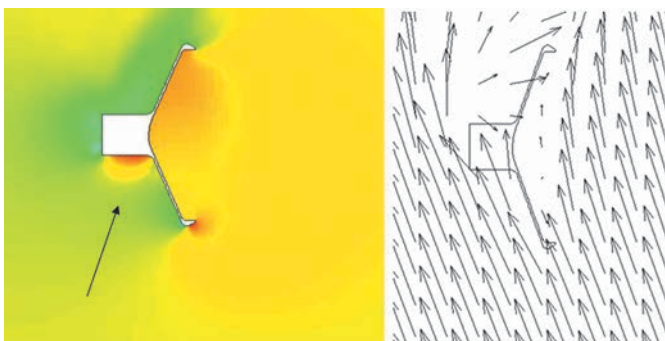
Расчётное определение осуществлялось в среде FloEFD Technical Reference Soft Version 4. Пакет FloEFD позволяет исследовать обтекание тел вязким потоком газа в рамках нестационарных уравнений Навье – Стокса. Для расчётов использовалась классическая k - ϵ модель турбулентности с заданными по умолчанию вычислительной программы k -кинетической энергией турбулентности и ϵ -скоростью диссипации (Алямовский А.А., 2012; Иванов А.В. и др., 2014). Численный расчёт в программной среде FloEFD проводился на структурированной сетке. При этом использовался алгоритм адаптивной сетки, когда в ходе расчёта в областях с большими градиентами параметров, например на поверхностях разрыва и скачках уплотнения, число расчётных ячеек автоматически увеличивалось (общее количество в начале расчёта составляло $1.2 \cdot 10^6$ ячеек, в конце расчёта – $3.5 \cdot 10^6$ ячеек).

С помощью этого метода в результате расчётов были получены АДХ модели лобового экрана ДМ диаметром 150 мм. Расчёты проведены для чисел Маха набегающего потока $M=0.25$ и 0.45 в диапазоне углов атаки α от 60° до 160° с шагом десять градусов.

Входными параметрами потока для расчёта принимались значения давления и температуры, которые планировалось реализовать в рабочей части аэродинамической трубы (АДТ) в ходе эксперимента.

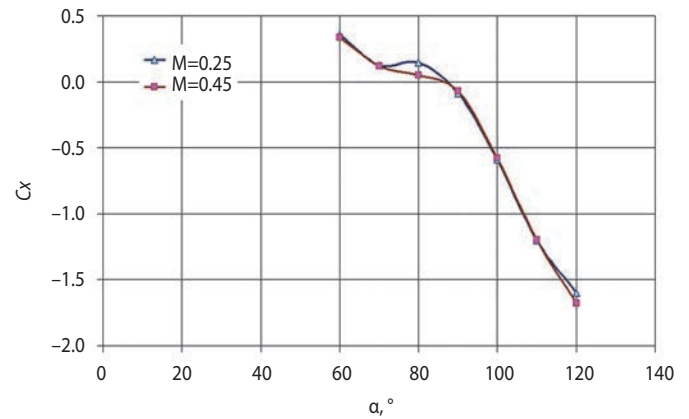
На рисунке 14 показано распределение давления около модели с донной державкой и вектора скорости при числе Маха набегающего потока $M=0.25$, $\alpha=110^\circ$ и изображена область искажённой из-за наличия донной державки картины обтекания ЛАЭ.

На левой стороне рисунка 14 стрелкой указана область высокого давления, которая будет реализовываться на наветренной стороне донной державки при весовых испытаниях по определению АДХ модели ЛАЭ.

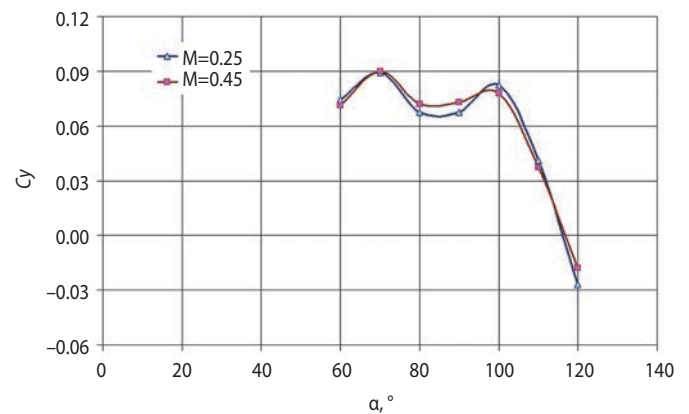


рисунк 14. Область течения около модели с донной державкой и вектора скорости при числе Маха набегающего потока $M=0.25$, $\alpha=110^\circ$

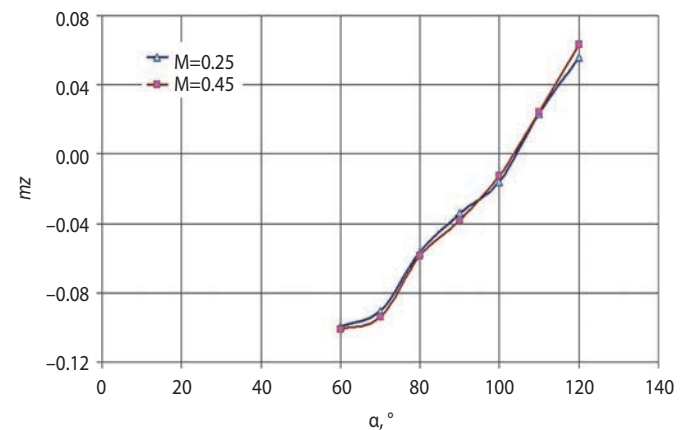
В ходе расчётов с использованием рассмотренного выше численного метода получены зависимости коэффициентов продольной C_x , нормальной C_y составляющих аэродинамической силы и коэффициента момента тангажа mz от угла атаки α (рисунки 15–17 и таблица 2).



рисунк 15. Зависимости коэффициента продольной силы C_x от угла атаки α



рисунк 16. Зависимости коэффициента нормальной силы C_y от угла атаки α



рисунк 17. Зависимости коэффициента момента тангажа mz от угла атаки α

ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ДОЗВУКОВЫМ ГАЗОВЫМ ПОТОКОМ ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКРАНА ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС» В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ

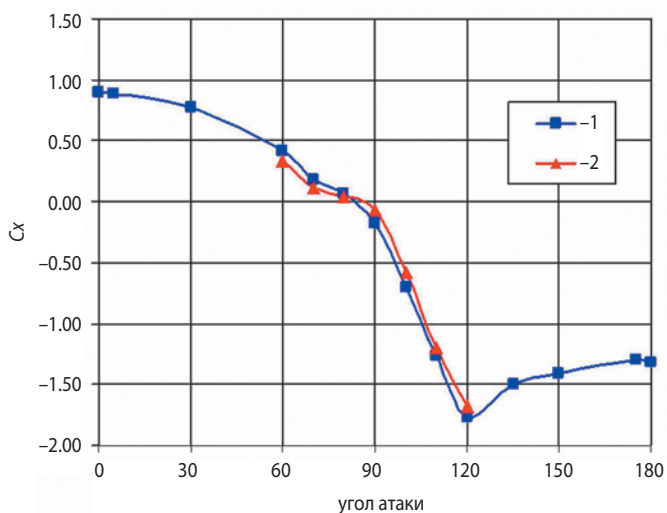
таблица 2 – Цифровые значения результатов численного расчёта АДХ модели лобового аэродинамического экрана ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» ($60^\circ \leq \alpha \leq 120^\circ$)

$\alpha,^\circ$	M=0.25			M=0.45		
	C_x	C_y	mz	C_x	C_y	mz
60	0.3581	0.0743	-0.0994	0.3383	0.0713	-0.1012
70	0.1273	0.0892	-0.0904	0.1179	0.0898	-0.0939
80	0.1455	0.0674	-0.0563	0.0485	0.0720	-0.0588
90	-0.0854	0.0675	-0.034	-0.0690	0.0729	-0.0379
100	-0.5905	0.0823	-0.0161	-0.5791	0.0779	-0.0128
110	-1.2007	0.0414	0.0235	-1.1980	0.0376	0.0241
120	-1.598	-0.0270	0.056	-1.6793	-0.0177	0.0631

Сравнение зависимостей, представленных на рисунках 15–17, и данных таблицы 2 показывает слабую зависимость коэффициентов C_x , C_y и mz от скорости обтекания моделей ЛАЭ в дозвуковом диапазоне изменения числа М от 0.25 до 0.45.

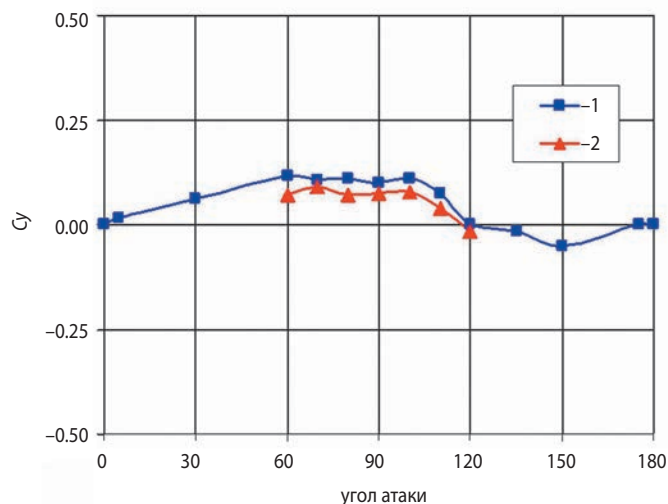
1.3. Сравнение результатов численного определения АДХ ЛАЭ

На рисунках 18–22 приведено сравнение результатов расчёта АДХ 140-градусного ЛАЭ конической формы ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» с помощью консервативного численного метода потоков (синяя линия 1) и АДХ геометрически подобной модели этого ЛАЭ путём численного решения нестационарных уравнений Навье – Стокса (красная линия 2).



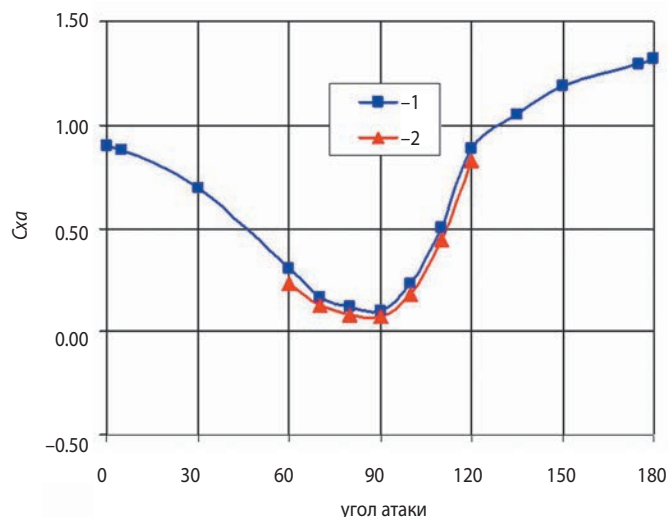
1 – расчёт методом потоков;
2 – расчёт на основе решения уравнений Навье – Стокса.

рисунок 18. Зависимости коэффициента аэродинамической продольной силы C_x от угла атаки



1 – расчёт методом потоков;
2 – расчёт на основе решения уравнений Навье – Стокса.

рисунок 19. Зависимости коэффициента аэродинамической нормальной силы C_y от угла атаки



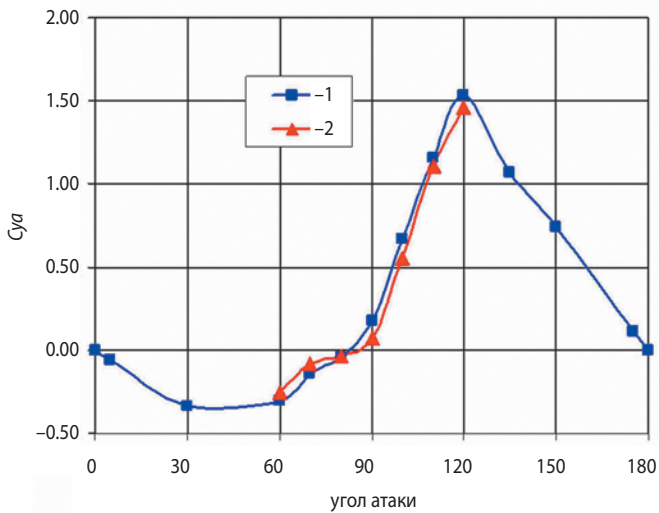
1 – расчёт методом потоков,
2 – расчёт на основе решения уравнений Навье – Стокса.

рисунок 20. Зависимости коэффициента аэродинамического лобового сопротивления C_{xa} от угла атаки

Отметим основные характерные особенности зависимостей АДХ ЛАЭ ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» от угла атаки, полученных численным моделированием.

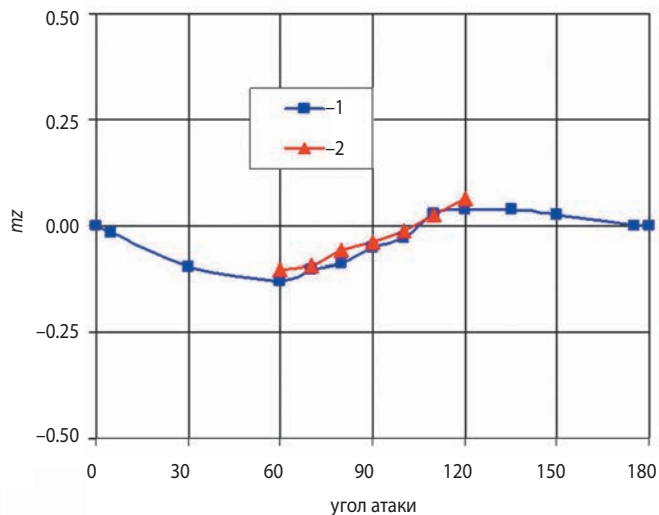
При $M=0.45$ коэффициент C_x достигает минимального значения при угле атаки $\alpha=120^\circ$. При этом же значении угла атаки коэффициент C_y меняет знак, что видно из приведённой на рисунке 19 зависимости.

Коэффициент подъёмной силы C_{ya} имеет ярко выраженный экстремум при угле атаки $\alpha=120^\circ$, аналогично коэффициенту аэродинамической продольной силы C_x . Для аэродинамических коэффициентов C_y и C_{ya} характерна близкая к линейной зависимость от угла атаки в диапазоне $0-30^\circ$, а для C_{ya} – и в диапазоне $150-180^\circ$.



- 1 – расчёт методом потоков;
2 – расчёт на основе решения уравнений Навье – Стокса.

рисунок 21. Зависимости коэффициента аэродинамической подъемной силы C_{ya} от угла атаки



- 1 – расчёт методом потоков;
2 – расчёт на основе решения уравнений Навье – Стокса.

рисунок 22. Зависимости коэффициента аэродинамического момента тангажа mz от угла атаки

Коэффициент аэродинамического сопротивления аэродинамического экрана достигает максимальных значений при обтекании под углами атаки 0 и 180 градусов и составляет $C_{xa}=0.88$ и 1.33 соответственно. Максимальное отрицательное значение коэффициента подъемной силы ЛАЭ достигается в окрестности угла атаки $\alpha=45^\circ$, равное $C_{ya}=-0.35$, положительное – при $\alpha=120^\circ$, где $C_{ya}=1.505$.

Зависимость коэффициента момента тангажа mz ЛАЭ от угла атаки (рисунок 22) указывает на возможность его стабилизации при спуске в атмосфере Марса в положении с балансировочным углом атаки, близким к нулю.

2. Результаты испытаний моделей ЛАЭ ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» в аэродинамической трубе

2.1. Описание экспериментального оборудования, испытываемых моделей и точности получаемых результатов испытаний

Интегральные аэродинамические характеристики ЛАЭ десантного модуля проекта «ЭКЗОМАРС» были получены АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (АО «ЦНИИмаш») в результате проведения весовых испытаний моделей, геометрически подобных ЛАЭ ДМ, в аэродинамической трубе (АДТ) У-3М при дозвуковых скоростях набегающего потока.

Аэродинамическая труба У-3М (рисунок 23) обеспечивает проведение испытаний моделей аэродинамических тел в диапазоне до-, транс- и сверхзвуковых скоростей обтекания газовым потоком, соответствующим числам Маха $M=0.2-1.3$; 1.5; 2.0; 2.5; 3.0 и чисел Рейнольдса Re , вычисленных по параметрам набегающего потока и характерному размеру $L=1$ м, $Re_{1m}=10^6-10^8$ при скоростном напоре набегающего потока $q_\infty=0.001-0.2$ МПа (Липницкий Ю.М. и др., 2010).

Механизмы пространственной ориентации АДТ У-3М обеспечивают изменение угла атаки модели в диапазоне $\alpha=-8...+18^\circ$, угла скольжения в диапазоне $\beta=\pm 8^\circ$, угла крена $\gamma=\pm 180^\circ$. Основная погрешность задания угловой ориентации модели не превышает 5 угловых минут, погрешность задания осевой координаты – 0.1 мм при перемещениях модели до 0.6 м.

Для проведения испытаний НПО Лавочкина были спроектированы и изготовлены два варианта модели ЛАЭ. На рисунке 24 представлены эскизы моделей, система координат и направление набегающего потока при положительных углах атаки. На рисунке слева показан вариант модели ЛАЭ с креплением на донной державке, справа – на лобовой. Оба варианта моделей имеют характерные размеры: диаметр $d=0.15$ м и площадь миделевого сечения $S=0.01766$ м².

Интегральные аэродинамические характеристики (АДХ) (коэффициенты продольной C_x , нормальной C_y составляющих аэродинамической силы и момента тангажа mz) определялись косвенно по результатам прямых измерений сил и моментов, действующих на модель ЛАЭ в процессе эксперимента, и косвенных измерений скоростного напора q_∞ и характерной площади модели S .

Аэродинамические нагрузки измерялись с помощью внутримодельных шестикомпонентных тензометрических весов с поворотным механизмом.

Определение АДХ на модели в диапазоне углов атаки $\alpha=-4...63^\circ$ и $\alpha=84...117^\circ$ обеспечивалось посредством заклинения тензовесов под начальными

ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ДОЗВУКОВЫМ ГАЗОВЫМ ПОТОКОМ ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКРАНА ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС» В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ

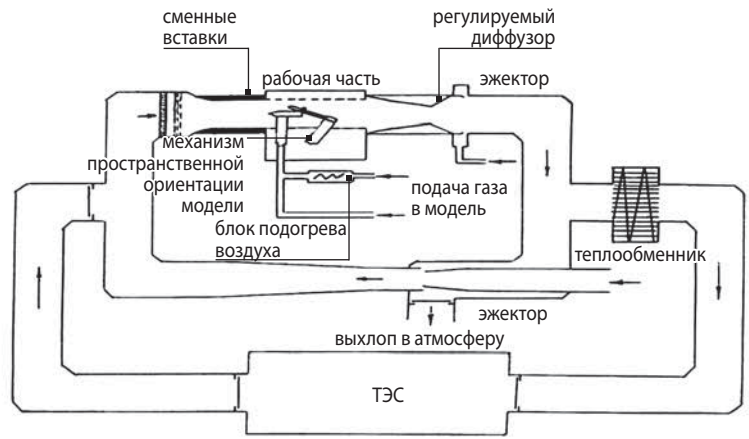


рисунок 23. Общий вид и схема аэродинамической трубы У-3М

углами атаки $\alpha_{нач} = 0^\circ, 15^\circ$ и 45° и последующим изменением пространственной ориентации модели в ходе эксперимента от -4° до $+18^\circ$ при каждом из трёх значений $\alpha_{нач}$.

Используемые тензосесы допускают предельные аэродинамические нагрузки, представленные в таблице 3.

таблица 3 – Допустимые нагрузки на тензометрические весы

X, кг	Y, кг	Z, кг	M_x , кг·см	M_y , кг·см	M_z , кг·см
30	50	30	50	100	100

Результаты оценки точности измерений приведены в таблице 4.

таблица 4 – Точность измерений коэффициентов аэродинамических сил и моментов

M	σ_{C_x}	σ_{C_y}	σ_{M_z}
0.25	0.0106	0.0076	0.0011
0.45	0.0028	0.0023	0.0003

Испытания обеих моделей проводились на дозвуковых скоростях набегающего потока при $M=0.25$ и 0.45 . Числа Рейнольдса, отнесенные к диаметру модели $d=0.15$ м, реализовывались в первом случае в пределах $(2.62-2.78) \cdot 10^5$, во втором – в пределах $(5.19-5.36) \cdot 10^5$.

В этих условиях были получены следующие коэффициенты аэродинамических сил и моментов:

$C_y = \frac{Y}{q_\infty \cdot S}$ – коэффициент нормальной аэродинамической силы;

$m_z = \frac{M_z}{q_\infty \cdot S \cdot d}$ – коэффициент аэродинамического момента тангажа, определённый относительно носка модели;

$C_x = \frac{X}{q_\infty \cdot S}$ – коэффициент продольной аэродинамической силы, где X, Y – продольная и нормальная составляющие результирующей аэродинамической силы и момента M_z тангажа в связанной системе координат; q_∞ – скоростной напор в невозмущённом набегающем потоке.

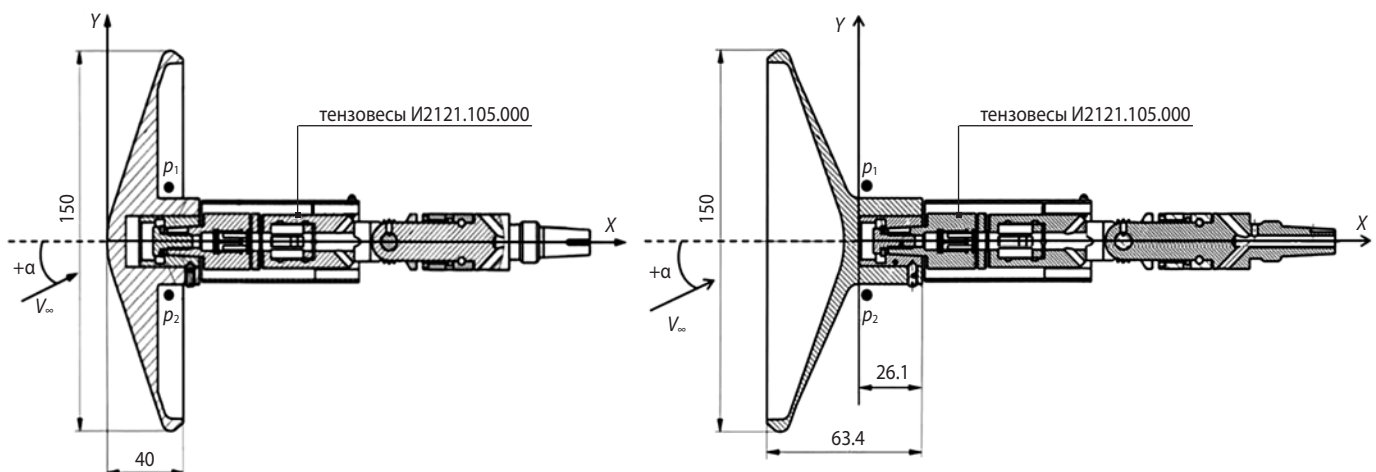


рисунок 24. Эскизы моделей, система координат и направление набегающего потока

таблица 5 – Результаты определения аэродинамических характеристик лобового экрана ДМ КА от угла атаки α при круговом ($0^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$) обтекании потоком на установке У-3М

угол атаки, α		C_x		C_y		mz	
M=0.25	M=0.45	M=0.25	M=0.45	M=0.25	M=0.45	M=0.25	M=0.45
0.00	0.00	0.855	0.930	0.000	0.000	0.000	0.000
4.00	4.01	0.836	0.915	0.005	0.006	-0.010	-0.010
8.00	8.00	0.831	0.915	0.013	0.014	-0.019	-0.021
11.96	11.96	0.833	0.916	0.021	0.023	-0.028	-0.030
15.96	15.95	0.823	0.907	0.030	0.031	-0.035	-0.039
19.00	18.98	0.820	0.888	0.040	0.045	-0.049	-0.050
24.97	24.94	0.797	0.861	0.051	0.059	-0.059	-0.062
26.95	26.92	0.786	0.846	0.056	0.063	-0.062	-0.065
28.95	28.92	0.771	0.835	0.058	0.067	-0.064	-0.069
30.93	30.90	0.755	0.820	0.061	0.070	-0.066	-0.073
32.91	32.87	0.740	0.803	0.066	0.074	-0.068	-0.076
36.97	36.92	0.733	0.782	0.072	0.080	-0.092	-0.087
39.06	39.02	0.716	0.763	0.075	0.083	-0.093	-0.090
41.04	40.99	0.696	0.735	0.078	0.085	-0.093	-0.092
43.03	42.99	0.669	0.715	0.078	0.088	-0.092	-0.094
45.04	44.99	0.649	0.687	0.078	0.089	-0.091	-0.094
47.02	46.97	0.616	0.664	0.081	0.090	-0.090	-0.095
49.00	48.95	0.582	0.633	0.082	0.092	-0.089	-0.096
51.00	50.96	0.549	0.604	0.083	0.093	-0.088	-0.097
52.99	52.96	0.514	0.569	0.084	0.094	-0.087	-0.098
54.98	54.94	0.497	0.534	0.081	0.094	-0.085	-0.098
56.96	56.92	0.463	0.500	0.080	0.092	-0.081	-0.096
58.96	58.92	0.459	0.479	0.095	0.092	-0.095	-0.097
60.94	60.89	0.428	0.473	0.103	0.109	-0.100	-0.112
62.92	62.87	0.396	0.439	0.113	0.112	-0.103	-0.114
117.05	116.96	-1.162	-1.287	0.186	0.166	0.023	0.021
119.04	118.98	-1.308	-1.395	0.167	0.149	0.010	0.009
121.04	120.99	-1.420	-1.472	0.147	0.132	-0.001	-0.0001
125.04	124.98	-1.530	-1.428	0.111	0.124	-0.019	-0.002
129.00	128.96	-1.286	-1.337	0.092	0.077	-0.004	-0.001
131.01	131.00	-1.2.82	-1.340	0.068	0.056	-0.008	-0.005
132.98	132.98	-1.287	-1.350	0.046	0.037	-0.011	-0.008
134.98	134.98	-1.289	-1.360	0.023	0.021	-0.014	-0.011
136.97	136.99	-1.310	-1.373	0.008	0.009	-0.016	-0.013
138.97	138.99	-1.318	-1.384	-0.007	0.001	-0.018	-0.014
140.94	140.96	-1.335	-1.378	-0.019	-0.004	-0.019	-0.014
143.05	143.07	-1.346	-1.353	-0.025	-0.007	-0.019	-0.013
147.09	147.09	-1.236	-1.302	-0.001	-0.001	-0.012	-0.010
151.05	151.08	-1.212	-1.275	-0.014	-0.016	-0.012	-0.010
153.05	153.07	-1.206	-1.265	-0.018	-0.014	-0.012	-0.009
155.03	155.05	-1.185	-1.254	-0.022	-0.014	-0.012	-0.008
161.01	161.02	-1.170	-1.236	-0.031	-0.008	-0.010	-0.006
164.98	164.99	-1.175	-1.228	-0.025	0.003	-0.010	-0.006
166.98	166.99	-1.156	-1.221	-0.023	0.011	-0.010	-0.006
169.08	169.09	-1.158	-1.220	-0.022	0.020	-0.009	-0.007
172.02	172.03	-1.109	-1.205	-0.012	-0.015	-0.004	-0.006
176.02	176.02	-1.074	-1.196	-0.008	-0.008	-0.003	-0.003
180.00	180.00	-1.085	-1.188	0.003	0.001	0.002	0.001

ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ДОЗВУКОВЫМ ГАЗОВЫМ ПОТОКОМ ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКРАНА ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС» В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ

Коэффициенты продольной силы определялись с учётом донного сопротивления:

$$C_{X\text{дн}} = \frac{\sum_{i=1}^n p_{\text{дн}i} - p_{\infty}}{q_{\infty}},$$

где $p_{\text{дн}i}$ – давление, измеряемое в i -й точке вблизи донной поверхности модели; n – количество точек замера донного давления; p_{∞} – статическое давление в невозмущённом набегающем потоке.

2.2. Результаты испытаний

Результаты экспериментального определения аэродинамических коэффициентов C_x , C_y и mz моделей ЛАЭ ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» представлены в таблице 5 в диапазоне углов атаки $-4^{\circ} \leq \alpha \leq 63^{\circ}$ и $117^{\circ} \leq \alpha \leq 184^{\circ}$ для чисел Маха $M=0.25$ и 0.45 .

Более наглядно характер экспериментальных зависимостей АДХ ЛАЭ ДМ от угла атаки, полученных при испытаниях моделей на установке У-3М, выполненных в масштабе 1:25.33 и дополненных результатами численных расчетов (cx_{calc} , $cycalc$ и $mzcalc$), представлен на рисунках 25–28.

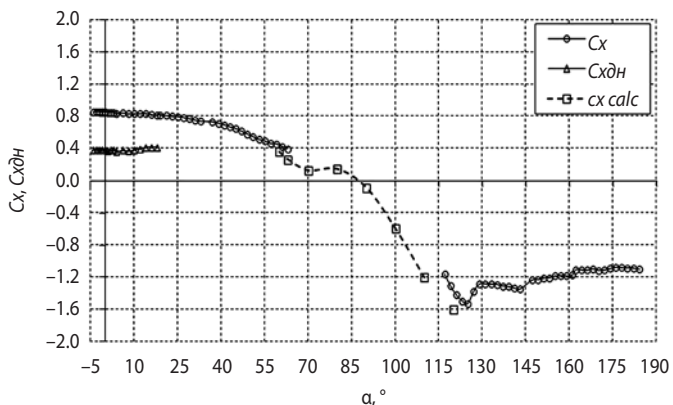


рисунок 25. Зависимость коэффициента продольной силы и донного сопротивления от угла атаки при $M=0.25$

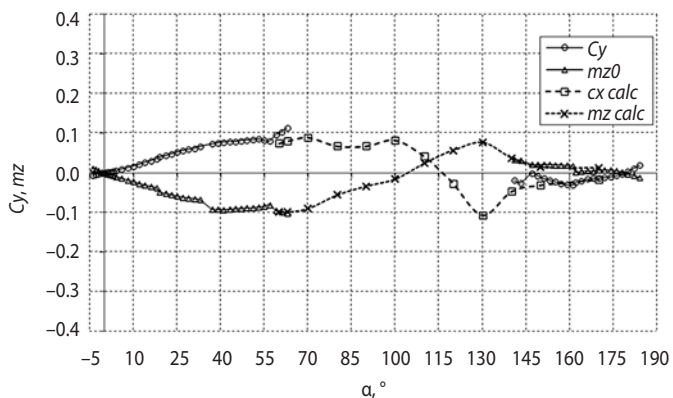


рисунок 26. Зависимость коэффициента нормальной силы и момента тангажа от угла атаки при $M=0.25$

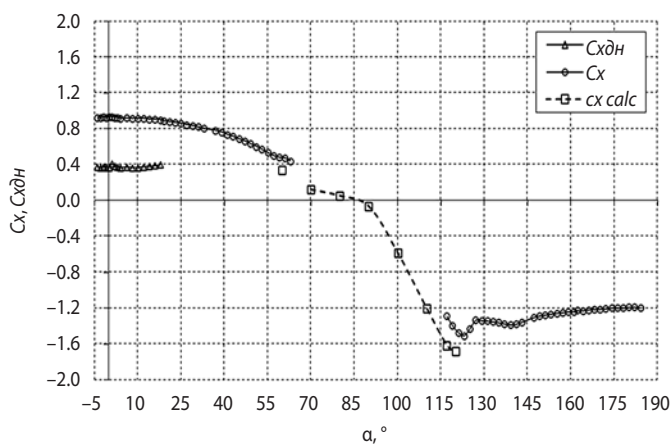


рисунок 27. Зависимость коэффициента продольной силы и донного сопротивления от угла атаки при $M=0.45$

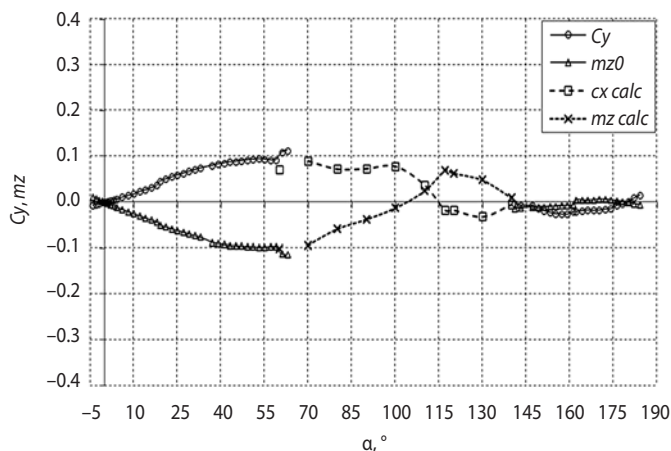


рисунок 28. Зависимость коэффициента нормальной силы и момента тангажа от угла атаки при $M=0.45$

Из данных таблицы 5 и рисунков 25–28 видно, что кривые, объединяющие полученные экспериментальные данные, имеют разрыв по углу атаки в диапазоне $63^{\circ} < \alpha < 117^{\circ}$. При испытаниях в этом диапазоне не удаётся исключить влияние поддерживающих модель устройств, что искажает получаемые характеристики.

2.3. Анализ результатов экспериментального определения АДХ ЛАЭ ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» и их сравнение с результатами численного моделирования

На рисунках 29–31 представлено сравнение зависимостей, полученных при экспериментальных испытаниях и на основе численных расчётов АДХ (C_x , C_y и mz) ЛАЭ ДМ проекта «ЭКЗОМАРС» от угла атаки в диапазоне от 0 до 180 градусов при $M_{\infty}=0.45$. На этих рисунках точками обозначены экспериментальные данные, полученные в результате испытаний в аэродинамической трубе У-3М, в диапазоне углов атаки $-4^{\circ} \leq \alpha \leq 63^{\circ}$ и $117^{\circ} \leq \alpha \leq 184^{\circ}$ с мелким (2–4)

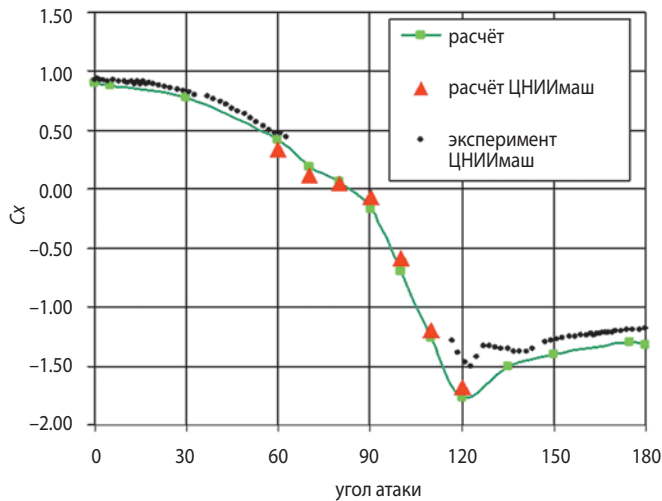


рисунок 29. Экспериментальные и расчётные зависимости коэффициента продольной силы от угла атаки при $M=0.45$

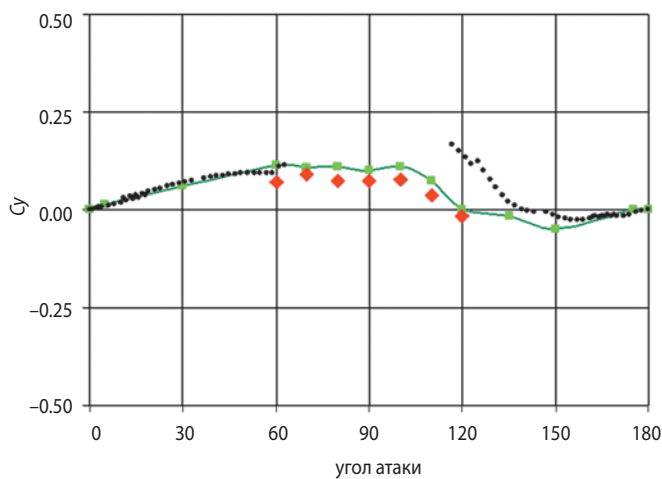


рисунок 30. Экспериментальные и расчетные зависимости коэффициента нормальной силы от угла атаки при $M=0.45$

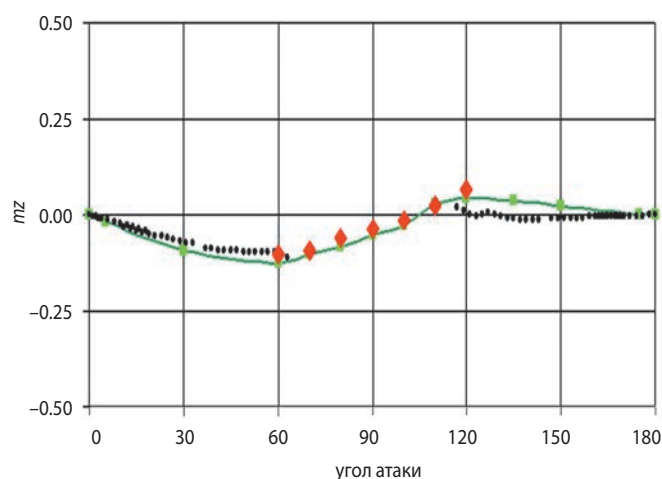


рисунок 31. Экспериментальные и расчётные зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки при $M=0.45$

шагом их изменения; красными значками Δ отмечены результаты расчётов АО «ЦНИИмаш», выполненных с использованием пакета FloEFD, в диапазоне углов атаки $63^\circ < \alpha < 117^\circ$; зелёная линия со значком \square представляет результаты численного моделирования, выполненного на основе консервативного метода потоков для всего диапазона $0 < \alpha < 180^\circ$.

Представленные на рисунках 29–31 результаты расчёта коэффициентов C_x , C_y и m_z лобового экрана после отделения его от десантного модуля проекта «ЭКЗОМАРС» в свободном полёте с дозвуковой скоростью, полученных численным моделированием на основе численного метода потоков, достаточно близки к определенным экспериментально при испытаниях моделей ЛАЭ в аэродинамической трубе в диапазонах углов атаки $0 \leq \alpha \leq 60^\circ$ и $135^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$.

К заметному отклонению экспериментальных значений АДХ от расчетных, особенно коэффициента поперечной составляющей C_y аэродинамической силы (см. рисунок 30), приводит изменение (при донном обтекании) угла атаки от значения $\alpha \approx 135^\circ$ в сторону угла $\alpha \approx 120^\circ$. Также при этом отклоняется от расчётного значения и полученное в эксперименте значение коэффициента продольной силы C_x (см. рисунок 29). Во многом это объясняется наличием державки для крепления моделей в рабочей части установки, возмущающей обтекание модели газом.

Зависимости на представленных рисунках иллюстрируют также достаточно хорошее совпадение результатов расчётов, полученных как путём математического моделирования на основе численного метода потоков, так и на основе решения уравнений Навье – Стокса в диапазоне углов атаки $60^\circ \leq \alpha \leq 120^\circ$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате численных расчетов с использованием двух методов математического моделирования дозвукового обтекания лобового аэродинамического экрана десантного модуля проекта «ЭКЗОМАРС» в форме 140-градусного конуса при свободном падении в атмосфере Марса определены его стационарные аэродинамические характеристики и исследованы особенности течений в донной области экрана и в его ближнем следе в широком диапазоне углов атаки.

Сравнение соответствующих зависимостей АДХ показывает достаточно хорошее их совпадение. Поэтому оба метода исследования могут успешно применяться при проектировании объектов с разделяющимися при их движении в атмосферах планет частями конструкции.

Анализ течения в окрестности ЛАЭ указывает на сложную вихревую структуру потока в следе за экраном, распространяющуюся от его донного среза на расстояния до 4–5 калибров экрана.

ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ДОЗВУКОВЫМ ГАЗОВЫМ ПОТОКОМ ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКРАНА ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС» В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ

В результате проведения весовых испытаний в аэродинамической трубе У-3М АО «ЦНИИмаш» получены коэффициенты продольной C_x , нормальной C_y составляющих аэродинамической силы и момента тангажа mz моделей ЛАЭ проекта «ЭКЗОМАРС» при дозвуковых скоростях набегающего потока.

Проведённый сравнительный анализ результатов расчётных работ по определению основных АДХ ДМ показывает хорошее их совпадение с экспериментальными данными. Это предопределяет возможность математического моделирования обтекания спускаемых в атмосферах планет аппаратов малого удлинения и простой осесимметричной формы с верификацией полученных результатов посредством экспериментального определения в ограниченном количестве углов атаки, что позволит сокращать материальные и временные затраты при проектировании движущихся в атмосферах планет десантных модулей.

Работа выполнена в рамках государственного задания Института Автоматизации проектирования Российской академии наук и на основании технического задания и договора АО «НПО Лавочкина» с АО «ЦНИИмаш» на выполнение экспериментальных и теоретических работ по определению аэродинамических характеристик лобового аэродинамического экрана десантного модуля проекта «ЭКЗОМАРС».

список литературы

Алексашкин С.Н., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Результаты экспериментальной отработки спускаемой капсулы космического аппарата «ФОБОС-ГРУНТ» для доставки образцов грунта Фобоса на Землю // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 3-10.

Алямовский А.А. Solid Works Simulation. Как решать практические задачи. СПб.: БХВ – Петербург, 2012. 448 с.

Бабаков А.В. Программный комплекс «FLUX» для моделирования фундаментальных и прикладных задач аэрогидродинамики // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2016. Т. 56, № 6. С. 1174-1184.

Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И., Дядькин А.А. Расчет методом потоков структуры течения и аэродинамических характеристик при отделении лобового теплозащитного экрана от возвращаемого аппарата // Космическая техника и технологии. 2014. № 4. С. 20-25.

Бабаков А.В., Северинов Л.И. Численное исследование гиперзвукового потока вязкого газа и трансзвукового потока идеального газа у тела конечных размеров // Численные методы механики сплошной среды. Новосибирск: ВЦ СО АН СССР, 1975. Т. 6, № 4. С. 96-105.

Бабаков А.В., Финченко В.С. Численное моделирование аэродинамики лобового аэродинамического экрана спускаемого аппарата проекта «ЭКЗОМАРС» и анализ

структуры потока в донной области и ближнем следе // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 45-51.

Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Консервативный метод потоков и расчет обтекания тела конечных размеров вязким теплопроводным газом // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 1973. Т. 13, № 2. С. 385-397.

Горшков А.Б., Пугачев В.А., В.С. Финченко. Расчет аэротермодинамических параметров десантного модуля проекта «ЭКЗОМАРС» при спуске в атмосфере Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 84-90.

Дубовик В.Н., Защиринский А.М., Кудрявцев А.Н. Спуск десантного модуля «ЭКЗОМАРС-2018» на поверхность планеты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 76-81.

Дудкин К.К., Алифанов О.М. Определение теплофизических характеристик лунного грунта при помощи солнечного тепла // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 74-80.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенков С.А. Детонационные устройства разделения космического комплекса «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 120-123.

Ефанов В.В., Королева Т.В. Основы проектного расчета основных параметров пиротехнических систем разделения для космических аппаратов // Сб. научных трудов НПО им. С.А. Лавочкина. Вып. 2. М.: 2000. С. 128-132.

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

Иванов А.В., Требунских Т.В., Думнов Г.Е. Использование вычислительного комплекса FloEFD. Lambert Academic Publishing. 2014. ISBN 9783659544729.

Липницкий Ю.М., Казаков М.Н., Козловский В.А. и др. Экспериментальные аэрогазодинамические установки ЦНИИМАШ: руководство для конструкторов. ЦНИИмаш, г. Королёв Моск. обл. Т. 2, кн. 2.1, ч. 1. 2010.

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

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

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

Статья поступила в редакцию 07.08.2020

Статья после доработки 11.08.2020

Статья принята к публикации 11.08.2020

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ОБЪЁМОВ АВТОНОМНЫХ И КОМПЛЕКСНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ХОДЕ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

METHOD OF DETERMINATION OF OPTIMUM SCOPE OF STAND- ALONE AND INTEGRATED TESTS OF THE SPACECRAFT SUBSYSTEMS DURING GROUND EXPERIMENTAL VERIFICATION



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

В статье предложен метод определения оптимальных объёмов автономных испытаний элементов и комплексных испытаний систем космических аппаратов, обеспечивающих снижение требуемых стоимостных затрат на их наземную экспериментальную отработку.

Ключевые слова:

*космический аппарат;
наземная экспериментальная отработка;
автономные испытания; комплексные испытания;
объёмы испытаний; стоимостные затраты;
критерий оптимизации.*

DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.006

При планировании экспериментальной отработки систем ракетно-космической техники важное практическое значение имеет решение задачи построения таких планов, которые обеспечивали бы экономию средств, выделяемых на их отработку (Шевченко С.Н., 2018; Шевченко С.Н. Метод планирования..., 2019; Шевченко С.Н. Метод обоснования..., 2019).

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

The article proposes a method of determination of optimum scope of the stand-alone tests of the elements and integrated tests of spacecraft subsystems, ensuring reduction of the relevant costs on their ground experimental verification.

Key words:

*spacecraft;
ground experimental verification;
stand-alone tests; integrated tests;
scope of tests; costs;
optimization criteria.*

Рассмотрим метод построения оптимальных планов наземной экспериментальной отработки систем космических аппаратов (КА), в основу которого положен критерий оптимизации типа «эффективность – стоимость».

Процесс наземной экспериментальной отработки систем состоит из двух этапов: этапа автономных ис-

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ОБЪЕМОВ АВТОНОМНЫХ И КОМПЛЕКСНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ХОДЕ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

пытаний (АИ) и этапа комплексных испытаний (КИ). На этапе АИ проводится отработка элементов, входящих в состав системы, а на этапе КИ – отработка системы в целом. Причём на каждом из этапов возможны доработки обрабатываемого объекта.

Стоимостные затраты на наземную отработку отдельной системы КА можно записать в следующем виде:

$$C_o(n_i, n) = \sum_{i=1}^k C_i n_i + C n, \quad (1)$$

где C_o – стоимостные затраты на реализацию плана отработки системы;

C_i, C – стоимости единичного автономного испытания i -го элемента системы ($i = \overline{1, k}$) и комплексного испытания системы соответственно;

n_i, n – число автономных испытаний i -го элемента системы и число комплексных испытаний системы соответственно;

k – количество элементов системы, поставляемых на автономные испытания.

Необходимо отметить, что соотношение (1) определяет затраты на проведение только одного определённого вида испытаний из общего количества видов испытаний, предусмотренных комплексной программой экспериментальной отработки КА. Общие затраты на наземную отработку каждой системы КА будут представлять собой сумму затрат по каждому виду испытаний.

Очевидно, что при заданных фиксированных требованиях к надёжности системы увеличение объёмов автономных испытаний её элементов и, как следствие, их стоимости приводит к соответствующему снижению объёмов и стоимости комплексных испытаний системы в целом. И наоборот, снижение объёмов и стоимости АИ элементов системы приводит к увеличению объёмов и стоимости её КИ.

Следовательно, стоимостные затраты, определяемые формулой (1), при определённом соотношении n_i и n будут иметь минимум. При этом данные n_i и n будут являться оптимальными объёмами АИ элементов системы и КИ системы в целом в смысле выбранного критерия оптимизации.

При требовании к надёжности системы КА, заданном в виде её нижней доверительной границы, оптимальные объёмы АИ элементов системы и КИ системы в целом могут быть получены из решения следующей оптимизационной задачи (критерия оптимизации):

найти

$$\min_{n_i, n} C_o(n_i, n) = \min_{n_i, n} \left(\sum_{i=1}^k C_i n_i + C n \right) \quad (2)$$

при ограничении $P_\gamma \geq P_{\gamma T3}$,

где P_γ – нижняя γ -доверительная граница оценки вероятности безотказной работы системы;

$P_{\gamma T3}$ – требуемое значение нижней γ -доверительной границы оценки вероятности безотказной работы системы.

Задача (2) относится к классу задач нелинейного выпуклого целочисленного программирования, решение которых может быть получено численным методом. При её решении в работе (Волков Л.И., Шишкевич А.М., 1975) рекомендуется использовать следующее выражение для P_γ :

$$P_\gamma = \hat{P} - K_\gamma A \sqrt{\frac{\hat{P}(1-\hat{P})}{n}}. \quad (3)$$

В выражении (3) приняты следующие обозначения: \hat{P} – оценка математического ожидания вероятности безотказной работы системы;

K_γ – квантиль нормального распределения, соответствующая доверительной вероятности γ ;

A – статистический коэффициент ($A=0,7-1,5$) (Волков Л.И., Шишкевич А.М., 1975).

Кроме того, при решении такого класса оптимизационных задач для описания процессов изменения надёжности системы и её элементов на различных этапах отработки в работе (Волков Л.И., Шишкевич А.М., 1975) рекомендуется использовать модели «роста надёжности», которые имеют следующий вид:

для этапа АИ:

$$\hat{P} = \prod_{i=1}^k (1 - (1 - \hat{P}_{oi}) e^{-\hat{\alpha}_i n_i}); \quad (4)$$

для этапа КИ:

$$\hat{P} = 1 - (1 - \prod_{i=1}^k (1 - (1 - \hat{P}_{oi}) e^{-\hat{\alpha}_i n_i}) \hat{\alpha}) e^{-\hat{\alpha} n}, \quad (5)$$

где \hat{P}_{oi} – оценка начального уровня вероятности безотказной работы i -го элемента системы, поставляемого на автономные испытания;

$\hat{\alpha}_i, \hat{\alpha}$ – оценки коэффициентов эффективности доработок при АИ i -го элемента системы и КИ системы соответственно;

$\hat{\alpha}$ – оценка коэффициента адекватности условий АИ условиям КИ.

При выводе зависимостей (4) и (5) предполагалось, что оценка \hat{P} имеет закон распределения, близкий к нормальному, что имеет место в подавляющем большинстве случаев экспериментальной отработки систем летательных аппаратов (Волков Л.И., Шишкевич А.М., 1975).

Исходными данными при решении задачи (2) являются: $k, \hat{P}_{oi}, \hat{\alpha}_i, \hat{\alpha}, \hat{\alpha}, K_\gamma, A, C_i, C, P_{\gamma T3}$. Из них значения $\hat{P}_{oi}, \hat{\alpha}_i, \hat{\alpha}, \hat{\alpha}, A$ определяются по результатам отработки систем-аналогов и их элементов; значения $k, C_i, C, P_{\gamma T3}$ – непосредственно из эскизного проекта системы; K_γ – по статистических таблицам, например (Большев Л.Н., Смирнов Н.В., 1983).

таблица 1 – Исходные данные для построения оптимального плана наземной экспериментальной отработки системы КА

объект испытания	\hat{P}_o	$\hat{\alpha}_i, \hat{\alpha}$	$\hat{\alpha}$	γ	A	$\underline{P}_{\gamma\tau}$	K_γ	затраты на единичное испытание	объёмы испытания по КПЭО
элемент 1	0,4	0,1	0,98	0,9	0,74	0,93	1,281	20 у.е.	20
элемент 2	0,4	0,2						10 у.е.	20
элемент 3	0,4	0,2						5 у.е.	20
система	–	0,2						60 у.е.	15

таблица 2 – Результаты расчётов параметров оптимального плана наземной экспериментальной отработки системы КА

элемент 1	элемент 2	элемент 3	система
объём АИ	объём АИ	объём АИ	объём КИ
17	14	19	11

Для решения задач, относящихся к классу задач нелинейного целочисленного программирования, применяются методы последовательных приближений (итераций).

В данном случае метод решения задачи (2) предусматривает увеличение на каждом шаге количества испытаний одного из элементов системы на единицу. При этом из всей совокупности элементов на каждом шаге решения задачи выбирается тот, увеличение количества испытаний которого на единицу приводит к максимальному снижению $C_o(n_i, n)$.

По полученным таким образом расчётным данным строятся зависимости $n_i, n, C_o(n_i, n), \underline{P}_\gamma$ от номера шага процедуры поиска оптимальных объёмов испытаний элементов системы и системы в целом и определяются искомые объёмы испытаний.

Критериальным показателем того, что полученные объёмы наземных испытаний элементов системы и системы в целом являются оптимальными в смысле критерия оптимизации (2), является тот факт, что дальнейшее их увеличение существенно не влияет на приращение вероятности \underline{P}_γ , но приводит к росту стоимостных затрат $C_o(n_i, n)$.

Рассмотрим пример.

Пусть система КА состоит из трёх элементов. Определим параметры оптимального плана её наземной экспериментальной отработки, обеспечивающие максимальное снижение стоимостных затрат.

Исходные данные для построения оптимального плана и результаты расчётов представлены в таблицах 1 и 2.

Стоимостные затраты на реализацию плана наземной отработки системы в объёмах, предусмотренных КПЭО, составляют 1600 у.е.

Стоимостные затраты на реализацию оптимального плана наземной экспериментальной отработки системы составляют 1235 у.е. (на 33% ниже).

Предложенный метод может быть использован для определения оптимальных объёмов автономных испытаний элементов и комплексных испытаний систем космических аппаратов, обеспечивающих снижение требуемых стоимостных затрат на их наземную экспериментальную отработку.

список литературы

Большев Л.Н., Смирнов Н.В. Таблицы математической статистики. М.: Наука, 1983. 416 с.

Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надёжность летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1975. 296 с.

Шевченко С.Н. Метод обоснования объёмов экспериментальной отработки и количества запусков по программам выведения полезной нагрузки в космическое пространство при переоборудовании межконтинентальных баллистических ракет в ракеты космического назначения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 51-54.

Шевченко С.Н. Метод обоснования оптимальных объёмов наземной отработки систем космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 5. С. 58-63.

Шевченко С.Н. Метод планирования объёмов наземной отработки ракет космического назначения до начала их лётных испытаний // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 27-30.

Статья поступила в редакцию 02.03.2020

Статья после доработки 02.03.2020

Статья принята к публикации 02.03.2020

УСКОРИТЕЛИ МАССЫ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТУ: СПОСОБЫ И ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ



В.Ю. Ключников¹,
доктор
технических наук,
wklj59@yandex.ru;
V.Yu. Klyushnikov



И.И. Кузнецов¹,
кандидат
технических наук,
i_kuz@inbox.ru;
I.I. Kuznetsov

GUN FOR LAUNCHING SMALL SATELLITE: WAYS OF REALIZATION AND POTENTIAL DELIMITATIONS



А.С. Осадченко¹,
кандидат
технических наук,
osadchenkoas@
tsniimash.ru;
A.S. Osadchenko



Ю.Н. Смагин¹,
доктор
технических наук,
smaginyu@tsniimash.ru;
Yu.N. Smagin

В статье анализируются способы и проблемы реализации ускорителей массы для выведения малоразмерных космических аппаратов на низкие околоземные орбиты. Особое внимание уделено конструктивным особенностям и технико-экономическим характеристикам линейных электромагнитных рельсотронов и кольцевых электромагнитных ускорителей. Отмечается, что основным ограничением на пути использования ускорителей массы для запуска МКА являются чрезмерно высокие перегрузки. Показаны преимущества кольцевых ускорителей массы перед линейными рельсотронами.

Ключевые слова: рельсотрон; кольцевой ускоритель; снаряд-носитель; полезная нагрузка; перегрузка.

DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.007

ВВЕДЕНИЕ

Создание малых космических аппаратов (МКА), масса которых может составлять от нескольких сотен до единиц килограммов, явилось ответом на запредельную стоимость космической техники и чрезвычайно длительные сроки её создания. В настоящее

Gun for launching small satellite: ways of realization and potential delimitations. The article analyzes the ways of realization and potential delimitations for launching small satellites into low Earth orbits. Particular attention is paid to the design and cost characteristics of linear electromagnetic railguns and ring electromagnetic launchers. It is noted that the main limitation on the use of launchers and small satellite is excessively high gravitational overloads. The article shows the advantages of ring launchers over linear railguns.

Keywords: railgun; ring launch; projectile; payload; overload.

время целевая (базовая) цена изготовления МКА наиболее распространённого формфактора – кубсата 3U (масса около 5 кг) – при объёме производства порядка 100 в год составляет примерно 500 тыс. долл. Однако фактическая рыночная цена изготовления

¹ АО «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

JSC «TsNIIMash», Russia, Moscow region, Korolev.

кубсата – не менее 2 млн долл. (*Gelain Antoine Nanosatellites...*, 2019). Следует заметить также, что высокая стоимость МКА складывается с высокими затратами на их запуск существующими средствами выведения. Дело в том, что в настоящее время МКА запускаются, как правило, или с борта Международной космической станции (МКС), или при помощи обычных ракет-носителей (РН) лёгкого или среднего класса. При этом приходится иногда годами ждать попутного запуска и проходить множество процедур подтверждения различного рода требований, в основном касающихся безопасности выводимого МКА для основного полезного груза или МКС. Казалось бы, выходом из сложившейся ситуации является создание РН сверхлёгкого класса (СЛК), которые как раз и рассчитаны на запуски именно МКА. Однако у РН СЛК очень плохие удельные экономические показатели (рисунок 1). Это вполне ожидаемо, поскольку связано с ухудшением энергоёмкости совершенства РН по мере снижения её стартовой массы.

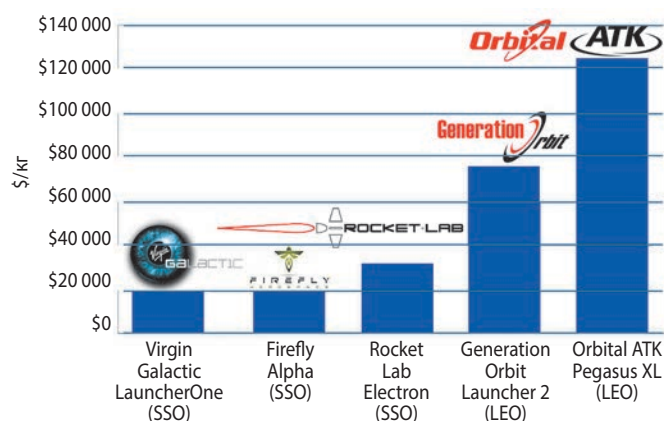


рисунок 1. Удельные экономические показатели некоторых сверхлёгких РН (*Smallsat...*, 2019)

Естественно, такое ухудшение разработчики современных сверхлёгких РН стремятся скомпенсировать использованием современных технологий. Однако получить стоимость выведения 1 кг массы полезного груза на низкую околоземную орбиту ниже 20–30 тыс. долл. не удаётся. Вот и получается, что на развёртывание орбитальной группировки из МКА приходится тратить финансовые средства, сопоставимые с затратами на изготовление КА.

Поиск путей снижения стоимости выведения МКА на орбиту продолжается. На наш взгляд, время от времени целесообразно оценивать старые идеи доступа в околоземное космическое пространство с точки зрения современных технологических возможностей. К одной из таких идей относится создание наземных систем динамического ускорения массы. Впервые эта идея была высказана Ж. Верном в научно-фантастическом романе «Из пушки

на Луну» в 1865 году. Однако то, что в то время было фантастикой, может получиться сейчас, когда стали доступны новые технологии и материалы, которых не было 150 лет назад. «Космическую пушку» выгодно отличает от других способов неракетного доступа в космос то, что она является в принципе реализуемой уже на современном техническом уровне.

Ускорители массы космического назначения и их прототипы можно классифицировать на механические (точнее – физико-химические, типа очень большой пушки) и электромагнитные индукционные (типа электромагнитной пушки Гаусса (*Коротков В. и др.*, 2018)). В свою очередь, пушки могут быть выполнены линейными, а могут быть сделаны в виде гигантского кольца (типа пращи). В ускорителях любого принципа действия может быть несколько ступеней разгона «снаряда-носителя» с МКА. Практика и теоретические исследования показали неоспоримые преимущества электромагнитных индукционных (электродинамических) ускорителей перед ускорителями физико-химического типа, прежде всего, в достижении субкосмических скоростей ускоряемых тел. По этой причине в дальнейшем речь будет идти об электродинамических ускорителях массы.

Особенностями электродинамических ускорителей массы космического назначения являются высокие требования к конечной скорости разгоняемого тела (космической или субкосмической) и к ресурсу самого ускорителя. Эти требования реализуются за счёт вакуумирования пускового ствола (кольца) ускорителя и помещения ускоряемого тела в магнитный левитирующий подвес. По оценкам (*Коротков В. и др.*, 2018), для вакуумирования километровой участка трубы диаметром около 3,25 м, объёмом 10^4 м³ до уровня 1–5% от атмосферного давления стандартным серийным вакуумным насосом потребуется приблизительно 10 МДж энергии.

Устройство электромагнитной левитации для разгона снаряда-носителя МКА в ускорителе целесообразно разместить на специальном разгонном контейнере, куда помещается снаряд-носитель. В нижней части контейнера устанавливается так называемая магнитная сборка Халбаха (Halbach array – система пассивной магнитной левитации была разработана в 1990-х годах специалистами Ливерморской Национальной лаборатории имени Лоуренса (Lawrence Livermore National Lab)), представляющая собой постоянные магниты и обеспечивающая (совместно с электромагнитами, распределёнными вдоль разгонного ствола) пассивную магнитную левитацию. Вместо постоянных магнитов на контейнер могут быть установлены электромагнитные катушки, но этот вариант более энергозатратен (*Hilton J.E., McMurry S.M.*, 2012).

УСКОРИТЕЛИ МАССЫ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТУ: СПОСОБЫ И ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ

Поскольку, в соответствии с законами небесной механики, снаряд-носитель, выпущенный из ускорителя, будет двигаться по эллиптической траектории, проходящей через точку старта, для вывода на низкую околоземную орбиту в апогее необходим доразгон снаряда при помощи установленного на нём ракетного двигателя.

До настоящего времени ускорители массы космического назначения на практике не были реализованы, созданы и испытаны лишь несколько ускорителей массы для военного применения. Тем не менее, попытки создания ускорителей для запусков МКА не прекращаются.

1. Линейный рельсотрон (концепция UTSTAR)

Линейный рельсотрон для запуска в околоземный космос малых космических аппаратов (МКА) может представлять собой стационарную систему запуска, расположенную на возвышенности (желательно на горе высотой 2-3 км) и включающую сам пусковой ствол, представляющий собой вакуумную трубу с рельсовым разгонным устройством в ней, и систему электроснабжения (электростанцию) ориентировочной мощностью 10 МВт (рисунок 2).

Стремление к минимизации и эффективному использованию электроэнергии, необходимой для запуска МКА, в концепции UTSTAR (McNab I.R., 1999) основано на следующих базовых принципах:

1 – использование распределённого источника энергии, который непосредственно подаёт электроэнергию в пусковой ствол на протяжении всей его длины, а не в одной точке с последующим распределением по электрической сети к электромагнитным катушкам;

2 – использование множества последовательно размещённых импульсных магнитных катушек на внешней стороне пускового ствола по всей его длине (рисунок 3).

В первом случае уменьшаются омические потери электроэнергии по сравнению с вариантом её подачи и распределения с одной точки в начале пускового ствола, а во втором – более эффективно используется энергия электромагнитного поля, разгоняющего ускоряемую массу, по сравнению со случаем использования одной большой магнитной катушки за счёт создания электромагнитной волны, «бегущей» вдоль ствола, при пуске снаряда-носителя.

Идеальная система запуска в этом случае должна быть расположена на экваторе или вблизи него и на максимально возможной высоте – на горе или в штольне. Причём пусковой ствол желательно ориентировать так, чтобы максимизировать выгоду от вклада вращения Земли в начальную скорость запуска.

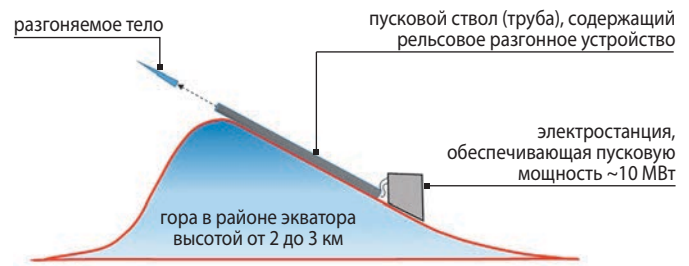
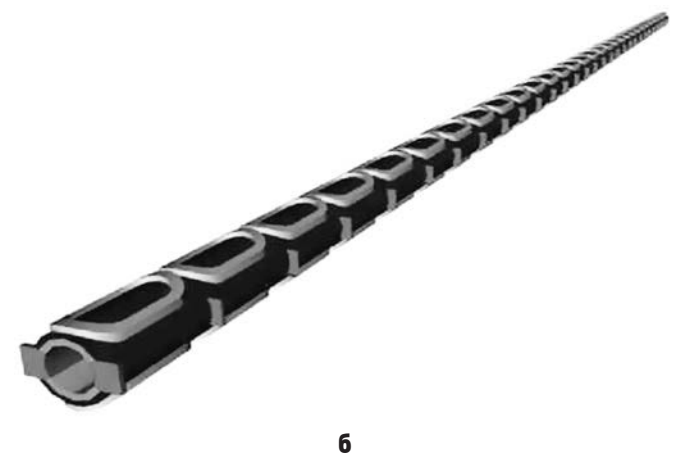
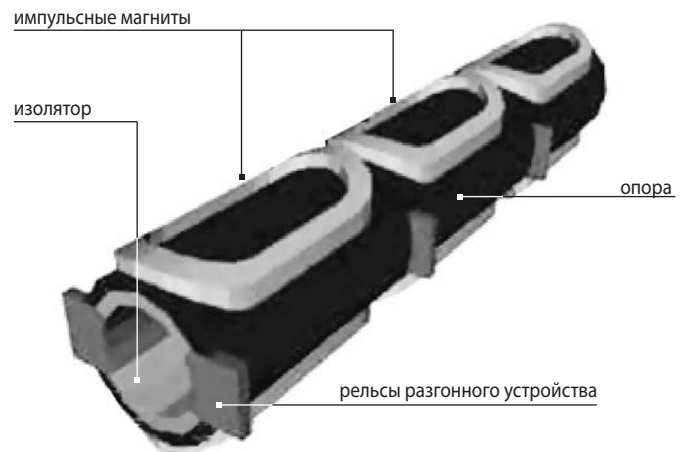


рисунок 2. Концепция линейного электромагнитного индукционного рельсотрона, предназначенного для запуска МКА

Расположение системы запуска на большой высоте снижает тепловую нагрузку на разгоняемое тело от воздушного напора в нижних слоях атмосферы. Место запуска должно также выбираться на достаточном удалении от населённых пунктов и особо охраняемых природных территорий, с тем чтобы исключить неблагоприятное воздействие шума при запусках и угрозу поражения отделяемыми частями системы запуска.



а – устройство пускового ствола;
б – секция пускового ствола.

рисунок 3. Пусковой ствол

Несмотря на принятые в конструкции рельсотрона на указанные выше базовые принципы, для разгона ускоряемых тел до космических скоростей требуются достаточно большие сила и мощность тока. Так, в рассматриваемом случае пусковой ток в импульсных электромагнитных катушках должен достигать ~6,6 МА (это составляет ~15% от величин токов, используемых в рельсотронах военного назначения), что снижает нагрев и напряжения в стволе. Для сравнения: в лабораторных рельсотронах продемонстрированы энергия ~9 МДж и сила тока 3,4 МА (McNab I.R. et al., 1995).

Потребный ток и ускорение разгоняемого тела существенно зависят от длины пускового ствола. В концепции системы запуска UTSTAR ускорение было ограничено скромным значением ускорения ~2000 g и длиной используемого разгонного ствола 1600 м. Исследовались скорости разгоняемых тел в диапазоне от 5500 до 9500 м/с. Высокая стоимость такого длинного ствола и связанной с ним инфраструктуры должны были быть скомпенсированы более лёгкими условиями и более простой технологией эксплуатации.

По оценкам (McNab I.R., 2003), энергия, требуемая для разгона тела массой 1250 кг до скорости 7,5 км/с, составит 35 ГДж, что соответствует суммарной энергии, потребляемой в единичном запуске порядка 44 ГДж (таблица 1). В случае рекуперации не вся эта энергия может быть использована (рассеяна) – часть может быть возвращена в накопитель энергии.

таблица 1 – Характеристики линейного рельсотрона

характеристика	значение
масса снаряда-носителя МКА, кг	1250
масса оболочки снаряда, кг (50% запас)	156
масса конструкции контейнера (отбрасываемого), кг	94
масса аэродинамического обтекателя, кг	1000
начальная скорость снаряда после разгона, м/с	7500
начальная энергия разгона снаряда, ГДж	35
длина пускового ствола, м	1600
высота выпуска снаряда-носителя, км	1,1
среднее ускорение снаряда-носителя после выпуска из рельсотрона, м/с ²	17 600
максимальное ускорение снаряда-носителя после выпуска из рельсотрона, м/с ²	19 500
длительность запуска, с	0,43
градиент индуктивности мГн/м	1,0
линейная плотность тока, МА/м	6,8
средний ток, МА	6,6
максимальная обратная ЭДС, кВ	50
подводимая энергия, ГДж	44

2. Кольцевой ускоритель массы (концепция Launch Ring)

В 2005 году компания LaunchPoint совместно с Argonne National Lab (США) начала работу по контракту с ВВС США на проведение исследований по оценке целесообразности использования кольцевого ускорителя массы для выведения на орбиту малых космических аппаратов (МКА) массой до 10 кг (Fiske Jim, 2006).

Кольцевой ускоритель массы (рисунок 4) для запуска в околоземный космос МКА представляет собой кольцевую разгонную вакуумную трубу диаметром несколько километров, размещённую на склоне холма или горы для достижения оптимального угла запуска снаряда-носителя МКА (~15–20 градусов (Palmer M.R., Dabiri A.E., 1989)). В тангенциальном направлении по отношению к пусковой трубе отходит выпускная рампа (выпускной ствол), через которую снаряд-носитель запускается в околоземное космическое пространство.

Снаряд-носитель МКА заключён в контейнер. Контейнер в процессе разгона находится в магнитной подвеске, изолирующей его от стенок разгонной трубы и резко снижающей сопротивление трению. Когда контейнер набирает требуемую скорость, снаряд-носитель МКА выпускается в тангенциальную выпускную рампу и далее в околоземное пространство. Пустой контейнер продолжает движение в разгонной кольцевой трубе, постепенно снижает скорость и готовится для повторного использования.

На выходе выпускной рампы расположен люк, открывающийся непосредственно при выпуске снаряда-носителя. Чтобы предотвратить попадание внешнего воздуха в вакуумированную пусковую систему,

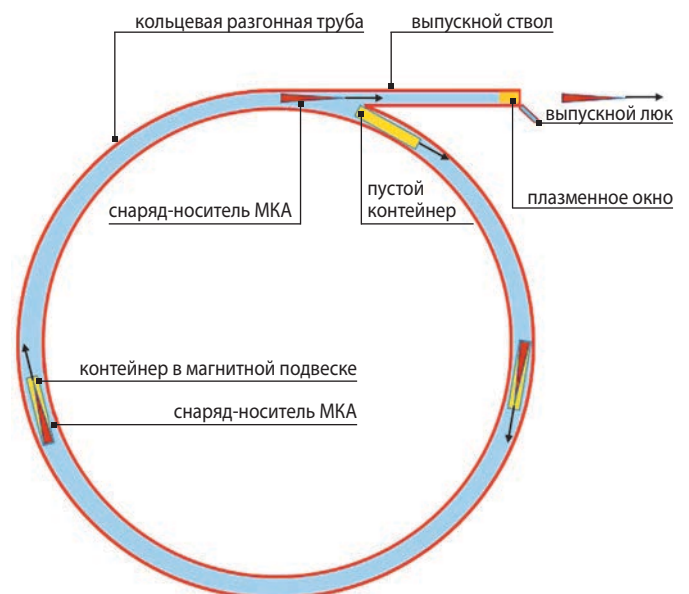


рисунок 4. Кольцевой ускоритель массы для запуска МКА

УСКОРИТЕЛИ МАССЫ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТУ: СПОСОБЫ И ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ

люк может быть дополнен «плазменным окном» (Hershcovitch A., 1995) или специальной хрупкой, легко разрушающейся диафрагмой.

В отличие от линейного рельсотрона период ускорения в данном случае может быть сколь угодно длительным. Это устраняет необходимость в чрезвычайно высокой мощности, препятствующей созданию линейных рельсотронов и делающей их очень дорогими. Линейный синхронный электродвигатель мощностью 20 МВт (примерно равно уровню мощности высокоскоростных электропоездов) разгоняет массу от 2000 кг (контейнер и снаряд-носитель МКА) до 9 км/с всего за 1 час.

Одно стартовое кольцо может иметь несколько выпускных рампы для запуска снарядов-носителей МКА в разных направлениях для различных траекторий или наклонений орбиты.

Сегментированное управление линейным электродвигателем кольцевого ускорителя массы позволило бы одновременно ускорять сразу несколько контейнеров. Так, например, пусковое кольцо диаметром 8 км с сегментами двигателя длиной 250 м и достаточной мощностью может одновременно разгонять до 100 контейнеров и выводить на орбиту свыше 50 тонн полезных грузов в час. Заметим, что, включение в систему накопителей энергии позволило бы утилизировать кинетическую энергию пустых контейнеров (после выпуска снаряда-носителя) по мере их замедления для повторного использования её в последующих циклах работы ускорителя.

3. Снаряд-носитель МКА

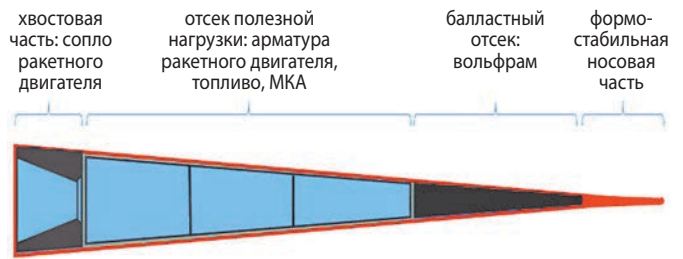
По аналогии с ракетой-носителем было бы целесообразно ввести понятие снаряда-носителя, запускаемого при помощи динамического ускорителя массы и выводимого на околоземную орбиту МКА.

Снаряд-носитель должен быть спроектирован и изготовлен таким образом, чтобы выдерживать очень высокие перегрузки во время разгона и иметь обтекаемую аэродинамическую форму (Fair H.D. et al., 1989).

Гиперзвуковые снаряды-носители этого типа, – такие, как показанные на рисунке 5, – были испытаны в нижней атмосфере на скорости до 6500 м/с (Fair H.D. et al., 1989).

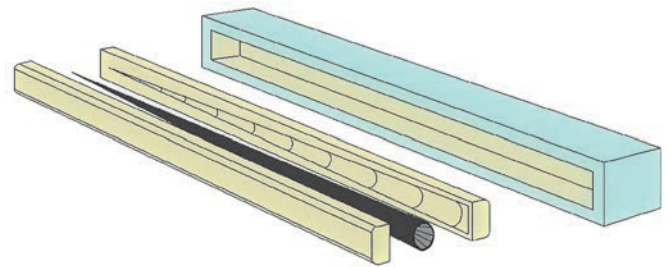
На рисунке 6 представлен контейнер с таким снарядом-носителем.

Оболочка снаряда-носителя должна изготавливаться из высокопрочных и высокотемпературных материалов, для того, чтобы выдерживать прохождение через нижние слои атмосферы высотой примерно до 100 км. В конструкции снаряда-носителя для уменьшения нагрева от трения об атмосферу может быть использовано транспирационное, криогенное



Разработка доктора Майлса Палмера (Miles Palmer) из Международной корпорации научных разработок (SAIC, Science Applications International Corporation), работающей по заказам Министерства обороны США.

рисунк 5. Снаряд-носитель МКА



рисунк 6. Контейнер со снарядом-носителем МКА

охлаждение или другие методы терморегулирования (McNab I.R., 2003; Fair H.D. et al., 1989). Для тяжелых (массой более 1000 кг) снарядов-носителей наиболее эффективным может оказаться абляционный углерод-углеродный наконечник. Снаряд-носитель должен быть оснащён управляющими двигателями и (или) аэродинамическими устройствами для изменения положения центра масс (Hartunian R.A., 2003), а полезная нагрузка – оснащена также маршевым ракетным двигателем, необходимым для выведения на орбиту.

После прохождения плотных слоев атмосферы большая часть оставшейся конструкции снаряда-носителя (носовая часть, аэродинамический конусообразный обтекатель, наконечник, остатки хладоагентов и компонентов топлива и т.д.) сбрасывается.

Полезная нагрузка (МКА) с маршевыми ракетными двигателями и системой управления будет продолжать двигаться по баллистической траектории к апогею орбиты, высота которого будет определяться начальной скоростью запуска. В апогее должен быть запущен маршевый ракетный двигатель, формирующий заданную орбиту.

При средней плотности упаковки бортовых систем и агрегатов, равной 1000 кг/м³ (соответствует плотности упаковки агрегатов и авионики в авиационной технике), длина снаряда-носителя составит ~6 м, а диаметр основания ~1 м (McNab I.R., 2003).

4. Требования к полезной нагрузке (малому космическому аппарату)

Электромеханические системы, устойчивые к запредельным ускорениям и перегрузкам, не менее трёх десятилетий используются в высокоточных управляемых 155-мм артиллерийских снарядах. Подобные высокоточные боеприпасы, как правило, испытывают ударные перегрузки от 10000 до 20000 g. Разрабатываемые в настоящее время боевые рельсотроны будут разгонять снаряды с ускорениями, превышающими 20000 g (Kare J.T., 2001).

В (*Affordable Spacecraft...*, 1990; Jones R.M., 1988) были предложены конструкции космических аппаратов для запуска при помощи артиллерийских и электромагнитных ускорителей.

Очевидно, менее жёсткие требования по перегрузкам можно будет предъявлять к МКА, запускаемым при помощи кольцевых ускорителей массы: вместо 10000–20000 g и более (в линейных рельсотронах) перегрузки могут быть ограничены значениями от 5000 до 2000 g и менее, в зависимости от диаметра кольца.

5. Накопители энергии для электродинамических ускорителей массы

Возможность создания и эксплуатации электродинамических ускорителей массы прямо зависит от возможности создания мощных накопителей энергии. В таблице 2 приведены усреднённые значения максимальных плотностей энергии, достигнутых при создании накопителей различного типа.

Прямое сравнение способов накопления энергии по максимальной величине плотности запасённой энергии без учёта других конструктивных и эксплуатационных параметров убедительно демонстрирует преимущество индуктивных накопителей перед устройствами, использующими иные физические принципы. Использование технологий сверхпроводимости позволяет создавать сверхпроводящие индукционные накопители (СПИН), обеспечивающие длительное хранение энергии, её накопление от источников малой мощности и использование либо в режиме генератора мощных импульсов, либо

для компенсации активной и реактивной мощности в энергосетях различного назначения (Коротков В. и др., 2019).

Принципиальное преимущество индуктивных накопителей состоит в том, что энергия в них запасается и преобразуется в одной и той же электромагнитной форме. Для них не требуются преобразователи из одной формы энергии в другую, ограничивающие мощность и быстродействие системы электроснабжения.

6. Приближенная технико-экономическая оценка системы космического запуска на основе ускорителя массы

Если будет убедительно показана техническая осуществимость ускорителей массы для запуска в околоземное космическое пространство и обоснованы области и ограничения по их практическому использованию, то следующим шагом должен стать технико-экономический анализ таких ускорителей. Если идея динамических ускорителей массы не имеет перспективы в плане существенно лучших экономических показателей, чем у имеющихся или конкурентных технологий запуска, то она, скорее всего, не будет представлять интереса для крупных аэрокосмических фирм и национальных космических агентств, по крайней мере в ближайшем будущем.

6.1. Линейный рельсотрон

Результаты технико-экономического анализа технологии запуска полезного груза на орбиту при помощи линейного рельсотрона приведены в таблице 3 (McNab I.R. et al., 1995). Представляется вероятным, что эти затраты являются верхним пределом диапазона необходимых капиталовложений. С учётом появления новых технологий, которых ещё не существовало на момент оценки (1995 год), например импульсной электроники на основе карбида кремния или искусственных алмазов и т.п., итоговая оценка может быть существенно уменьшена.

В (McNab I.R. et al., 1995) предполагалось, что масса снаряда-носителя составляет 1250 кг, включая 250 кг полезной нагрузки. Удельная стоимость доставки на орбиту 1 кг полезного груза при помощи

таблица 2 – Средние значения максимальных плотностей энергии накопителей различного типа (Коротков В. и др., 2019)

ёмкостной накопитель	кинетический накопитель	аккумуляторы		индуктивный накопитель (СПИН)
		свинцово-кислотные	литий-ионные	
0,5 МДж/м ³	20 МДж/м ³	50* МДж/м ³	25 МДж/м ³	60** МДж/м ³
Примечания: * При последовательном соединении аккумуляторных батарей плотность энергии снижается до 10–15 МДж/м ³ . ** Значение приведено для индукции магнитного поля 15 Тл.				

УСКОРИТЕЛИ МАССЫ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТУ: СПОСОБЫ И ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ

таблица 3 – Оценка затрат на создание линейного рельсотрона для выведения на орбиту МКА

статья расходов	стоимость единицы оборудования, млн долл.	количество единиц	общая стоимость, млн долл.
генераторы переменного тока	5	100	500
коммутаторы	1,5	100	150
пусковой ствол	0,1 млн долл. /м	1600 м	160
импульсные электромагниты	1,5	100	160
электропроводящие шины и инфраструктура	-	-	100
капитальные сооружения	-	-	250
итого	-	-	1320

Примечание: цены даны по состоянию на 1996 год.

линейного рельсотрона составляет 500–600 долл. Правда, для этого необходимо обеспечить темп пусков порядка 2000 в год и срок службы рельсов в пусковой трубе 5 лет, что вызывает большие сомнения. Расход электроэнергии на один запуск составляет около 1100 долл. (для энергии, потребляемой в одном пуске $50 \text{ ГДж} = 13,9 \text{ МВт} \cdot \text{ч}$).

6.2. Кольцевой ускоритель

Стоимость снаряда-носителя может быть получена с использованием стандартных методов оценки стоимости летательного аппарата (*Fiske Jim, 2006*). По оценкам (*Fiske Jim, 2006*), на основе ретроспективного анализа истории развития летательных аппаратов, снаряд-носитель для кольцевого ускорителя будет стоить приблизительно 660 долл. за 1 кг сухой массы летательного аппарата для первого серийного прототипа. При общей стартовой массе 1000 кг снаряд-носитель будет иметь сухую массу около 300 кг,

что при первоначальной стоимости составит 198 тыс. долл. По мере увеличения объёмов производства эта стоимость будет снижаться.

Затраты могут также уменьшаться в случае возможности повторного использования отделяемых элементов снаряда-носителя. В таблице 4 дана приближённая оценка затрат на запуск снаряда-носителя массой 1000 кг.

Кольцевой ускоритель будет иметь небольшое поперечное сечение и может быть изготовлен из бетона, армированного стекловолокном. Вся конструкция должна быть заглублена под поверхность ровного участка земли типа сухого озера. Можно ожидать, что такие решения приведут к достаточно низким затратам на строительство. Используя оценки стоимости снаряда-носителя и весьма предварительные оценки стоимости капитальных сооружений кольцевого ускорителя, можно приблизительно оценить стоимость запуска полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту.

таблица 4 – Оценка затрат на запуск снаряда-носителя (масса снаряда-носителя – 1000 кг, включая 600 кг массы полезной нагрузки)

пусков/год	300	3 000	30 000
стоимость капитальных сооружений кольцевого ускорителя, млн долл.	500	500	500
масса снаряда, кг	1 000	1 000	1 000
масса полезной нагрузки, кг	600	600	600
потребление энергии, кВт·ч/кг	12,5	12,5	12,5
стоимость энергии, долл./кВт·ч	0,05	0,05	0,05
стоимость снаряда-носителя, тыс. долл.	100	70	50
затраты на эксплуатацию и техническое обслуживание (% от предельной стоимости)	10	15	20
стоимость энергии / запуск, долл.	625	625	625
стоимость производства снарядов-носителей/год, млн долл.	30	210	1 500
стоимость амортизации / год, млн долл.	21,5	21,5	21,5
затраты на электроэнергию / год, млн долл.	0,2	1,9	18,8
затраты на эксплуатацию и техническое обслуживание /год, млн долл.	50	75	100
всего расходов / год, млн долл.	102	308	1 640
общая стоимость одного запуска, долл.	338 958	102 792	54 675
доля стоимости снаряда-носителя от общих затрат на запуск	0,30	0,68	0,91
стоимость выведения на орбиту 1 кг полезной нагрузки, долл.	565	171	91

Примечание: цены даны по состоянию на 2006 год.

В полученных результатах (таблица 4) предполагалось, что строительство коммерчески капитализировано, а амортизация (под 7% в год) включена в стоимость запуска. При высоком темпе пусков (3000 в год) удельная стоимость выведения 1 кг полезного груза на орбиту составит 171 долл., а при умеренном темпе (300 в год) – 565 долл., что намного ниже, чем у любой другой известной или ожидаемой технологии доступа в околоземное космическое пространство.

7. Проект SpinLaunch

В 2015 году компания SpinLaunch запустила проект создания мощного электромагнитного кольцевого ускорителя типа пращи (рисунок 7) для запуска МКА в околоземное космическое пространство. До самого последнего времени об этом проекте практически не было ничего известно, так как все работы велись в атмосфере строгой секретности. Однако недавно мировые СМИ сообщили, что первые лётные испытания ускорителя состоятся в конце 2020 года, а в 2022 году планируется первый космический старт (*Американский стартап...*, 2020).

Размер кольцевого ускорителя – с футбольное поле, порядка 100 м в диаметре. Снаряд-носитель вращается не в пусковом стволе (трубе), а на привязе из высокопрочных композитных материалов в ваку-



рисунок 7. Проект SpinLaunch

умной камере, раскручиваясь до скорости 8000 км/ч (2 км/с). Затем снаряд-носитель отцепляется от привязи и в стратосфере на высоте 60 км включает собственные ракетные двигатели, после чего выходит на низкую околоземную орбиту. Масса полезной нагрузки (МКА) – до 90 кг. Перегрузки в процессе запуска могут достигать 10000 g. Ожидается, что стоимость одного запуска составит около 500 тыс. долл. при темпе 5 пусков в сутки, чему соответствует удельная стоимость выведения 1 кг полезного груза на орбиту (около 5500 долл.). В июне 2018 года SpinLaunch привлекла \$40 млн от Alphabet, Kleiner Perkins Caufield & Byers и Airbus Ventures.

Центрифуга строится в Нью-Мексико. С её помощью SpinLaunch надеется запустить 50-килограммовую полезную нагрузку.

Вызывает сомнение то, что бортовая аппаратура МКА уже способна выдержать перегрузку 10000 g. Поэтому есть основания считать, что SpinLaunch, скорее всего, создаёт (по контракту с Пентагоном) кинетическое оружие, действие которого основано на использовании кинетической энергии поражающих элементов,двигающихся со скоростью примерно 4 км/с, что значительно выше скорости полёта пули или артиллерийского снаряда. Высокие скорости дают возможность применять кинетическое оружие для поражения скоростных целей, то есть системы ПРО и ПВО наземного и космического базирования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Принципиальных препятствий для реализации идеи ускорителей массы космического назначения не существует. Минимальная стоимость их создания может составить от 500 млн долл. до 1300 млн долл. (см. таблицы 3 и 4). Однако основное преимущество ускорителей массы для выведения МКА на низкую околоземную орбиту – низкая стоимость выведения на орбиту 1 кг массы полезного груза (от ~170 до ~600 долл. для темпов пусков соответственно от 3000 до 300 пусков в год), требует подтверждения. Оценки стоимости выведения 1 кг полезной нагрузки на низкую орбиту при помощи ускорителей массы различной конструкции, полученные в 1990–2000-х годах и не превышающие 600 долл., выглядят достаточно оптимистично. Тем более, что речь идет об очень высоких темпах пусков (более 300 пусков в год). Более реалистичной представляется оценка удельной стоимости запуска МКА при помощи кольцевого ускорителя типа пращи SpinLaunch, – 5,5 тыс. долл. за 1 кг. Но и эта величина значительно лучше, чем ожидаемые удельные экономические показатели для ракет-носителей сверхлёгкого класса (20–30 тыс. долл. за 1 кг). Работоспособность «космической пращи» SpinLaunch может быть подтверждена в ближайшие год-два.

Существенной проблемой динамических ускорителей массы космического назначения является проблема обеспечения устойчивости полезной нагрузки (МКА), в частности электромеханических систем, к действию запредельных перегрузок – порядка 10000 g и более. Конечно, некоторые основания для оптимизма есть: к настоящему времени удалось добиться устойчивой работы системы управления движением высокоточных управляемых 155-мм артиллерийских боеприпасов. Но если по массе МКА сравним с управляемым боеприпасом, то по устройству – это существенно более сложная система, и для

УСКОРИТЕЛИ МАССЫ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТУ: СПОСОБЫ И ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ

реализации на практике идеи динамического ускорителя массы космического назначения придётся пересмотреть саму парадигму конструирования МКА. Проблема здесь состоит в совмещении идеологии МКА (использование COST-компонентов, принципов Leap и др.) с чрезвычайно жёсткими требованиями по устойчивости к перегрузкам при выведении на орбиту.

Существенным преимуществом ускорителей массы космического назначения может явиться также высокая оперативность запуска МКА: практически запуск по требованию, а также возможность реализации огромных темпов пусков (до 100 пусков в сутки и выше). Это может быть актуально для развёртывания сверхбольших группировок МКА, которые рассматриваются в перспективе.

На наш взгляд, перспективным может быть совмещение ускорителя массы с традиционными ракетными технологиями: для получения экономического выигрыша не обязательно достижение на выходе из пускового ствола ускорителя космических или субкосмических скоростей. Достаточно обеспечить снаряду-носителю начальную скорость порядка 2-3 км/с и последующий доразгон за счёт собственных двигателей снаряда-носителя. Это достижимо уже сейчас и позволяет получить выигрыш в энергомассовых характеристиках средств выведения по сравнению с обычными ракетами-носителями. В качестве полезных нагрузок снарядов-носителей, запускаемых при помощи ускорителей массы космического назначения, могут быть не только МКА, но и различного рода грузы, не требовательные к сверхвысоким ускорениям (вода, ракетное топливо и т.п.).

Дальнейшее развитие идеи ускорителей массы космического назначения, скорее всего, пойдет по пути создания кольцевых электродинамических ускорителей массы, обеспечивающих магнито-левитационный разгон ускоряемого тела в вакуумном пусковом кольце, с широким использованием технологий высокотемпературной сверхпроводимости и достижений нано- и микро- электромеханики.

список литературы

Американский стартап SpinLaunch строит «катапульту» для запуска грузов в космос, но эксперты не верят в успех проекта. URL: https://vc.ru/future/105051-amerikanskiy-startap-spinlaunch-stroit-katapultu-dlya-zapuska-gruzov-v-kosmos-no-ekspertyne-veryat-v-uspeh-proekta?fbclid=IwAR0pL-U5P11-5VyN14v0TjUIcJmSh5eSIEIEeVG-G_98XMSq3um15h7OXEM (дата обращения: 20.03.2020).

Коротков В., Амосков В., Зенкевич М., Мизинцев А. и др. От космодрома до катапульты // Радиоэлектронные технологии. 2018. № 3. С. 90-95.

Коротков В., Амосков В., Зенкевич М., Мизинцев А. и др. «Батарейка» для космической катапульты // Радиоэлектронные технологии. 2019. № 2. С. 81-86.

Affordable Spacecraft: Design and Launch Alternatives. Congressional Office of Technology Assessment, January 1990, OTA-BP-ISC-60.

Fair H.D. et al. Electromagnetic Earth-To-Space Launch // IEEE Transactions On Magnetics. 1989. Vol. 25, № 1.

Fiske Jim. The Launch Ring. Low Cost Launch for Space Exploitation // International Space Development Conference, May 4-7, 2006. URL: https://ttu-ir.tdl.org/bitstream/handle/2346/74082/ICES_2018_81.pdf (дата обращения: 29.03.2020).

Gelain Antoine Nanosatellites: The Hype Is Over // Aviation Week & Space Technology/June 3-16, 2019. P. 74.

Hartunian R.A. Ballistic Missiles and Reentry Systems: The Critical Years, Crosslink // The Aerospace Corporation magazine. 2003. Vol. 4, № 1.

Hershcovitch A. High-pressure arcs as vacuum-atmosphere interface and plasma lens for nonvacuum electron beam welding machines, electron beam melting, and nonvacuum ion material modification // Journal of Applied Physics. 1995. Vol. 78, № 9. P. 5283-5288.

Hilton J.E., McMurry S.M. An adjustable linear Halbach array // Journal of Magnetism and Magnetic Materials. 2012. Vol. 324, Is. 13. P. 2051-2056.

Jones R.M. Electromagnetically Launched Micro Spacecraft for Space Science Missions // AIAA Paper 88-0068, January, 1988.

Kare J.T. Laser launch versus cannon launch—A comparison // Space Technology and Applications International Forum – 2001, M.S. El-Genk, Ed: American Institute of Physics, Feb. 2001.

McNab I.R. The STAR railgun concept // IEEE Trans. Magn. Jan. 1999. Vol. 35. P. 432-436.

McNab I.R., LeVine F., Aponte M. Experiments with the Green Farm electric gun facility // IEEE Trans. Magn. Jan. 1995. Vol. 31. P. 338-343.

McNab I.R. Launch to Space With an Electromagnetic Railgun // IEEE Transactions on Magnetics. January 2003. Vol. 39, № 1. P. 295-304.

Palmer M.R., Dabiri A.E. Electromagnetic Space Launch: A Re-evaluation in Light of Current Technology and Launch Needs and Feasibility of a Near Term Demonstration // IEEE Transactions On Magnetics. January 1989. Vol. 25, № 1.

Smallsat Launch Vehicle Markets. URL: <https://www.nsr.com/research/smallsat-launch-vehicle-markets/> (дата обращения: 30.03.2019).

Статья поступила в редакцию 27.07.2020

Статья после доработки 27.07.2020

Статья принята к публикации 27.07.2020

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИБРОЗАЩИТЫ ПРЕЦИЗИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. ЧАСТЬ 1. КОРРЕЛЯЦИОННЫЕ МЕТОДЫ

PROVIDING VIBRATION PROTECTION FOR PRECISION SPACECRAFT. PART 1. CORRELATION METHODS



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

В статье рассматривается научно-методический аппарат обеспечения виброзащиты прецизионных космических аппаратов. Проведён системный анализ корреляционных методов виброзащиты, позволяющих в короткие сроки улучшить вибрационную обстановку на борту космического аппарата.

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

DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.008

Космический аппарат (КА) представляет собой сложную инженерно-техническую конструкцию с множеством составных элементов, каждый из которых имеет собственные динамические характеристики. Требования к оборудованию КА и к условиям для их эксплуатации постоянно увеличиваются, наряду с этим постоянно ведутся работы по повышению надёжности и увеличению срока эксплуатации изделий. В определённый момент возникает ситуация,

The article discusses the scientific and methodological apparatus for ensuring vibration protection of precision spacecraft. A systematic analysis of the correlation methods of vibration protection, allowing to improve the vibration environment on board the spacecraft in a short time, has been carried out.

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

когда технические возможности приборов позволяют выполнить поставленную задачу, а условия для надлежащего функционирования данных приборов не обеспечиваются. Решение вопросов, связанных с вибровозмущениями на прецизионных КА, является одним из ключевых факторов для успешного выполнения новых задач разрабатываемыми изделиями. Не имея в арсенале комплексного инструмента, инженерам и учёным приходится каждый раз заново

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИБРОЗАЩИТЫ ПРЕЦИЗИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.

ЧАСТЬ 1. КОРРЕЛЯЦИОННЫЕ МЕТОДЫ

определять наличие проблемы, доказывать необходимость её устранения и находить пути её рационального решения, что увеличивает как время создания современных прецизионных КА, так и их стоимость в целом.

Вибрационные возмущения можно разделить условно на два типа: вызванные внешними источниками и вызванные внутренними источниками (Теленев П.П., Кузнецов Д.А. Основы..., 2019). Внешние источники вибровозмущений характеризуются внешними условиями эксплуатации изделий. К ним относятся: аэродинамические источники – возмущения от аэродинамического торможения при взаимодействии изделия с атмосферой; гравитационные источники – возмущения, возникающие из-за неоднородности поля тяготения; магнитные источники – возмущения, возникающие при изменениях магнитного поля Земли в зависимости от солнечной активности; радиационные источники – возмущения, вызванные вариациями радиационных поясов Земли во время геомагнитных колебаний, а также возмущения, возникающие при ударах микрометеоритов,

перепадах давления солнечного ветра, изменчивости сил притяжения космических тел в зависимости от положения объекта в пространстве, и ряд других источников. Внутренние источники возмущений, в отличие от внешних, практически полностью зависят от конструктивного исполнения самого КА. К ним относятся возмущения, вызванные работой приводов солнечных батарей (СБ) и остонаправленных антенн (ОНА), систем ориентации и стабилизации КА, систем терморегулирования и жизнеобеспечения, движением жидкого топлива в баках, упругими колебаниями протяжённых элементов конструкции КА, движением объектов внутри КА.

В данном случае рассматриваются вопросы минимизации амплитуд колебаний конструкции, вызванных внутренними источниками, так как характеристики этих источников возмущений имеют прямую зависимость от принятия тех или иных конструкторских решений, что косвенно также позволяет решить ряд вопросов, связанных с возмущениями и от внешних источников (Геча В.Я. и др., 2015). Внутренние источники вибровозмущений при эксплуатации КА

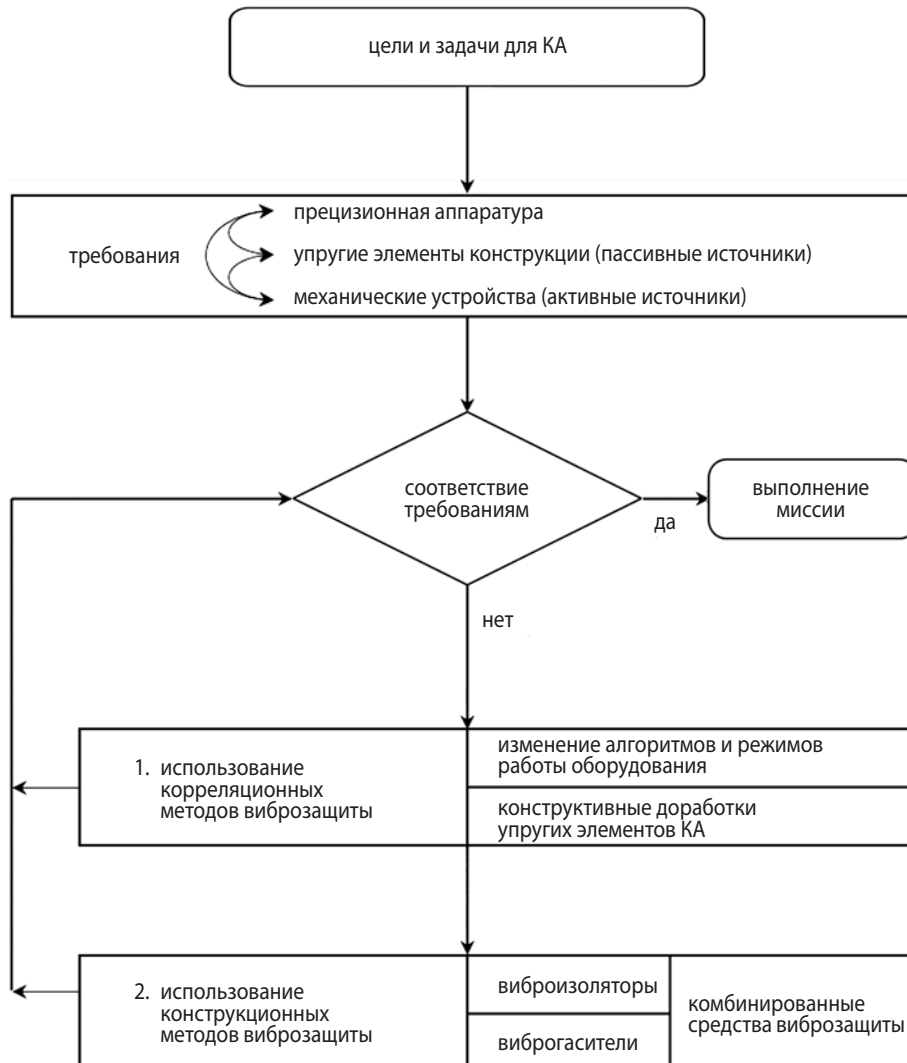


рисунок 1. Блок-схема научно-методического аппарата обеспечения виброзащиты прецизионных КА

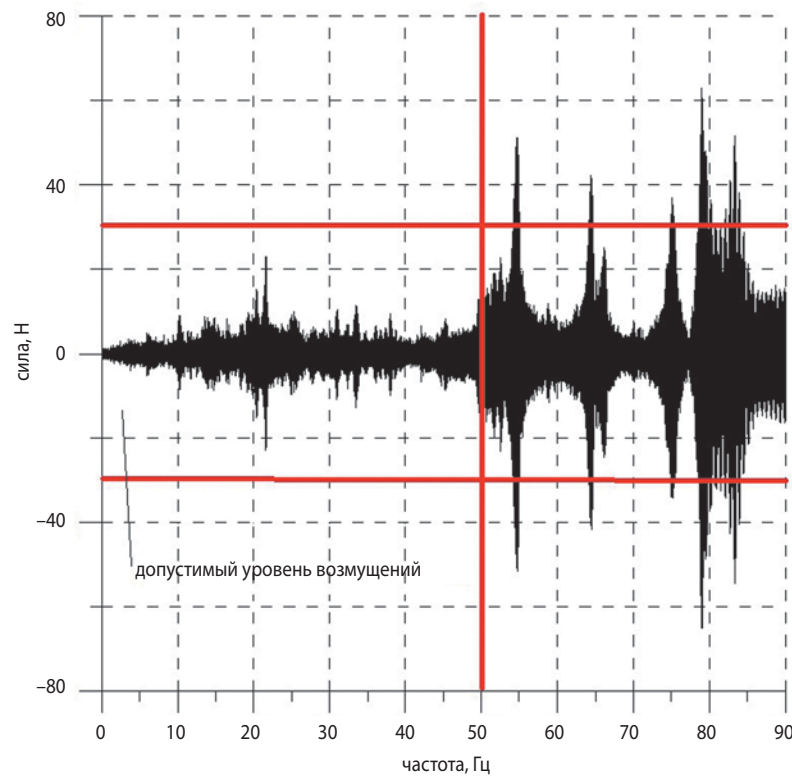


рисунок 2. Силы, приходящие от работы ДМ при разгоне ротора

могут оказывать значительное влияние на резкость получаемых изображений, а также на возникновение микрофонного эффекта, что актуально для современных астрофизических КА и аппаратов дистанционного зондирования Земли (Ефанов В.В. и др. Летательные аппараты..., 2017).

На рисунке 1 представлена блок-схема разработанного научно-методического аппарата для обеспечения виброзащиты космических конструкций, включающего в себя совокупность специальных методов, ориентированных на обоснованное оперативное и последовательное (от простого к сложному) практическое решение проблемы вибровозмущений для любого современного прецизионного КА (Теленев П.П., Кузнецов Д.А. Методы..., 2019).

Согласно целям и задачам, устанавливаемым для КА, формируются требования к целевой прецизионной аппаратуре. Помимо требований к прецизионным устройствам, необходимо учитывать и предъявлять требования к источникам вибровозмущений, а также к виброустойчивости прецизионного оборудования. В основе корреляционных методов виброзащиты прецизионных КА лежат взаимосвязи по уровням возмущений между источниками вибраций и прецизионной аппаратурой, которые необходимо учитывать на всех этапах проектирования изделий. Варьируя параметрами источников вибровозмущений, можно значительно изменять условия для эксплуатации прецизионной аппаратуры.

Самым малозатратным способом борьбы с вибровозмущениями, с точки зрения экономической целесообразности и временного интервала, является изменение алгоритмов и режимов работы оборудования. Значительно улучшить вибрационную обстановку на борту прецизионного КА помогают простые ограничения для источников вибраций. Например, при разгоне двигателя-маховики (ДМ) оказывают силомоментные воздействия на платформу КА с прецизионным оборудованием. С теоретической точки зрения, силы и моменты, исходящие от ДМ, обуславливаются наличием статического и динамического дисбалансов соответственно и имеют параболический синусоидальный характер возрастания:

$$F = \sigma(2\pi f)^2 \sin(2\pi ft),$$

$$M = \tau(2\pi f)^2 \sin(2\pi ft),$$

где f – частота вращения ротора ДМ, Гц; t – время, с; σ – статический дисбаланс, кг·м; τ – динамический дисбаланс, кг·м².

На практике силы и моменты, приходящие от ДМ, корректируются возникающими в конструкции резонансными явлениями, что часто сбивает плавное нарастание их амплитуд согласно квадрату угловой скорости и приводит к неожиданно резким скачкам. Поэтому в некоторых случаях целесообразно принять решение по ограничению скоростей вращения ДМ или прохождению опасных участков с максимальным ускорением для уменьшения времени пребывания в критических резонансных областях.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИБРОЗАЩИТЫ ПРЕЦИЗИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.

ЧАСТЬ 1. КОРРЕЛЯЦИОННЫЕ МЕТОДЫ

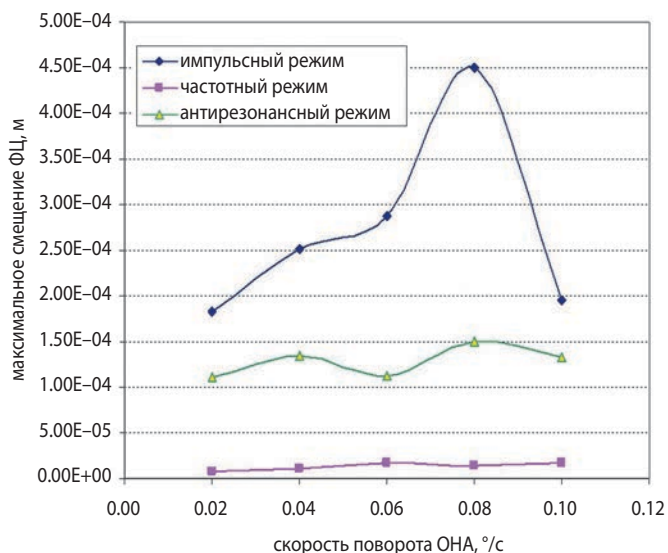


рисунок 3. Максимальные перемещения ФЦ привода ОНА

На рисунке 2 в качестве примера рассмотрен участок разгона ротора ДМ с допустимыми уровнями силовых воздействий в 30 Н.

При частоте вращения ротора свыше 50 Гц, что соответствует скорости 3000 об/мин, возникает вероятность превышения уровня допустимых силовых воздействий. Исходя из этого целесообразно ввести ограничения на скорость вращения ротора ДМ при условии, что данное ограничение не мешает целевому функционированию КА.

Корреляционные методы виброзащиты, основанные на изменении алгоритмов и режимов работы оборудования, также применимы для приводов СБ и ОНА прецизионных КА. На примере возмущений, приходящих от привода ОНА (Ефанов В.В. и др. Моделирование..., 2017) в различных режимах работы,

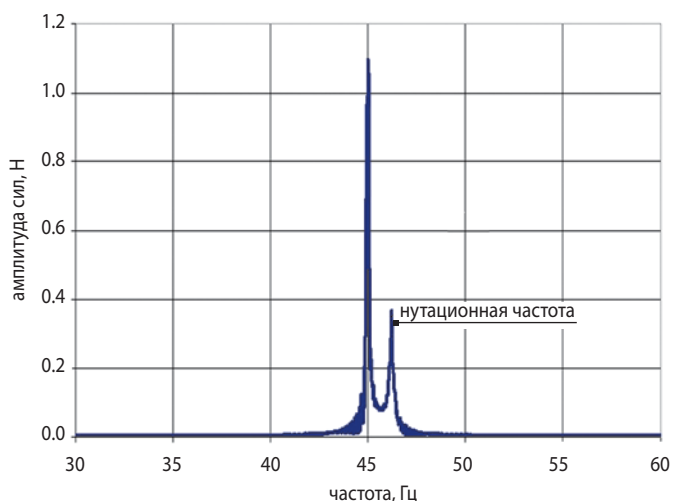


рисунок 4. Амплитуда сил при моделировании вращения ротора ДМ с частотой 45 Гц

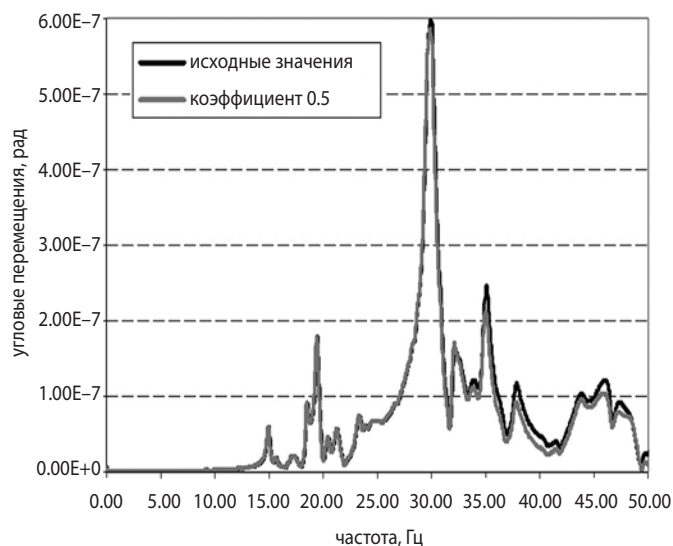


рисунок 5. Угловые перемещения в точке крепления прецизионной аппаратуры при работе ДМ

возможно выбрать наиболее подходящий алгоритм функционирования. На рисунке 3 представлены уровни перемещений фазового центра (ФЦ) при работе привода ОНА в импульсном (частота шагового двигателя 130 Гц, угловая скорость определяется величиной пачки импульсов и периодом цикла), частотном (угловая скорость определяется частотой следования импульсов) и антирезонансном (характеристики импульсного режима с наложением определенной зависимости на соотношение величины пачки импульсов и длительности цикла) режимах (Телепнев П.П. и др., 2014). Частотный режим работы привода ОНА является наиболее предпочтительным, так как оказывает наименьшие уровни механических воздействий на КА (Telepnev P.P. et al., 2015).

Согласно представленному научно-методическому аппарату (Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., 2017), если изменения алгоритмов и режимов работы оборудования не позволяют добиться необходимых значений по уровням вибровозмущений, то предлагается рассмотреть корреляционные методы виброзащиты, основанные на возможности конструктивных доработок упругих элементов КА. Так как критические вибровозмущения часто возникают из-за резонансных эффектов, то в ряде случаев достаточно немного изменить частотные или диссипативные характеристики осцилляторов КА, и возмущения не будут превышать критических значений. Данные методы эффективны как на ранних этапах проектирования КА, так и для решения локальных ситуаций, когда требуется развести частотные составляющие, чтобы не возникало резонансных возмущений, а также когда необходимо сократить время затухания того или иного переходного процесса.

Корреляционный метод изменения частотных характеристик конструкции основывается на изменении её массово-инерционных и жесткостных параметров. Путём массового догружения либо облегчения, удлинения или сокращения конструкции, замены деталей с другими упругими характеристиками, а также введения дополнительных жесткостных элементов возможно уйти от негативного взаимовлияния подконструкций. Благодаря этому методу также возможно решить задачу по исключению резонансных нутационных явлений в упругом подвесе ДМ (Телепнев П.П. и др., 2020), что позволяет развести нутационные частоты вращения ротора с его собственной скоростью вращения (рисунок 4).

Корреляционный метод изменения диссипативных характеристик конструкций эффективен в случаях, когда необходимо снизить временной интервал затухания колебаний элементов КА или предотвратить появление паразитных высокочастотных колебаний, проявляющихся в виде микрофонного эффекта для прецизионного оборудования. Реализуется данный метод путём применения материалов и покрытий с высокодемпфирующими характеристиками в конструкции осцилляторов. Например, использование демпфирующих покрытий на установке ДМ позволит уменьшить амплитуды возмущений на прецизионном оборудовании в высокочастотной области (рисунок 5), что положительно отразится на снижении уровня возникающих в процессе работы аппаратуры электрических помех (Ефанов В.В. и др., 2014).

Проведённый системный анализ показал, что возможны ситуации, когда корреляционные методы виброзащиты не могут в достаточной мере обеспечить выполнение КА поставленной миссии. В данном случае прецизионная аппаратура оказывается настолько чувствительной, что необходимо уже радикально изменять вибрационную обстановку на борту КА. Часто требуется снижать уровни бортовых возмущений на целом диапазоне частот или существенно повышать декременты колебаний для отдельных элементов конструкции КА (Герасимчук В.В. и др., 2018). Для разрешения таких сложных научно-технических ситуаций используются более трудоёмкие конструкционные методы виброзащиты*.

список литературы

Герасимчук В.В., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Телепнев П.П. К вопросу о повышении диссипативных характеристик конструкции космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 3. С. 103-110.

Геча В.Я., Ефанов В.В., Клишев О.П., Кузнецов Д.А. и др. Влияние вибраций на целевую прецизионную аппаратуру космических аппаратов // Полёт. 2015. № 3. С. 20-24.

Ефанов В.В., Герасимчук В.В., Кузнецов Д.А., Митькин А.С. и др. Моделирование механических возмущений привода остронаправленной антенны космического аппарата планетных исследований // Полет. 2017. № 8. С. 19-25.

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

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

Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Ермаков В.Ю. Анализ режимов работы космического аппарата «СПЕКТР-Р» для различных алгоритмов управления приводом остронаправленной антенны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С.100-103.

Телепнев 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.

Телепнев 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.

Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Жиряков А.В., Пласскеев Н.А. К вопросу динамического поведения электромаховичных исполнительных устройств прецизионных космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С.53-56.

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 17.08.2020

Статья после доработки 17.08.2020

Статья принята к публикации 17.08.2020

* Окончание статьи следует

ГЕОМЕТРИЧЕСКОЕ РАЗРЕШЕНИЕ РСА, РАБОТАЮЩИХ В БИСТАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ С АКТИВНЫМ ОРБИТАЛЬНЫМ МОДУЛЕМ



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

GEOMETRIC RESOLUTION ANALYSIS OF BISTATIC SAR WITH ACTIVE ORBITAL MODULE



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

Представлены соотношения для расчёта размеров элемента разрешения изображения земной поверхности, формируемого с помощью РСА, работающего в бистатическом режиме при различных конфигурациях носителей аппаратуры, передающей и принимающей сигнал. Получены формулы для нормированной функции отклика лоатора на точечную цель при сигналах с линейной частотной и фазово-кодовой модуляцией несущей частоты. Проведён анализ особенностей формирования элемента геометрического разрешения лоатора в нескольких конкретных типах бистатических систем, в которых активный модуль размещён на космическом аппарате.

Ключевые слова:
бистатический режим работы радиолокатора с синтезированной апертурой;
обобщённая функция неопределённости;
геометрическое разрешение лоатора;
нормированная функция отклика на точечную цель.

DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.009

Expressions to calculate the size of the resolution element of the earth's surface image formed by the SAR, which operates in bistatic mode under different configurations of the transmitting and receiving systems were presented. We have obtained relations for the radar normalized response function on point target with the signal carrier having linear frequency and phase-code modulation. The locator geometric resolution element form specifics in several types of bistatic systems in which the active module is located at the spacecraft is established.

Keywords:
bistatic radar with synthesized aperture;
generalized function of uncertainty;
radar geometric resolution;
normalized response function.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Введение

Достижимая степень детализации структуры радиолокационного изображения объектов, расположенных на местности, или геометрическое разрешение (ГР), является одной из главных характеристик радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА), работающих в моностатическом и в бистатическом режиме. Анализ ГР РСА посвящены многочисленные публикации в периодических изданиях и разделы в монографиях. Сошлёмся здесь только на некоторые из них. Чаще всего используются два метода определения геометрического разрешения РСА – градиентный (Cardillo G.P., 1990; Moccia A., Renga A., 2011; Ding Z. et al., 2016; Feng D. et al., 2017) и обобщённой функции неопределённости (Zeng T., Cherniakov M. et al., 2005; Cherniakov M., 2008; Ke M. et al., 2018). Применяются также частотные и временные методы анализа функции отклика на точечную цель, с помощью которых выявляют ГР РСА. Компактные выражения для определения ГР были получены также в (Vu V.T., Pettersson M.I., 2018) с использованием метода обратной проекции.

В (Петров А.С. и др., 2018; Петров А.С. и др., 2019) проведено моделирование параметров (в том числе и ГР) РСА космического базирования, работающих в моностатическом и бистатическом режимах с различной высотой орбиты носителей, в том числе геосинхронной. Однако не было проанализировано влияние углов скоса на ГР при моностатической съёмке объектов и конфигурации бистатической системы на форму функции отклика, которая в конечном счёте и определяет результирующее значение геометрического разрешения локатора.

В моностатическом режиме бокового обзора (Вербан В.С. и др., 2010) разрешение РСА на земной поверхности по наклонной дальности, достигаемого при автокорреляционной обработке принимаемого сигнала, рассчитывается с помощью следующего соотношения: $\delta_n = c / (2\Delta f_m \sin \eta) = 0.5\lambda_0 / (B_r \sin \eta)$, где c – скорость света в вакууме; λ_0 – длина волны на центральной частоте; Δf_m – ширина полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту; $B_r = \Delta f_m / f_0$ – относительная ширина полосы частот этого сигнала; f_0 – частота сигнала несущей; η – угол падения волны на земную поверхность. Азимутальное разрешение в этом случае можно оценить, используя любое из приведённых далее соотношений, а именно $\delta_a = R\alpha / 2 = R\lambda_0 / (2L_{\text{синт}}) = R\lambda_0 / (2VT_{\text{инт}}) = \lambda_0 / (2\alpha) = L_x / 2$. Здесь R – наклонная дальность от аппарата до точки наблюдения; $L_{\text{синт}}$ – длина синтезированной апертуры; α – односторонняя ширина диаграммы направленности антенны; L_x – продольный размер её апертуры; V – скорость движения платформы с локатором относительно земной поверхности; $T_{\text{инт}}$ – время когерентного накопления сигнала при синтезе апертуры, или время интегрирования.

При работе локатора в скошенном (переднем и заднем) угловом обзоре местности, а также в бистатическом режиме ситуация усложняется, поскольку направления, в которых определяются значения δ_n и δ_a , перестают быть ортогональными и между ними формируется угол Ω , не равный 90° . Координатная сетка радиолокационного изображения становится косоугольной. В этих случаях для получения точных выражений необходимо провести специальный анализ, который, как было сказано выше, выполняется различными методами, в том числе и градиентным, взятым здесь за основу.

Цель данной статьи состоит в том, чтобы, выбрав (из множества предложенных в литературе) апробированные на практике расчётные соотношения, применить их затем для анализа ГР нескольких систем РСА, работающих в бистатическом режиме с учётом формы элемента разрешения. Эти системы различаются вариантами взаимного расположения двух аппаратов, на которых установлены передающая и приёмная антенны. Рассмотрены следующие конфигурации:

А – два космических аппарата летят над земной поверхностью по параллельным траекториям на низкой орбите и на одинаковой высоте;

Б – передающий аппарат находится на космической платформе, летящей либо на низкой орбите 500–700 км, либо на средней 20–40 тысяч км, а второй на самолёте;

В – передающий аппарат находится на геостационарной орбите, а приёмный на самолёте;

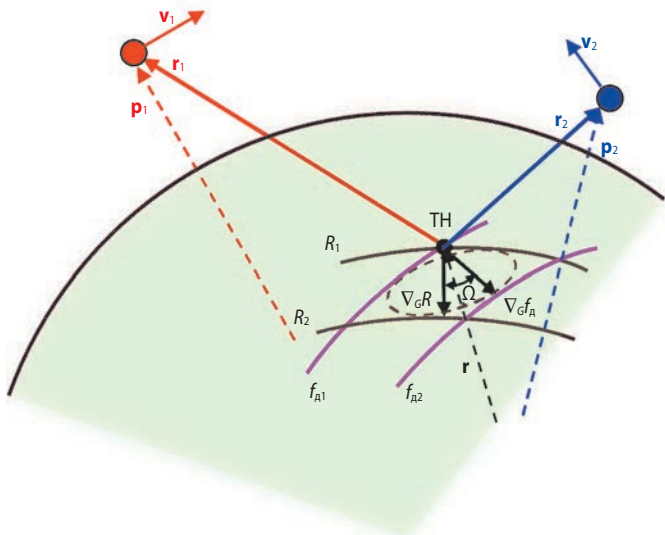
Г – передающий аппарат расположен на дирижабле или воздушном шаре, а приёмный – на малом летательном аппарате.

Статья состоит из двух частей. В первой приведены базовые расчётные соотношения, а во второй выполнен численный анализ ГР в системах с указанными бистатическими конфигурациями. В заключении сделана общая оценка полученных результатов.

1. Расчётные соотношения

1.1. Уточнённый градиентный метод

В соответствии с градиентным методом, впервые предложенным в (Cardillo G.P., 1990) и затем доработанным в ряде публикаций, указанных во введении, определяются проекции градиентов на земную поверхность суммарного расстояния R , проходимого сигналом между передатчиком (Tx), точкой наблюдения (ТН) и приёмником (Rx), а также доплеровской частоты f_d . На рисунке 1 положения двух носителей заданы радиус-векторами \mathbf{p}_1 , \mathbf{p}_2 , их скорости – векторами \mathbf{v}_1 , \mathbf{v}_2 , а положение точки наблюдения – вектором \mathbf{r} .



рисунк 1. Геометрия бистатического режима

Введём векторы \mathbf{r}_1 и \mathbf{r}_2 , направленные из точки наблюдения на точки, в которых расположены два носителя, $\mathbf{r}_{1,2} = \mathbf{p}_{1,2} - \mathbf{r}$. Тогда суммарное расстояние $R = |\mathbf{r}_1| + |\mathbf{r}_2|$, а значение доплеровской частоты $f_d = \lambda^{-1}(\mathbf{v}_1 \mathbf{e}_1 + \mathbf{v}_2 \mathbf{e}_2)$, где $\mathbf{e}_{1,2} = \mathbf{r}_{1,2} / |\mathbf{r}_{1,2}|$.

Вектор проекции градиента наклонной дальности на земную поверхность, вычисленный в точке наблюдения, определяется как $\nabla_G R = (\mathbf{e}_{1,G} + \mathbf{e}_{2,G})$. Единичный вектор, фиксирующий на плоскости направление вектора градиента расстояния по наклонной дальности, $\mathbf{e}_n = (\mathbf{e}_{1,G} + \mathbf{e}_{2,G}) / |\mathbf{e}_{1,G} + \mathbf{e}_{2,G}|$. Нижний индекс G означает выполнение операции проекции соответствующего вектора на плоскость, касательную к земной поверхности в точке наблюдения. Значения векторов $\mathbf{e}_{(1,2)G}$ определяются в момент времени, когда оба аппарата находятся в центрах синтезируемых апертур.

Разрешение по наклонной дальности $\delta_R \approx c / \Delta f_m$. Ему будет соответствовать разрешение на земной поверхности δ_n , удовлетворяющее равенству $\delta_R = \delta_n |\nabla_G R|$. Поэтому разрешение РСА по наклонной дальности на земной поверхности в направлении вектора $\nabla_G R$, которое задаётся единичным вектором \mathbf{e}_n , окажется равным

$$\delta_n = c / (\Delta f_m |\nabla_G R|) = \lambda_0 / (B_r |\nabla_G R|). \quad (1)$$

В бистатическом режиме область наблюдения желательно приблизить к зеркальной точке, в которой углы падения и отражения волны равны, так как бистатическое расстояние между двумя аппаратами при отражении волны от этой точки оказывается минимальным и, значит, энергетический потенциал системы – максимальный. Однако в этой точке $\mathbf{e}_{1,G} = -\mathbf{e}_{2,G}$, следовательно, $\nabla_G R = \mathbf{e}_{1,G} + \mathbf{e}_{2,G} = \mathbf{0}$. Поэтому при приближении точки наблюдения к зеркальной δ_n стремится к бесконечности. Таким образом, для РСА сама зеркальная точка не разрешима в проек-

ции по наклонной дальности и наблюдаемая область должна от неё отстоять на определённом расстоянии. В моностатическом режиме зеркальная точка совпадает с точкой надира.

Для определения доплеровского разрешения в соответствии с результатами, приведёнными в работах (Moccia A., Renga A., 2011; Feng D. et al., 2017), берётся интеграл

$$\int_{t_{\min}}^{t_{\max}} |\nabla_G f_d| = \lambda^{-1} |\Delta \mathbf{e}_{1,G} + \Delta \mathbf{e}_{2,G}|$$

от вектора градиента доплеровской частоты по временному интервалу $[t_{\min}, t_{\max}]$ синтеза апертуры. Векторы $\Delta \mathbf{e}_{(1,2)G}$ определяются следующим образом. Вначале вычисляются векторы $\mathbf{e}_{(1,2)G}$ в моменты времени, соответствующие границам интервала интегрирования, а затем определяются их разности $\Delta \mathbf{e}_{(1,2)G} = \mathbf{e}_{(1,2)G}(t_{\max}) - \mathbf{e}_{(1,2)G}(t_{\min})$ для каждого из двух аппаратов. Вектор градиента по доплеровской частоте $\nabla_G f_d = \Delta \mathbf{e}_{1,G} + \Delta \mathbf{e}_{2,G}$, а соответствующий ему единичный вектор $\mathbf{e}_a = (\Delta \mathbf{e}_{1,G} + \Delta \mathbf{e}_{2,G}) / |\Delta \mathbf{e}_{1,G} + \Delta \mathbf{e}_{2,G}|$ является ортом, указывающим на земной поверхности направление разрешения РСА по доплеровской частоте. Фактически же $\Delta \mathbf{e}_{1,2,G}$ это проекции на земную поверхность векторов, определяющих направления средних скоростей движения двух аппаратов. Однако, следует отметить, что если оба аппарата работают в режимах переднего (или заднего) обзора, то $\mathbf{e}_{(1,2)G}(t_{\max}) = \mathbf{e}_{(1,2)G}(t_{\min})$ и $\Delta \mathbf{e}_{(1,2)G} = \mathbf{0}$, а поэтому доплеровское разрешение отсутствует.

Разрешение в направлении вектора \mathbf{e}_a в соответствии с результатами анализа, проведённого в (Feng D. et al., 2017), определится по уточнённой формуле

$$\delta_a = \lambda_0 / [(1 + B_r / 2) |\Delta \mathbf{e}_{1,G} + \Delta \mathbf{e}_{2,G}|]. \quad (2)$$

Уточнение состоит в том, что в формуле (2) учитывается ширина полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту.

Разумеется, формулы (1) и (2) можно использовать и при оценке ГР в моностатическом режиме, если учесть, что в этом случае $\mathbf{e}_{1,G} = \mathbf{e}_{2,G} = \mathbf{e}_G$ и $\Delta \mathbf{e}_{1,G} = \Delta \mathbf{e}_{2,G} = \Delta \mathbf{e}_G$. И тогда $\nabla_G R = 2 \Delta \mathbf{e}_G$ и $\Delta \mathbf{e}_{1,G} + \Delta \mathbf{e}_{2,G} = 2 \Delta \mathbf{e}_G$. В моностатическом режиме при переднем (заднем) обзоре $\Delta \mathbf{e}_G = \mathbf{0}$, поэтому δ_a стремится к бесконечности. В бистатическом же режиме достаточно, чтобы лишь один из векторов ($\Delta \mathbf{e}_{1,G}$ или $\Delta \mathbf{e}_{2,G}$) был ненулевым или, чтобы было выполнено условие $\Delta \mathbf{e}_{1,G} \neq -\Delta \mathbf{e}_{2,G}$. По этой причине в бистатическом режиме появляется свойство, которое отсутствует в моностатическом, а именно возможность азимутального разрешения не только в боковом и скошенном, но и в режиме переднего (заднего) визирования точки наблюдения приёмной аппаратурой локатора. Разумеется, с учётом указанных выше ограничений. Ситуация же, когда $\Delta \mathbf{e}_{1,G} = \Delta \mathbf{e}_{2,G} = \mathbf{0}$, возможна лишь тогда, когда оба аппарата движутся в вертикальном направлении по отношению к земной поверхности.

Соотношения (1) и (2) сразу позволяют определить предельно минимальные значения разрешений по наклонной дальности и доплеровской частоте. Действительно, $|\nabla_G R| = |\mathbf{e}_{1,G} + \mathbf{e}_{2,G}| \leq |\mathbf{e}_1| + |\mathbf{e}_2| = 2$, а $\nabla_G f_d = |\Delta \mathbf{e}_{1,G} + \Delta \mathbf{e}_{2,G}| \leq |\Delta \mathbf{e}_{1,G}| + |\Delta \mathbf{e}_{2,G}| \leq |\mathbf{e}_{1,2G} - \mathbf{e}_{1,2G}| + |\mathbf{e}_{2,2G} - \mathbf{e}_{2,1G}| \leq 4$. Поэтому $\delta_{n, \text{мин}} \geq 0.5\lambda_0/B_r$, а $\delta_{a, \text{мин}} = 0.25\lambda_0 / [(1+B_r)/2]$. Эти ограничения одинаково справедливы как для моно-, так и для бистатического режимов работы лоатора. Даже при $B_r = 0.5$, т.е., без малого, при октавной ширине полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту, $\delta_{n, \text{мин}} \geq \lambda_0$. Что же касается ограничения разрешения по доплеровской частоте, то в этом случае получим $\delta_{a, \text{мин}} \geq 0.2\lambda_0$. Для большинства же традиционных лоаторов B_r не превышает 5%, поэтому для них $\delta_{n, \text{мин}} \geq 10\lambda_0$, а $\delta_{a, \text{мин}} \geq 0.24\lambda_0$. И, например, при $\lambda_0 = 3$ см будем иметь предельные ограничения $\delta_{n, \text{мин}} > 30$ см, $\delta_{a, \text{мин}} > 7,2$ мм.

1.2. Нормированная функция отклика на точечную цель

Найдя с помощью градиентного метода направления векторов \mathbf{e}_n и \mathbf{e}_a , а также значения разрешений РСА δ_n и δ_a в этих направлениях и, задавая вектор отклонения $\Delta \mathbf{r}$ от точки наблюдения, можно, воспользовавшись подходом для определения обобщённой радиолокационной функции неопределённости, предложенным в (Zeng T., Cherniakov M. et al., 2005), сформировать нормированную функцию отклика (НФО) на точечную цель для сигнала с линейной частотной модуляцией несущей

$$F_{\text{ЛЧМ}} = \{ \text{sinc}[\pi(\mathbf{e}_n \Delta \mathbf{r}) / \delta_n] \} \{ \text{sinc}[\pi(\mathbf{e}_a \Delta \mathbf{r}) / \delta_a] \}. \quad (3)$$

Для сигнала с фазово-кодовой модуляцией (ФКМ) несущей частоты и длиной псевдослучайной последовательности, равной L , приходим к приближённому выражению

$$F_{\text{ФКМ}} = \left\{ \begin{matrix} 1 - \mathbf{e}_n \Delta \mathbf{r}, & |\mathbf{e}_n \Delta \mathbf{r}| < \delta_n \\ L^{-1}, & |\mathbf{e}_n \Delta \mathbf{r}| > \delta_n \end{matrix} \right\} \{ \text{sinc}[\pi(\mathbf{e}_a \Delta \mathbf{r}) / \delta_a] \}.$$

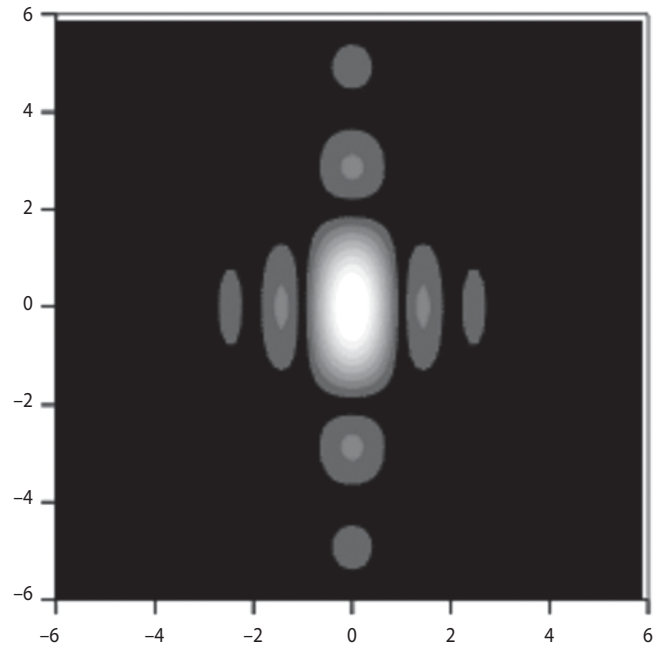
Пусть определены векторы $\mathbf{e}_n = (\cos \alpha, \sin \alpha)^T$ и $\mathbf{e}_a = [\cos(\alpha + \Omega), \sin(\alpha + \Omega)]^T$, а также задан вектор $\Delta \mathbf{r} = \rho(\cos \varphi, \sin \varphi)^T$. Тогда, решая уравнение

$$F(\alpha, \Omega, \delta_n, \delta_a, \rho, \varphi) - 0.707 = 0 \quad (4)$$

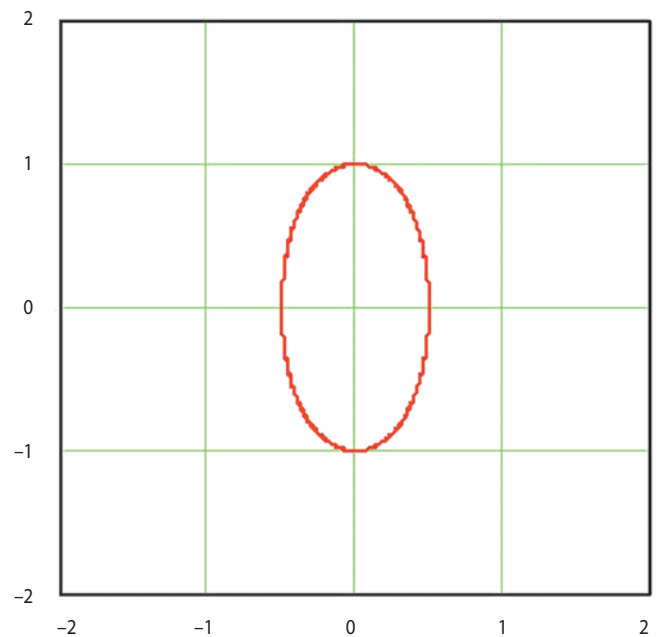
относительно ρ при изменении φ в интервале от 0 до 2π , получим зависимость $\rho(\alpha, \Omega, \delta_n, \delta_a, \varphi)$, которая позволяет построить близкую к эллипсу фигуру $\rho' = 0.886^{-1} \rho(\alpha, \Omega, \delta_n, \delta_a, \varphi)$, соответствующую разрешению РСА на плоскости по уровню половинной мощности НФО на точечную цель. Площадь этой фигуры будет соответствовать площади элемента разрешения РСА. В полярной системе координат она рассчитывается с помощью интеграла

$$S_{\text{ЭР}} = 0.5 \int_0^{2\pi} \rho^2(\varphi) d\varphi. \quad (5)$$

Кстати, используя найденную зависимость $\rho'(\varphi)$, можно определить те значения углов $\varphi_{\text{мин}}$ и $\varphi_{\text{макс}}$, при которых ρ' достигает своих экстремальных значений $\rho'_{\text{мин}}$ и $\rho'_{\text{макс}}$. И тогда, поскольку форма фигуры близка к эллипсу, то и её площадь приближённно оценивается, как площадь эллипса $S_{\text{ЭР}} = \pi \rho'_{\text{мин}} \rho'_{\text{макс}}$ без вычисления интеграла (5). А значения $\varphi_{\text{мин}}$ и $\varphi_{\text{макс}}$ сразу определяют углы наклона главных осей эллипса разрешения.



а



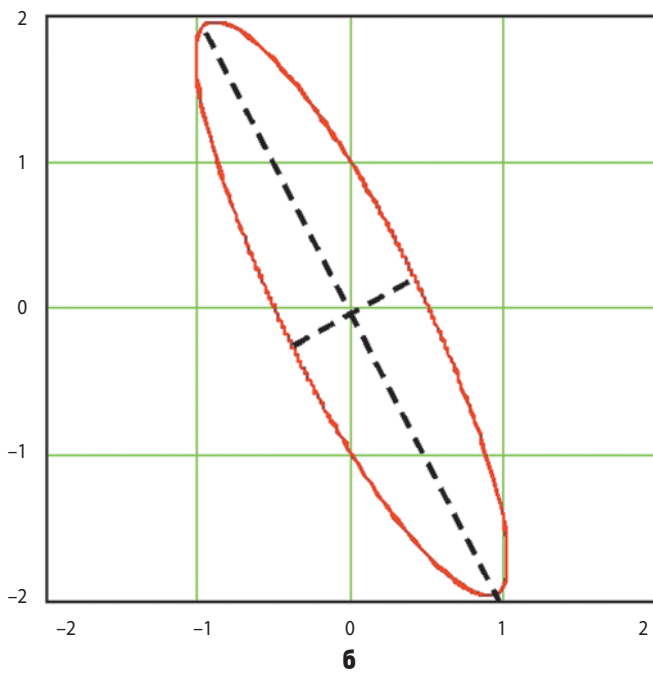
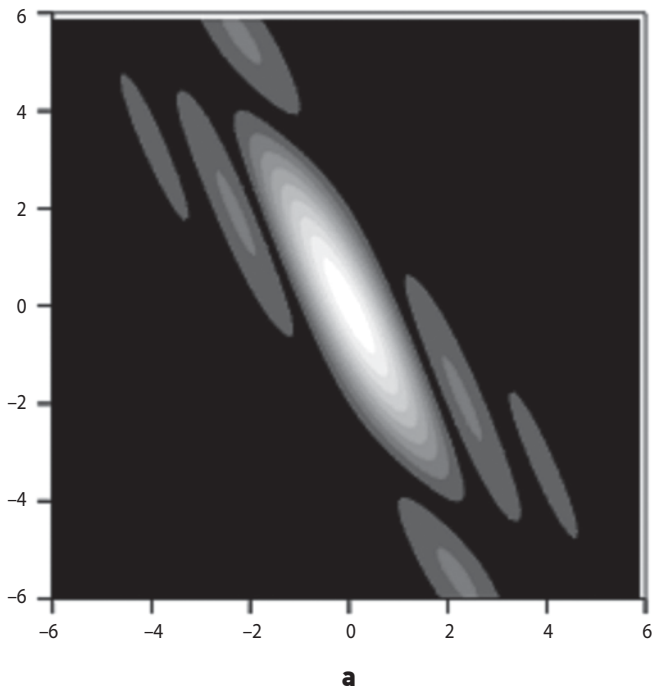
б

а – планарная проекция;

б – эллипс разрешения по уровню минус 3 дБ.

рисунок 2. Нормированная функция отклика на точечную цель при $\alpha = 0^\circ$, $\Omega = 90^\circ$, $\delta_n = 1$ м, $\delta_a = 2$ м

ГЕОМЕТРИЧЕСКОЕ РАЗРЕШЕНИЕ РСА, РАБОТАЮЩИХ В БИСТАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ С АКТИВНЫМ ОРБИТАЛЬНЫМ МОДУЛЕМ



а – планарная проекция;
б – эллипс разрешения по уровню минус 3 дБ.
рисунок 3. Нормированная функция отклика на точечную цель при $\alpha=20^\circ$, $\Omega=30^\circ$, $\delta_n=1$ м, $\delta_a=2$ м

В исходном варианте метода, опубликованном в (Cardillo G.P., 1990), площадь элемента разрешения предлагалось принимать равной площади параллелограмма, построенного на векторах градиентов, рисунок 1. И тогда

$$S_{\text{ЭР}} = \delta_n \delta_a / \sin \Omega, \quad (6)$$

где $\Omega = \arccos(\mathbf{e}_n \mathbf{e}_a)$ – угол между векторами градиентов. Очевидно, что $S_{\text{ЭР}} \rightarrow \infty$ при $\Omega=0^\circ$ и 180° независимо от значений δ_n и δ_a .

Положим для примера $\alpha=0^\circ$, $\Omega=90^\circ$, $\delta_n=1$ м, $\delta_a=2$ м и построим с помощью формулы (3) зависимости НФО на точечную цель, рисунок 2а, а также эллипс ГР по уровню -3 дБ, решая уравнение (4), рисунок 2б.

Из этого рисунка видим, что получены заданные значения разрешения (1 м и 2 м) по двум осям, а площадь фигуры оказалась равной 1.6 м^2 (при расчёте по формуле (6) имели бы 2.0 м^2).

Теперь зафиксируем разрешение РСА по направлению векторов \mathbf{e}_n и \mathbf{e}_a , но изменим углы $\alpha=20^\circ$, $\Omega=30^\circ$. Результаты расчёта изображены на рисунке 3. В этом случае оси эллипса разрешения наклонились и минимальное значение $\rho'_{\text{мин}}=0.46$ м достигается при $\varphi_{\text{мин}}=25^\circ$, а максимальное значение $\rho'_{\text{макс}}=2.17$ м – при $\varphi_{\text{макс}}=116^\circ$; площадь элемента разрешения стала равной 3.14 м^2 (при расчёте по формуле (6) получили бы 3.94 м^2). Итак, углы расположения ортогональных осей полученного эллипса ГР не совпадают с направлениями векторов градиентов. Изменились и значения разрешений. Если минимальное из них уменьшилось с 0.5 до 0.4 м, то максимальное – более чем удвоилось: с 1.0 до 2.17 м. Увеличилась, примерно, вдвое и площадь элемента разрешения.

Видимо, по этой причине в (Moccia A., Renga A., 2011) предложено $\Omega=30^\circ$ принимать в качестве минимально допустимого значения для угла между векторами проекций градиентов на плоскость, касательную к земной поверхности в точке наблюдения. Если согласиться с этим предложением, то для допустимого диапазона изменения угла между векторами градиентов можно принять интервал $\Omega=90^\circ \pm 60^\circ$, т.е. от 30° до 150° . В режиме бокового обзора $\Omega=90^\circ$. Это наилучший случай, когда векторы градиентов ортогональны и не происходит растягивание элемен-

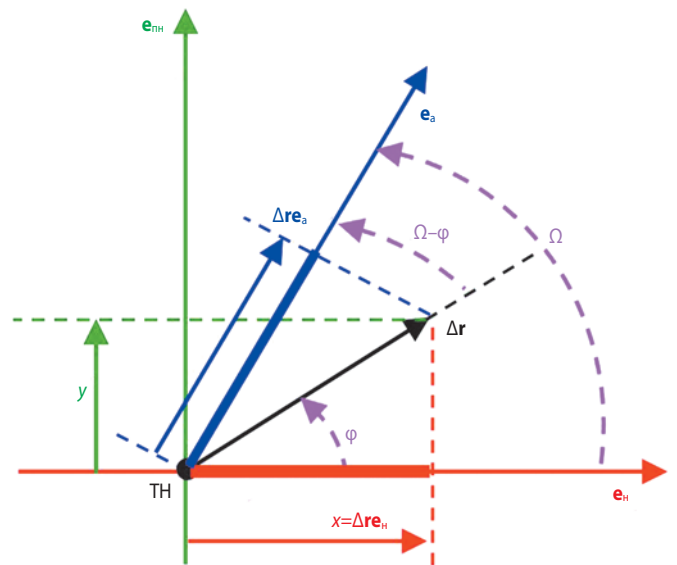


рисунок 4. Проекция вектора $\Delta \mathbf{r}$ отклонения текущей точки от точки наблюдения на плоскости с ортами \mathbf{e}_n и \mathbf{e}_{nh}

тов разрешения в косоугольной координатной сетке, приводящее к ухудшению ГР.

При найденных значениях δ_n , δ_a и Ω для сокращения машинного времени, затрачиваемого на решение уравнения (4), можно обратиться к прямому аналитическому методу оценки ГР и построения НФО. Он использован в статьях (Feng D. et al., 2017; Ke M. et al., 2018) для оценки ГР при двух конкретных вариантах реализации моностатической и бистатической систем соответственно. Сформулируем этот метод таким образом, чтобы его можно было применить к системам с произвольной бистатической конфигурацией расположения аппаратов. Обратимся к рисунку 4, на котором изображены проекции вектора $\Delta \mathbf{r}$ на оси \mathbf{e}_n и \mathbf{e}_a , а также на ось $\mathbf{e}_{\text{пн}}$, ортогональную по отношению к оси \mathbf{e}_n .

Проекцию $\Delta \mathbf{r}_{\text{пн}}$ обозначим через x , а проекцию $\Delta \mathbf{r}_{\text{е}_a}$ – через y . Из рисунка 4 следует, что $\Delta \mathbf{r}_{\text{е}_a} = |\Delta \mathbf{r}| \cos(\Omega - \varphi) = |\Delta \mathbf{r}| \cos \varphi \cos \Omega + |\Delta \mathbf{r}| \sin \varphi \sin \Omega = x \cos \Omega + y \sin \Omega$. Подставляя эти значения для $\Delta \mathbf{r}_{\text{пн}}$ и $\Delta \mathbf{r}_{\text{е}_a}$ в НФО, определяемую формулой (3), получим

$$F_{\text{лчм}} = \{\text{sinc}[\pi x / \delta_n]\} \{\text{sinc}[\pi(x \cos \Omega + y \sin \Omega) / \delta_a]\}.$$

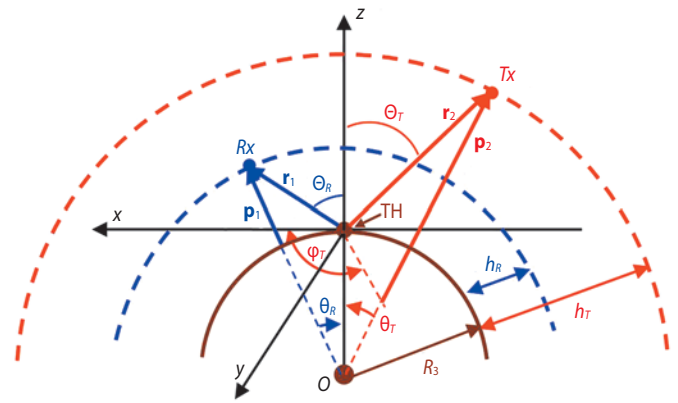
Форма среза НФО, определяемой этим соотношением, по уровню мощности -3 дБ (в относительных единицах по амплитуде 0.707) приближённо описывается эллипсом, которой задаётся уравнением $[Ax / (\delta_n/2)]^2 + [(Bx + Cy) / (\delta_a/2)]^2 \approx 1$, где $A=1$; $B=\cos \Omega$; $C=\sin \Omega$. Группируя в его левой части члены с переменными по x и y , получаем уравнение эллипса в общем виде $ax^2 + 2bxy + cy^2 - 1 = 0$, в котором $a=A^2(\delta_n/2)^{-2} + B^2(\delta_a/2)^{-2}$, $b=BC(\delta_a/2)^{-2}$, $c=C^2(\delta_a/2)^{-2}$. Используя стандартную процедуру приведения этой кривой 2-го порядка к каноническому виду $(X/A_1)^2 + (Y/A_2)^2 = 1$, получим выражения для размеров главных полуосей эллипса $A_{1,2}$, которые и определяют реальные минимальное и максимальное значения ГР локатора в ортогональных направлениях

$$A_{1,2} = 2^{1/2} \{ [a+c \pm [(a-c)^2 + 4b^2]^{1/2}] \}^{-1/2}.$$

1.3. Угловые параметры геометрии задачи

Формулы (1) и (2) для расчёта ГР локатора представлены в векторном виде. Эти векторы фиксируют в пространстве положения и скорости передатчика и приёмника, а также положение точки наблюдения. Взаимное расположение этих объектов удобно охарактеризовать угловыми параметрами. Поэтому прежде чем перейти к анализу конкретных примеров, обратимся к рисунку 5.

Введём прямоугольную декартову систему координат с центром в точке наблюдения в плоскости, касательной к ней. Как и в (Moccia A., Renga A., 2011), не ограничивая общности рассмотрения, будем полагать, что приёмная аппаратура Rx располагается в плоскости xz , а её носитель летит на высоте h_R . Орт



рисунку 5. Угловые параметры геометрии задачи

у совместно с ортами xz образует правую систему координат. Передающая аппаратура Tx установлена на платформе, летящей на высоте h_T . Углы падения волны на ТН обозначим через Θ_R и Θ_T . Угловую координату точки проекции Tx на земную поверхность по отношению к оси x обозначим через φ_T . Углы визирования Rx и Tx из центра Земли обозначим через θ_R и θ_T . Используя теорему о свойстве синусов углов треугольника, найдём их значения:

$$\theta_{R,T} = \Theta_{R,T} - \arcsin[(R_3 \sin \Theta_{R,T}) / (R_3 + h_{R,T})],$$

где R_3 – радиус Земли. В сферической системе координат (ССК), связанной с центром Земли, положения Rx и Tx определяются векторами

$$\mathbf{p}_{1,2} = (R_3 + h_{R,T}) \mathbf{e}_{(\theta_{R,T}, \varphi_{R,T})},$$

где \mathbf{e}_r – радиальный орт ССК $\mathbf{e}_r = (\sin \theta \cos \varphi, \sin \theta \sin \varphi, \cos \theta)^T$. В выбранной системе координат $\varphi_R = 0$, а положение точки наблюдения в системе координат, связанной с центром Земли, фиксируется радиус-вектором $\mathbf{r} = (0, 0, R_3)^T$. Поэтому в системе координат, связанной с ТН, положения Rx и Tx определяются как

$$\mathbf{r}_{1,2} = \mathbf{p}_{1,2} - \mathbf{r}.$$

Будем полагать, что единичные векторы проекций скоростей движения Rx и Tx на плоскость (x, y) определяются соотношением $\mathbf{e}_{\alpha_{1,2}} = \mathbf{e}_x \cos \alpha_{1,2} + \mathbf{e}_y \sin \alpha_{1,2}$. В режиме бокового обзора Rx в рассматриваемой системе координат $\alpha_1 = \pm 90^\circ$, а в режиме переднего (заднего) обзора α_1 равно нулю или 180° .

Для Tx , установленном на космическом аппарате (КА), вращающемся вокруг Земли по круговой орбите, в любой момент времени известны орты локальной системы координат \mathbf{e}_r , \mathbf{e}_θ и \mathbf{e}_φ (или некоторая другая ортогональная тройка ортов). Будем полагать, что скорость аппарата лежит в плоскости, касательной к \mathbf{e}_r , с ортами \mathbf{e}_θ и \mathbf{e}_φ . Пусть проекция \mathbf{v}_2 на плоскость (x, y) отстоит на угол $\Delta \alpha$ от проекции вектора скорости \mathbf{v}_1 на эту плоскость, т.е. $\alpha_2 = \alpha_1 + \Delta \alpha$. Проекция вектора \mathbf{e}_{α_2} на плоскость, касательную к траектории движения КА, $\mathbf{e}_{\alpha_2 \text{к}} = (\mathbf{e}_{\alpha_2} \cdot \mathbf{e}_\theta) \mathbf{e}_\theta + (\mathbf{e}_{\alpha_2} \cdot \mathbf{e}_\varphi) \mathbf{e}_\varphi$.

Для определения азимутального разрешения найдём разностные векторы $\Delta \mathbf{e}_{1,2} = \mathbf{e}_{1,2}^+ - \mathbf{e}_{1,2}^-$, где $\mathbf{e}_{1,2}^\pm = \mathbf{r}_{1,2}^\pm / |\mathbf{r}_{1,2}^\pm|^{-1}$, $\mathbf{r}_{1,2}^\pm = (\mathbf{r}_{1,2} \pm 0.5|\mathbf{v}_{1,2}|T_{\text{инт}}\mathbf{e}_{\alpha_{1,2k}})$. В этих формулах верхние индексы (\pm) означают, что соответствующие векторы определены в начальные ($-$) и конечные ($+$) моменты времени синтеза апертуры. Всего в рассматриваемой модели движения аппаратов нужно задать следующие десять параметров: $h_{R,T}$, $\Theta_{R,T}$, φ_T , $\alpha_{1,2}$, $v_{1,2}$, и $T_{\text{инт}}$.

Зеркальная точка, в которой разрешение по наклонной дальности $\delta_n \rightarrow \infty$, характеризуется следующим соотношением между введенными углами: $\Theta_T = \Theta_R$ и $\varphi_T = \varphi_R + 180^\circ$. И поскольку в выбранной системе координат $\varphi_R = 0$, то в данном случае $\varphi_T = 180^\circ$. Азимутальное разрешение будет отсутствовать ($\delta_a \rightarrow \infty$), если: во-первых, одновременно выполняются равенства $\alpha_1 = \varphi_R$ и $\alpha_2 = \varphi_T$, т.е. при одновременном движении аппаратов в режимах переднего или заднего обзора; во-вторых, если $\Delta \mathbf{e}_{1,G} = -\Delta \mathbf{e}_{2,G}$. Последнее равенство означает, что должно быть выполнено не только условие противоположной направленности векторов $\Delta \mathbf{e}_{1,G}$ и $\Delta \mathbf{e}_{2,G}$, но также и должны оказаться одинаковыми их модули, т.е. отношения $\chi_{1,2} = |\mathbf{v}_{1,2}|T_{\text{инт}} / (|\mathbf{r}_{1,2} \pm 0.5|\mathbf{v}_{1,2}|T_{\text{инт}}\mathbf{e}_{\alpha_{1,2k}}|)$. В РСА обычно длина синтезированной апертуры намного меньше, чем расстояние от аппарата до точки наблюдения. Поэтому $\chi_{1,2} \approx |\mathbf{v}_{1,2}|T_{\text{инт}} / (|\mathbf{r}_{1,2}|)$ и условие $\chi_1 = \chi_2$ окажется приближённо выполненным только, если $|\mathbf{v}_1|/|\mathbf{r}_1| = |\mathbf{v}_2|/|\mathbf{r}_2|$.

2. Примеры анализа геометрического разрешения в некоторых бистатистических системах

В моностатическом режиме работы РСА реализуется несколько вариантов обзора земной поверхности – детальный, маршрутный, обзорный, боковой и угловой боковой (Верба В.С. и др., 2010). Бистатистический режим открывает множество новых вариантов реализации работы системы (Zeng T., Cherniakov M. et al., 2005; Moccia A., Renga A., 2011). В этом разделе приведены результаты оценки ГР в бистатистических системах четырёх типов. Расчёты проведены с помощью специального программного комплекса для ЭВМ, алгоритмы для которого и вычислительные процедуры были разработаны с использованием приведённых выше соотношений.

2.1. Два аппарата летят над земной поверхностью на одинаковой высоте по параллельным траекториям

Этот случай детально рассмотрен в работе (Moccia A., Renga A., 2011), где показано, что в бистатистических интерферометрических системах, реализованных по этой схеме в аппаратуре COSMO-SkyMed и TerraSAR-X/F, геометрическое разрешение прак-

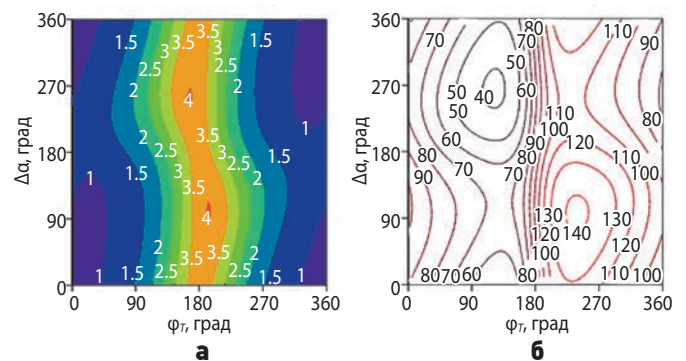
тически не отличается от разрешения в режиме бокового обзора. А угол между проекциями на земную поверхность градиентов расстояния по наклонной дальности и по доплеровской частоте Ω при полёте по орбите изменяется лишь в интервале от 85° до 91° .

2.2. Система космический аппарат – самолёт

Пусть самолёт, на котором установлена аппаратура Rx , как и в (Moccia A., Renga A., 2011), летит на высоте $h_1 = 1000$ м со скоростью $|\mathbf{v}_1| = 65$ м/с; угол падения волны с его борта на земную поверхность $\Theta_R = 55^\circ$, азимутальный угол $\varphi_R = 0^\circ$. Будем рассматривать два направления полёта аппарата относительно оси x при $\alpha_R = 90^\circ$ и $\alpha_R = 0^\circ$ при работе локатора в режимах бокового и переднего обзора местности. Для космического аппарата, на котором установлена аппаратура Tx , зададим следующие параметры: $h_2 = 600$ км, $|\mathbf{v}_2| = 7$ км/с, $\Theta_T = 30^\circ$; азимутальный угол φ_T и угол $\Delta\alpha$ между проекциями скоростей Rx и Tx будем изменять в интервалах от 0° до 360° . Время интегрирования сигнала $T_{\text{инт}} = 1$ с.

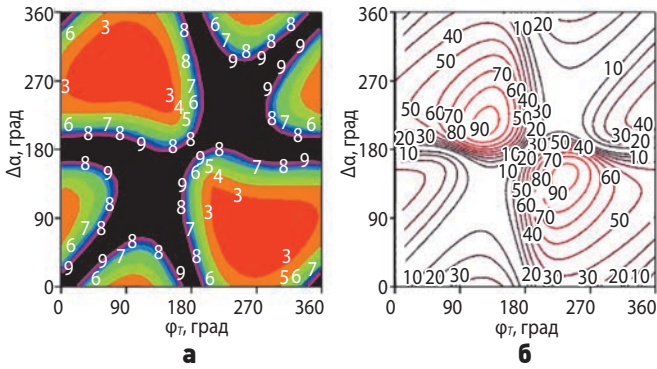
На рисунках 6а и 7а приведены графические иллюстрации, полученные по результатам расчётов зависимостей длины $\delta_{\text{макс}}$ большой оси эллипса геометрического разрешения локатора от угла φ_T между Rx и Tx и угловой разности $\Delta\alpha$ между направлениями их скоростей в режимах бокового и переднего обзора местности соответственно. На рисунках 6б и 7б изображены аналогичные зависимости для угла между векторами градиентов. На рисунках 6а и 7а области с различным значением $\delta_{\text{макс}}$ окрашены различными цветами, цифры указывают длину большой оси эллипса разрешения в этой области. На рисунках 6б и 7б значения Ω для наглядности представлены в виде линий равного уровня.

Анализируя полученные результаты, приходим к следующим выводам. В режиме бокового обзора при заданных параметрах системы максимальное



а – длина большой оси эллипса геометрического разрешения; **б** – угол между векторами градиентов.

рисунок 6. Зависимости параметров, характеризующих ГР РСА, от угла φ_T между Rx и Tx и угловой разности $\Delta\alpha$ между направлениями их скоростей в режиме бокового обзора



а – длина большой оси эллипса геометрического разрешения; **б** – угол между векторами градиентов.

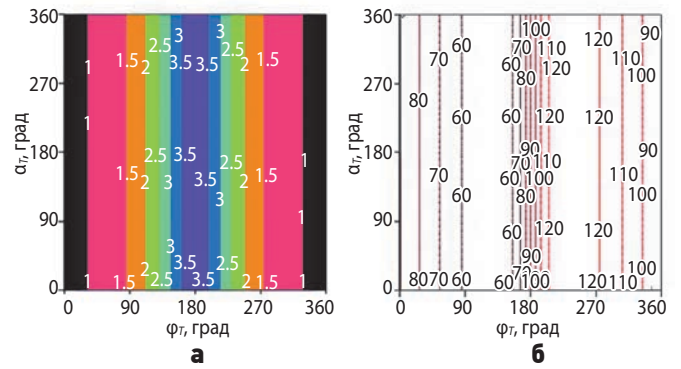
рисунок 7. Зависимости параметров, характеризующих ГР РСА, от угла φ_T между Rx и Tx и угловой разности $\Delta\alpha$ между направлениями их скоростей в режиме переднего обзора

значение большой оси эллипса геометрического разрешения не превысит 4 м и достигается оно при $\varphi_T=180^\circ$. Причём в этом режиме ГР мало зависит от угла α_T , определяющего направление скорости движения передающего модуля. Расчёты также показали следующий вполне ожидаемый результат. Если угол падения волны, приходящей от передатчика, приближается к углу отражения волны, направляющейся к приёмной антенне, то разрешение локатора ухудшается.

Из рисунка 7а следует, что при работе Rx в режиме переднего обзора в области с заливкой чёрного цвета длина большой оси эллипса геометрического разрешения превышает 10 м, а из кривых, приведённых на рисунке 7б, видно, что в этой области угол между векторами градиента, уменьшаясь, устремляется к нулю. По сути дела, рабочими угловыми областями являются лишь те, которые на рисунке 7а выделены красным и жёлтым цветом.

Даже если рассматривать только одну выходную характеристику локатора, его ГР, то из-за большого числа входных параметров задачи не представляется возможным выдать исчерпывающие рекомендации по оптимальному построению всех возможных конфигураций бистатической системы. При проектировании придётся проанализировать каждую из них в отдельности с целью выявления подходящего компромиссного варианта.

Общий же вывод состоит в том, что бистатическая система РСА этого типа, действительно, может работать не только в режиме бокового, но также и переднего (заднего) обзора местности, конечно, с заметным ухудшением геометрического разрешения, причём только в некоторых выделенных угловых областях. Поэтому геометрия сеансов съёмки должна быть предварительно тщательно спланирована с учётом углов падения волны, а также допустимой

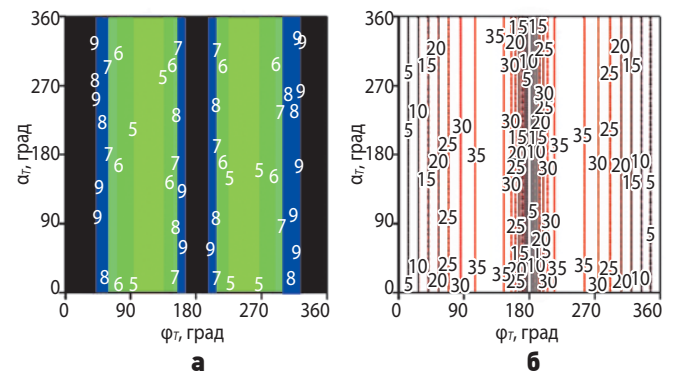


а – длина большой оси эллипса геометрического разрешения; **б** – угол между векторами градиентов.

рисунок 8. Зависимости параметров, характеризующих ГР РСА, от угла φ_T между Rx и Tx и угловой разности $\Delta\alpha$ между направлениями их скоростей в режиме бокового обзора

взаимной ориентации направлений скоростей Rx и Tx . Наконец, вовсе нельзя исключать из рассмотрения скошенные режимы обзора, промежуточные между боковым и передним (задним), в которых приемлемые по ГР области приближаются к областям ГР в режиме бокового обзора. Разработанная методика, разумеется, позволяет провести анализ ГР и для таких конфигураций системы.

Проанализируем ГР в бистатической системе КА – самолёт, когда КА движется по геосинхронной орбите на высоте 35870 км над земной поверхностью. При угле наклона плоскости его орбиты к плоскости экватора 60° скорость относительно поверхности Земли в зависимости от широты изменяется в интервале от 1.5 км/с до 3 км/с. Выберем минимальное значение 1.5 км/с и зафиксируем остальные параметры задачи теми же значениями, которые использовались в предыдущем примере. Результаты расчётов представлены на рисунках 8 и 9.

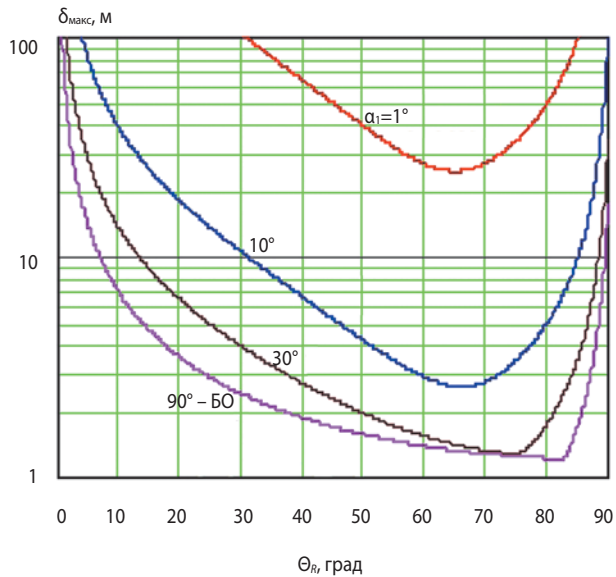


а – длина большой оси эллипса геометрического разрешения; **б** – угол между векторами градиентов.

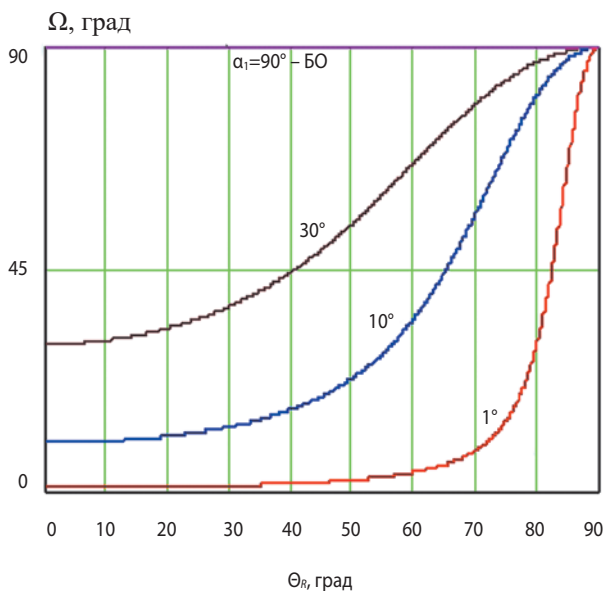
рисунок 9. Зависимости параметров, характеризующих ГР РСА, от угла φ_T между Rx и Tx и угловой разности $\Delta\alpha$ между направлениями их скоростей в режиме переднего обзора

ГЕОМЕТРИЧЕСКОЕ РАЗРЕШЕНИЕ РСА, РАБОТАЮЩИХ В БИСТАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ С АКТИВНЫМ ОРБИТАЛЬНЫМ МОДУЛЕМ

Главное наблюдаемое отличие от предыдущего примера состоит в том, что линии равных значений ГР и Ω выпрямились для обоих режимов обзора. Снова на рисунке 9а чёрным цветом выделены области, в которых Ω приближается к нулю, а ГР превышает 10 м. Разумеется, из-за упомянутого спрямления планировать сеанс работы такой системы оказывается проще, чем в предыдущем случае.



а



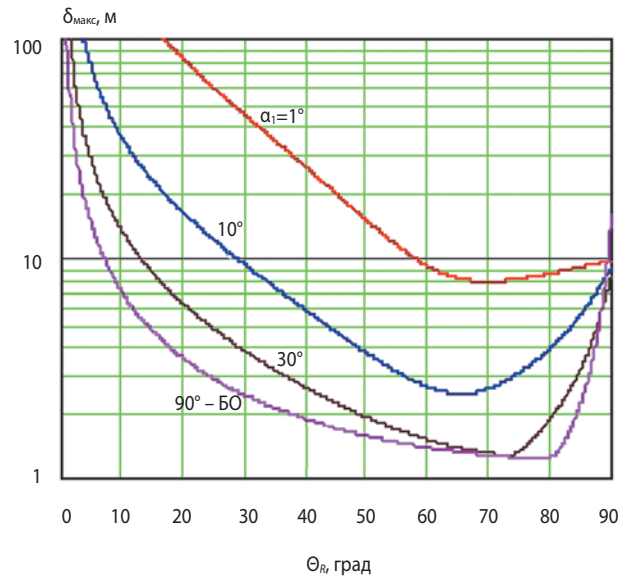
б

а – длина большой оси эллипса геометрического разрешения; **б** – угол между направлениями разрешения локатора на земной поверхности.

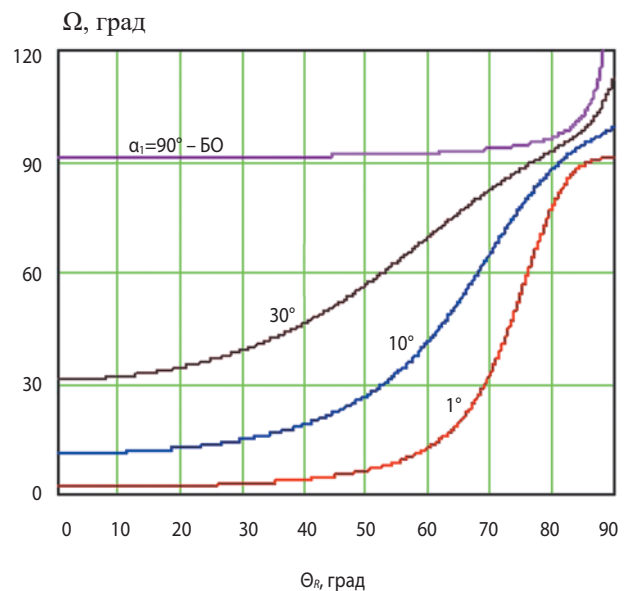
рисунок 10. Зависимости параметров, характеризующих ГР локатора от углового направления вектора скорости носителя приёмной аппаратуры

2.3. Передающий аппарат находится на геостационарной орбите, а приёмный – на самолёте

В этом режиме $v_1=0$, $\Theta_T=0$, следовательно параметр φ_T можно игнорировать. Поэтому исследуем зависимости длины большой оси эллипса разрешения δ_{\max} и угла Ω между направлениями разрешения локато-



а



б

а – длина большой оси эллипса геометрического разрешения; **б** – угол между направлениями разрешения локатора на земной поверхности.

рисунок 11. Зависимости параметров, характеризующих ГР локатора от углового направления вектора скорости носителя приёмной аппаратуры

ра на земной поверхности по наклонной дальности и доплеровской частоте от угла падения Θ_R волны со стороны R_x при нескольких значениях углового направления вектора скорости носителя приёмной аппаратуры локатора α_1 . Результаты представлены на рисунке 10. Время интегрирования увеличили до 3 с. Видим, что при работе системы в режиме бокового обзора δ_{\max} изменяется в диапазоне от 1.2 до 3 м, когда Θ_R находится в интервале 25...80°. По мере отклонения от бокового обзора разрешение ухудшается и допустимый интервал изменения углов падения сужается. В режимах прямого и заднего обзора $\delta_{\max} \rightarrow \infty$.

2.4. Передающий аппарат расположен на дирижабле или воздушном шаре, а приёмный – на малом летательном аппарате

В последние годы при мониторинге наземных объектов во время происшествий применяются малые бистатические системы, в которых аппаратура передатчика размещается на низколетящем медленно движущемся летательном аппарате (дирижабль, воздушный шар). Характеристики такой системы описаны и исследованы в статье (Moccia A., Renga A., 2011), однако в качестве параметра, по которому они оценивались, был взят только угол Ω между векторами градиентов. Результаты исследования самого ГР вдоль большой оси эллипса разрешения не были приведены. Восполним этот пробел. Выберем те же значения для λ_0 , Δf_m , $T_{\text{инт}}$, что и в предыдущем примере. Высота передатчика $h_T=20$ км, его скорость 20 м/с, высота приёмной аппаратуры 2 км, её скорость 100 м/с. Результаты расчёта в виде кривых, аналогичных тем, которые приведены на рисунке 10, изображены на рисунке 11.

Видим, что отличие между ГР в двух последних режимах начинает наблюдаться только при приближении к прямому (заднему) обзору, т.е. по разрешающей способности системы почти идентичны. Разумеется, ширина полосы обзора при низколетящем передатчике значительно меньше, но данная система и служит лишь целям локального мониторинга объектов.

заключение

В данной статье разработана методика анализа геометрического разрешения в бистатических системах РСА различного типа. Она реализована в виде набора алгоритмов и программного комплекса, позволяющего быстро получать расчётные результаты и отображать их в наглядном двух- и трёхмерном виде на экране монитора ЭВМ. Наличие данной методики позволяет при формировании облика радиолокатора

оперативно анализировать геометрическое разрешение при различных комбинациях параметров системы, тем самым упрощая и ускоряя процесс выбора оптимального варианта её построения.

список литературы

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Методика расчёта зависимости базовых параметров космических радиолокаторов с синтезированной апертурой от высоты полёта и наклона плоскости орбиты носителя // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 80-87.

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.

Cardillo G.P. On the use of the gradient to determine bistatic SAR resolution // Proc. IEEE Antennas Propag. Soc. Int. Symp., Dallas. 1990. P. 1032-1035.

Cherniakov M. Bistatic radar: emerging technology. John Wiley & Sons, 2008. 418 p.

Ding Z., Yin W., Zeng T., Long T. Radar Parameter Design for Geosynchronous SAR in Squint Mode and Elliptical Orbit // IEEE Journal Of Selected Topics In Applied Earth Observations And Remote Sensing. 2016. Vol. 9, № 6. P. 2720-2732.

Feng D., An D., Huang X. Spatial Resolution Analysis for Ultrawideband Bistatic Forward-Looking SAR // IEEE Geoscience And Remote Sensing Letters. 2017. Vol. 14, № 6. P. 974-978.

Ke M., Yin W., Zhang T.I., Yang Y., Ding Z. Resolution analysis for geostationary spaceborne-airborne bistatic forward-looking SAR // IET International Radar Conference (IRC 2018). 2018. P. 599-6002.

Moccia A., Renga A. Spatial resolution of bistatic synthetic aperture radar: Impact of acquisition geometry on imaging performance // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens. 2011. Vol. 49, № 10. P. 3487-3503.

Vu V.T., Pettersson M.I. Derivation of Bistatic SAR Resolution Equations Based on Backprojection // IEEE Geoscience And Remote Sensing Letters. 2018. Vol. 15, № 5. P. 694-698.

Zeng T., Cherniakov M., Long T. Generalized approach to resolution analysis in BSAR // IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 2005. Vol. 41, № 2. P. 461-474.

Статья поступила в редакцию 13.05.2020

Статья после доработки 14.05.2020

Статья принята к публикации 14.05.2020

ИССЛЕДОВАНИЕ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРАКТА ОХЛАЖДЕНИЯ ЖРД ДЛЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

STUDY OF THE HYDRAULIC PERFORMANCES OF THE PERSPECTIVE PATH OF THE LPS COOLING FOR THE SPACECRAFT PROPULSION SYSTEMS



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



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



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

Рассмотрен новый метод охлаждения жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с использованием принципа межканального движения теплоносителя сквозь пористый металлический сетчатый материал. Теоретически обоснована необходимость перехода от одномерного (продольно-канального) к двумерному (межканальному) межсеточному движению теплоносителя сквозь пористый металлический сетчатый материал. Представлены экспериментальные данные по гидравлическому сопротивлению в пористых металлических сетчатых материалах.

Ключевые слова: охлаждение ЖРД; межканальное движение; диффузионная сварка в вакууме металлических тканых сеток; металлический сетчатый материал; гидравлическое сопротивление.

DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.010

ВВЕДЕНИЕ

Как известно, регенеративная система охлаждения ЖРД с продольными фрезерованными каналами достигла своего совершенства. Вследствие высоких удельных тепловых потоков в стенку камеры сгорания, для поддержания температуры стенки, не пре-

A new method of the liquid propulsion systems (LPS) cooling is considered using a principle of the heat transfer agent inter-channel motion through a porous metallic mesh material. Theoretically a necessity of conversion from single-dimensional (longitudinal channel) to two-dimensional (inter-channel) inter-mesh motion of the heat transfer agent through the porous metallic mesh material is justified. The experimental data on the hydraulic resistance in the porous metallic mesh materials are presented.

Key words: LPS cooling; inter-channel motion; diffusion welding of the metallic fabric meshes in vacuum; metallic mesh material; hydraulic resistance.

вышающей предельно допустимую, необходимо обеспечить высокую скорость прокачки теплоносителя, что, в свою очередь, приводит к большим гидравлическим потерям и увеличению общей массы двигательной установки (ДУ).

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.

Не подлежит обсуждению, что снижение массогабаритных характеристик ДУ космических аппаратов обеспечивает, при прочих равных условиях, увеличение массы полезной нагрузки.

Доказано, что заполнение теплообменного тракта ЖРД пористым высокотеплопроводным металлическим сетчатым материалом (МСМ) с малым термическим сопротивлением между ним и стенкой камеры сгорания максимально интенсифицирует теплообмен (Поляев В.М. и др., 1976). Кроме того, МСМ увеличивает прочность и жёсткость конструкции камеры сгорания.

Однако одной из главных причин ограниченного применения МСМ в системе охлаждения ЖРД является его высокое гидравлическое сопротивление при большой протяжённости теплообменного тракта (Пористые проницаемые материалы, 1987). Поэтому возникает необходимость перехода к другой схеме движения теплоносителя сквозь МСМ, сочетающей в себе высокую теплоотдачу при относительно малых гидравлических потерях в теплообменном тракте.

1. Теплообменный тракт с межканальным движением теплоносителя

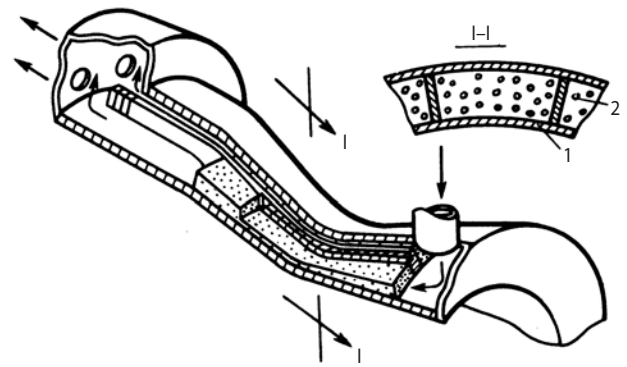
Применение в регенеративной системе охлаждения пористых металлических материалов при одномерном продольном движении теплоносителя (рисунок 1) ещё больше увеличивает гидравлическое сопротивление по сравнению с фрезерованными каналами, однако при этом интенсификация теплообмена в тракте охлаждения достигает максимальной величины (Поляев В.М. и др., 1988).

При сохранении геометрии теплообменного тракта можно снизить потери давления, если перейти от общеизвестного продольно-канального (П-К) движения теплоносителя к межканальному двумерному межсеточному движению теплоносителя сквозь металлический сетчатый материал.

МСМ, изготовленный методом диффузионной сварки в вакууме высокотеплопроводных металлических тканых фильтровых сеток (Капралов Б.П., Сигачев А.П., 1981), обладает самой высокой прочностью среди пористых металлических проницаемых материалов, интенсивным объёмным внутрипоровым теплообменом, прогнозируемостью и стабильностью гидравлических характеристик (Научные основы технологий 21 века, 2000).

На рисунке 2 представлена схема движения теплоносителя в цилиндрическом тракте с межканальным движением теплоносителя (МКДТ) сквозь МСМ.

Теплоноситель из подводящего коллектора 1 поступает в подводящие каналы 3, продольно расположенные в осесимметричной наружной оболочке 2 тракта, заполняет их и под действием перепада давления движется сквозь МСМ 4 в соседние отводящие



- 1 – внутренняя стенка камеры;
2 – пористый металлический материал.

рисунок 1. Регенеративная система охлаждения ЖРД с пористым материалом и одномерным (продольно-канальным) движением теплоносителя

каналы 5. Внутренняя оболочка 6 и торцы каналов непроницаемы. Из отводящих каналов теплоноситель поступает в сборный коллектор 7. Подводящие и отводящие каналы чередуются и расположены симметрично относительно друг друга. Изменяя число каналов, можно добиться допустимых потерь давления и скоростей движения теплоносителя, не увеличивая толщину пористой вставки. Расстояние между подводящими и отводящими каналами может быть соизмеримо с толщиной пористого металлического материала (шириной кольцевой щели).

Таким образом, при сохранении геометрии тракта резко уменьшается путь движения теплоносителя сквозь МСМ, увеличивается площадь его проходного сечения, что приводит к уменьшению скорости движения и гидравлических потерь.

На рисунке 3 представлена принципиальная схема регенеративной системы охлаждения камеры ЖРД с МКДТ.

Регенеративный тракт охлаждения ЖРД с межканальным движением теплоносителя сквозь МСМ – это конструкция, где нагрузка от тонкой (0,2–0,8 мм)

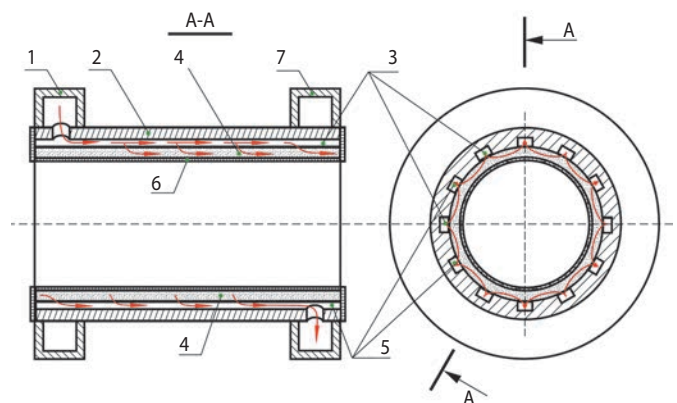


рисунок 2. Схема движения теплоносителя в цилиндрическом тракте с МКДТ сквозь МСМ

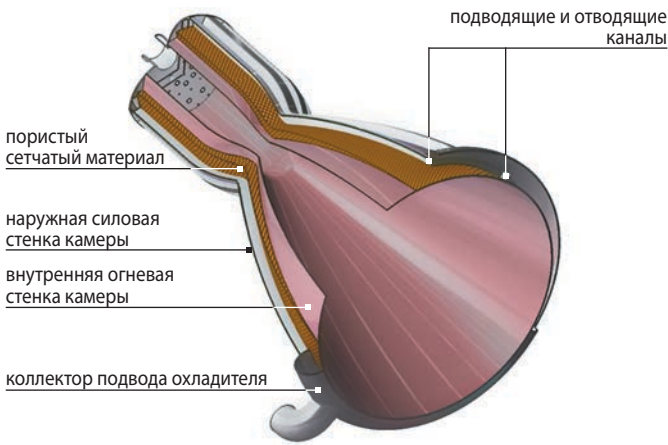


рисунок 3. Разрез камеры ЖРД с межканальным движением теплоносителя

внутренней непроницаемой стенки передаётся наружной силовой стенке через МСМ, жёстко связанный с обеими оболочками. Поверхность теплообмена между МСМ и теплоносителем при этом достигает максимально возможной величины.

2. Теоретическое обоснование необходимости перехода от одномерного (продольно-канального) к двумерному (межканальному) межсеточному движению теплоносителя сквозь металлический сетчатый материал

МСМ начинают активно использоваться в ДУ космического назначения на базе ЖРД в качестве фильтров, капиллярно-заборных устройств (Ягодников Д.А. и др., 2017), а также при изготовлении проницаемых огневых днищ смесительных головок камер сгорания (Тимнат И., 1990).

Но в качестве теплообменного элемента в проточной системе охлаждения ЖРД МСМ не пока не применяются из-за экстремальных гидравлических потерь, связанных с большими продольными габаритами камеры сгорания. Однако есть способ уменьшения потерь давления в проточном тракте, подробно описанный в (Пелевин Ф.В. и др., 2019).

Анализ модифицированного уравнения Дарси

$$-dP/dZ = \alpha \mu w + \beta \rho w^2, \quad (1)$$

где P – давление; Z – координата (путь движения теплоносителя); w – скорость движения теплоносителя; ρ – плотность; μ – коэффициент динамической вязкости теплоносителя; α , β – вязкостный и инерционный коэффициенты сопротивления МСМ, показывает, что для снижения потерь давления в пористом теплообменном тракте надо уменьшить скорость движения теплоносителя (на порядок и более), сократить путь его движения сквозь МСМ и уменьшить коэффициенты сопротивления.

При переходе от продольно-канального движения теплоносителя в кольцевом тракте длиной L и шириной δ , заполненном МСМ, к межканальному движению теплоносителя путь движения теплоносителя сквозь МСМ l уменьшается в L/l раз. Если $L \gg l$, то затраты мощности на прокачку теплоносителя сквозь МСМ в тракте с МКДТ будут несоизмеримо малы по сравнению с затратами мощности при одномерном движении теплоносителя сквозь кольцевой щелевой канал, заполненный МСМ.

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

$$\frac{\Delta p_{\text{П-К,МСМ}}}{\Delta p_{\text{МКДТ}}} = \frac{\xi_{\text{МСМ}} L^3}{\xi_{\text{МКДТ,МСМ}} l^3},$$

где $\Delta p_{\text{П-К,МСМ}}$ – потери давления в кольцевой щели, заполненной МСМ, при П-К движении теплоносителя; $\Delta p_{\text{МКДТ}}$ – потери давления в кольцевой щели, заполненной МСМ, при межканальном движении теплоносителя; $\xi_{\text{МСМ}}$ – коэффициент гидравлического сопротивления МСМ при П-К движении теплоносителя; $\xi_{\text{МКДТ,МСМ}}$ – коэффициент гидравлического сопротивления МСМ при МКДТ.

Коэффициент гидравлического сопротивления $\xi_{\text{МСМ}}$ определяется по формуле Дарси

$$\xi_{\text{МСМ}} = \frac{2\Delta p_{\text{П-К,МСМ}} d_{\text{эКВ}}}{L \rho w^2}.$$

Коэффициент гидравлического сопротивления $\xi_{\text{МКДТ,МСМ}}$ также определяется по формуле Дарси, но площадь проходного сечения $F_{\text{пр}}$ будет равна не площади кольцевого канала, заполненного МСМ, как при П-К движении, а

$$F_{\text{пр}} = NL\delta,$$

где N – число подводящих и отводящих каналов, что при одинаковом расходе приведёт к уменьшению скорости теплоносителя.

Если кольцевой щелевой канал не заполнен МСМ, то отношение потерь давления

$$\frac{\Delta p_{\text{П-К}}}{\Delta p_{\text{МКДТ,МСМ}}} = \frac{\xi_{\text{П-К}} L^3}{\xi_{\text{МКДТ,МСМ}} l^3},$$

где $\Delta p_{\text{П-К}}$ – потери давления в кольцевом щелевом канале при П-К движении теплоносителя; $\xi_{\text{П-К}}$ – коэффициент гидравлического сопротивления кольцевой щели.

При турбулентном режиме МКДТ сквозь МСМ, характерном для системы охлаждения ЖРД, уравнение (1) упрощается:

$$\Delta P/l = \beta \rho w^2.$$

Выигрыш в скорости движения теплоносителя в тракте с МКДТ по сравнению с продольно-каналь-

ным движением сквозь МСМ при одинаковых Δp , β , ρ равен

$$W_{\text{МКДТ}}/W_{\text{П-К}}=(L/l)^{0,5},$$

но, если учесть, что МСМ – это анизотропный материал и инерционный коэффициент его сопротивления β при межканальном межсеточном движении меньше в разы, чем при П-К движении теплоносителя ортогонально плоскости сеток, то увеличение скорости будет ещё больше.

Важным преимуществом тракта с МКДТ сквозь МСМ по сравнению с продольно-канальным является то, что площадь проходного сечения тракта возрастает не за счёт увеличения его поперечных габаритов (толщины МСМ δ и среднего диаметра пористого материала $d_{\text{ср}}$), а за счёт большого числа подводящих и отводящих каналов N .

Из уравнения неразрывности следует, что при постоянном секундном массовом расходе теплоносителя \dot{m} и плотности ρ в пористых трактах с МКДТ скорость движения теплоносителя сквозь МСМ уменьшается, так как площадь проходного сечения тракта с МКДТ $F_{\text{пр.МКДТ}}$ увеличивается по сравнению с площадью проходного кольцевого тракта $F_{\text{пр.П-К}}$

$$F_{\text{пр.МКДТ}} = \frac{L\delta\pi d_{\text{ср}}}{l} = (L/l)F_{\text{пр.П-К}},$$

где $d_{\text{ср}}$ – средний диаметр пористого металла,

$$N = \frac{\pi d_{\text{ср}}}{l}.$$

Изменяя число каналов N , можно добиться необходимого значения потерь давления, не увеличивая толщину пористого материала δ .

Потери давления при межканальном движении теплоносителя сквозь МСМ могут быть меньше, чем у оребренного тракта или тракта с компланарными каналами (Пелевин Ф.В. и др., 2015), несмотря на то, что коэффициент гидравлического сопротивления $\xi_{\text{МСМ}}$ пористого материала на несколько порядков больше $\xi_{\text{гл}}$ оребренного гладкого канала. Это достигается за счёт меньшей скорости и меньшего пути движения теплоносителя сквозь МСМ l по сравнению со скоростью в оребренном тракте охлаждения ЖРД длиной L .

Кроме того, при межканальной схеме происходит межсеточное (\parallel) движение теплоносителя, что приводит к дополнительному снижению гидравлических потерь.

Для эффективной работы теплообменного тракта с МКДТ пористый сетчатый материал должен обладать следующими свойствами:

1. Минимальным гидравлическим сопротивлением в направлении движения теплоносителя.
2. Высокой теплопроводностью в направлении теплового потока.
3. Высокой удельной прочностью, необходимой при изготовлении тонкостенных (2–5 мм) протяжённых осесимметричных оболочек.
4. Равномерной стабильной проницаемостью.

МСМ из тканых фильтровых сеток, в отличие от других пористых проницаемых материалов, обладают регулярной структурой и стабильным гидравлическим сопротивлением, так как изготавливаются методом диффузионно-вакуумной сварки при определённой их укладке.

3. Результаты экспериментальных исследований гидравлического сопротивления МСМ

Анализируя результаты гидравлического сопротивления МСМ при одномерной и двумерной фильтрации теплоносителя, можно отметить, что МСМ, изготовленные из тканых фильтровых сеток, являются анизотропными материалами (Пелевин Ф.В., 2016). При одинаковой пористости гидравлическое сопротивление, теплопроводность, прочность вдоль слоёв сеток и поперёк их плоскости различны, поэтому в теплообменном тракте камеры сгорания ЖРД с МКДТ анизотропия свойств МСМ и используется для уменьшения гидравлических потерь.

Например, для МСМ из тканой полотняной фильтровой сетки П60 с пористостью $\Pi=0,48$ отношение вязкостных и инерционных коэффициентов МСМ $\alpha_{\perp}/\alpha_{\parallel}$ и $\beta_{\perp}/\beta_{\parallel}$ при фильтрации теплоносителя ортогонально к плоскости сварки сеток (\perp) и при межсеточной фильтрации (\parallel) составило $\alpha_{\perp}/\alpha_{\parallel}=2,7$ и $\beta_{\perp}/\beta_{\parallel}=2,4$.

Для каждого типа сетки (полотняного, саржевого переплетения и др.) получены свои экспериментальные зависимости вязкостных и инерционных коэффициентов сопротивления МСМ от пористости. Так, для МСМ из полотняной сетки П60 получены следующие зависимости для вязкостного и инерционного коэффициентов сопротивления с восстановленной проницаемостью после механической обработки при межсеточной фильтрации теплоносителя:

$$\alpha = (-5,148 \cdot \Pi^4 + 7,917 \cdot \Pi^3 - 4,409 \cdot \Pi^2 + 1,034 \cdot \Pi - 0,0824) \times 10^{13};$$

$$\beta = (3,345 \cdot \Pi^4 - 5,232 \cdot \Pi^3 + 3,022 \cdot \Pi^2 - 0,7718 \cdot \Pi + 0,07531) \times 10^8,$$

где пористость МСМ $\Pi=0,291-0,476$.

По сравнению с пористыми порошковыми металлами коэффициенты сопротивления МСМ α и β из тканой фильтровой полотняной сетки П24 – П60 и межсеточной фильтрации теплоносителя при одинаковой пористости меньше в 10 и более раз. Это можно объяснить низкой шероховатостью ($1 \cdot 10^{-6}$ м) холоднокатаной проволоки, меньшей извилистостью поровых каналов и регулярностью структуры сеток.

Такое значительное уменьшение коэффициентов сопротивления резко увеличивает эффективность теплообмена и ставит пористый теплообменный тракт с МКДТ и межсеточной фильтрацией теплоносителя на первые позиции.

Так же, как и для других пористых материалов, гидравлическое сопротивление МСМ при межсеточной фильтрации теплоносителя уменьшается с увеличением пористости образцов.

О зависимости проницаемости пористого материала от размеров пор упоминается, в частности, в (Запонов А.Э. и др., 2019).

Так, увеличение пористости с 0,29 до 0,48 для МСМ из сетки П60 приводит к уменьшению коэффициентов сопротивления α и β на порядок. Очевидно, что для уменьшения потерь давления в теплообменном пористом тракте или для увеличения скорости движения теплоносителя при заданном ΔP необходимо применять МСМ с максимально большой пористостью, которая ограничена пористостью исходной сетки и прочностными требованиями, предъявляемыми к материалу. Чтобы получить МСМ с большой пористостью и малым гидравлическим сопротивлением, необходимо использовать крупнопористые фильтровые полотняные сетки типа П60 – П24 с пористостью 0,65–0,71, что позволяет изготовить МСМ пористостью 0,4–0,5.

Гидравлическое сопротивление МСМ зависит не только от пористости, но и от типа сетки. Для исследования влияния типа сетки на гидравлические сопротивления МСМ при одинаковой пористости изготовлены и испытаны образцы из нержавеющей полотняной сетки П60 и саржевой сетки С120.

При одинаковой пористости ($P \approx 0,3$) гидравлическое сопротивление МСМ при межсеточной фильтрации теплоносителя из более крупнопористой полотняной сетки П60 меньше, чем из сетки С120:

$$\frac{\alpha_{C120}}{\alpha_{П60}} = 3,9; \quad \frac{\beta_{C120}}{\beta_{П60}} = 2,3.$$

МСМ из саржевой сетки С120 имеет более сложную внутреннюю структуру с высокоразвитой поверхностью. При использовании МСМ из ещё более мелкопористой саржевой сетки С600/2200 с пористостью образцов 0,2–0,22 наблюдается дальнейшее увеличение гидравлического сопротивления:

$$\frac{\alpha_{C600}}{\alpha_{П60}} = 7; \quad \frac{\beta_{C600}}{\beta_{П60}} = 92.$$

Поэтому применение крупнопористой фильтровой сетки полотняного переплетения П60 по сравнению с саржевыми сетками для изготовления МСМ выгодно по двум причинам:

- 1 – меньшее гидравлическое сопротивление при одинаковой пористости;
- 2 – возможность получения МСМ с высокой пористостью.

Следует отметить, что пористые сетчатые материалы после механической обработки имеют повышенное гидравлическое сопротивление за счёт затирания пор инструментом.

В таблице представлены экспериментальные данные для образцов без вскрытия пористости. Значительное увеличение коэффициентов сопротивления после механической обработки наблюдается у образцов с малой пористостью ($P=0,214$). С увеличением пористости МСМ разница в гидравлическом сопротивлении уменьшается. Для МСМ из сетки П24 при межсеточной фильтрации после механической обработки (без вскрытия пористости) получены зависимости коэффициентов сопротивления от пористости

$$\alpha = 6,651 \cdot 10^7 \cdot P^{-5,479};$$

$$\beta = 173,68 \cdot P^{-5,993},$$

где пористость МСМ изменяется в пределах 0,214–0,386.

таблица – Коэффициенты сопротивления МСМ без вскрытия пористости

пористость МСМ	тип сетки	направление фильтрации	$\alpha, \text{м}^{-2} \cdot 10^{-9}$	$\beta, \text{м}^{-1} \cdot 10^{-4}$
0,214	П24		241	208
0,247	П24		199,5	63
0,386	П24		11,36	5,48

Необходимо поэтому проводить восстановление проницаемости обработанной пористой поверхности. Если это невозможно, то рекомендуется использовать только МСМ с пористостью, близкой к пористости исходной сетки.

Коэффициенты сопротивления МСМ из сетки П60 с восстановленной проницаемостью при межсеточной фильтрации теплоносителя можно обобщить полиномом четвёртой степени:

$$\alpha = (-5,148 \cdot P^4 + 7,917 \cdot P^3 - 4,409 \cdot P^2 + 1,034 \cdot P - 0,0824) \times 10^{13};$$

$$\beta = (3,345 \cdot P^4 - 5,232 \cdot P^3 + 3,022 \cdot P^2 - 0,7718 \cdot P + 0,07531) \times 10^8,$$

где пористость $P=0,291-0,476$.

Для МСМ из сетки П24 при межсеточной фильтрации теплоносителя получены следующие зависимости:

$$\alpha = 1,439 \cdot 10^8 \cdot P^{-4,403};$$

$$\beta = (-8,9857 \cdot P^4 + 12,06 \cdot P^3 - 5,812 \cdot P^2 + 1,159 \cdot P - 0,07546) \times 10^8,$$

где пористость $P=0,214-0,412$.

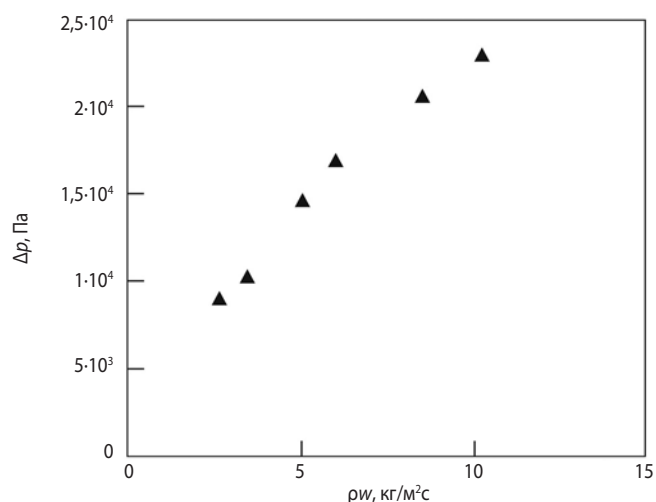
Результаты исследования гидравлического сопротивления для МСМ из сетки П24 при ортогональной фильтрации теплоносителя можно обобщить зависимостями

$$\alpha = 5,888 \cdot 10^8 \cdot P^{-3,779};$$

$$\beta = 516,75 \cdot P^{-5,507},$$

где пористость $P=0,214-0,412$.

Таким образом, экспериментально доказано, что пористые сетчатые материалы, изготовленные методом диффузионной сварки в вакууме тканых полотняных фильтровых сеток типа П24, П60, при межсеточной фильтрации теплоносителя имеют минимальные ко-



рисунк 4. Потери давления в тракте охлаждения камеры ЖРД с МКДТ

эффективности сопротивления по сравнению с другими МСМ, изготовленными из других типов сеток.

Восстановление проницаемости МСМ после механической обработки поверхности уменьшает вязкостный и инерционный коэффициенты его сопротивления.

Установлена анизотропия гидравлических свойств МСМ, что необходимо учитывать при проектировании тепловой защиты камеры ЖРД.

На основании разработанной технологии была изготовлена и испытана камера ЖРД с межканальным движением теплоносителя сквозь металлический сетчатый материал.

Потери давления в тракте охлаждения опытной камеры ЖРД с МКДТ (профиль опытной камеры полностью соответствует профилю штатной камеры с фрезерованными каналами) при гидравлических испытаниях (вода) показаны на рисунке 4.

Расход воды при этом соответствовал расходу жидкого теплоносителя в камере прототипа. Как видно из полученных результатов, потери давления в тракте охлаждения опытной камеры ЖРД с МКДТ невелики, хотя пористость МСМ не самая большая ($P=0,32$).

заключение

Разработан новый способ охлаждения ЖРД с использованием принципа межканального движения теплоносителя сквозь пористый металлический сетчатый материал, позволяющий повысить надёжность работы двигателя.

Экспериментально подтверждена возможность создания малоперепадного пористого теплообменного тракта.

Оптимальное сочетание высокой прочности, малого гидравлического сопротивления, стабильности коэффициентов сопротивления позволяет рекомендовать металлический сетчатый материал, изготовленный диффузионной сваркой в вакууме тканых

фильтровых сеток, для использования в регенеративной системе охлаждения ЖРД с межканальным движением теплоносителя.

Уменьшение гидравлических потерь в проточном тракте системы охлаждения, доказанное теоретически и экспериментально, улучшит массогабаритные характеристики перспективных ДУ космического назначения.

список литературы

Запонов А.Э., Сахаров М.В., Глазунов В.А., Тришин Р.А. Математическая модель движения газообразных продуктов термического разложения композиционных материалов по пористому каркасу в условиях воздействия интенсивных тепловых потоков на посадочные космические аппараты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 48-52.

Капралов Б.П., Сигачев А.П. Новые возможности диффузионно-вакуумной технологии // Производственно-технологический опыт. 1981. № 11. С. 20-35.

Научные основы технологий 21 века / Под общ. ред. А.И. Леонтьева, Н.Н. Пилюгина, Ю.В. Полежаева, В.М. Поляева. М.: УНПЦ «ЭНЕРГОМАШ» МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. 136 с.

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

Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Шацкий О.Е., Лоханов И.В. Снижение гидравлических потерь в реакторе с шаровой засыпкой для ядерных энергодвигательных установок перспективных космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 57-63.

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.

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., Харыбин Э.В. и др. Интенсификация теплообмена в кольцевом канале // Изв. вузов. Машиностроение. 1976. № 2. С. 86-89.

Пористые проницаемые материалы: справ. изд. / Под ред. С.В. Белова. М.: Металлургия, 1987. 335 с.

Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе. М.: Мир, 1990. 294 с.

Ягодников Д.А., Сапожников В.Б., Лоханов И.В. и др. Экспериментальное и методическое обеспечение исследования гидродинамических процессов в топливных баках с капиллярными системами отбора криогенных компонентов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 36-42.

Статья поступила в редакцию 16.06.2020

Статья после доработки 16.06.2020

Статья принята к публикации 16.06.2020

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

технический редактор А.В. Савченко

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

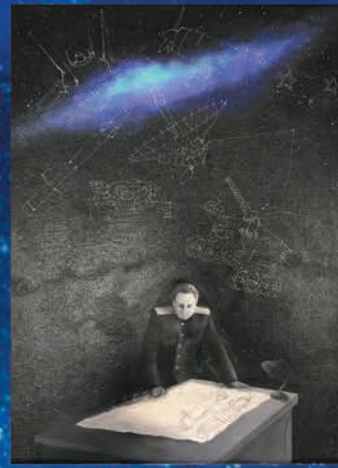
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 30.06.2020. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 10,5 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 НПОЛ прошёл
КОНКУРС
РИСУНКОВ
сотрудников,
посвящённый
120-летию
Семёна
Алексеевича
ЛАВОЧКИНА

Научная проектно-конструкторская школа Бабакина и коллектив НПО имени Семёна Алексеевича Лавочкина показали свой высокий профессионализм и эффективность, создавая уникальные всемирно известные межпланетные станции, астрофизические обсерватории, искусственные спутники Земли, космических роботов, средства выведения (всего успешных запусков: более 165 космических аппаратов и 352 разгонных блока).

45 лет

8 и 14 июня
1975 года

ЗАПУСКА АМС ВЕНЕРА-9 -10

ВПЕРВЫЕ создана станция для полётов к Венере, способная проводить глобальные исследования планеты с орбиты её искусственного спутника, а также детальные исследования атмосферы и поверхности

ВПЕРВЫЕ получены панорамы поверхности Венеры в местах посадки

