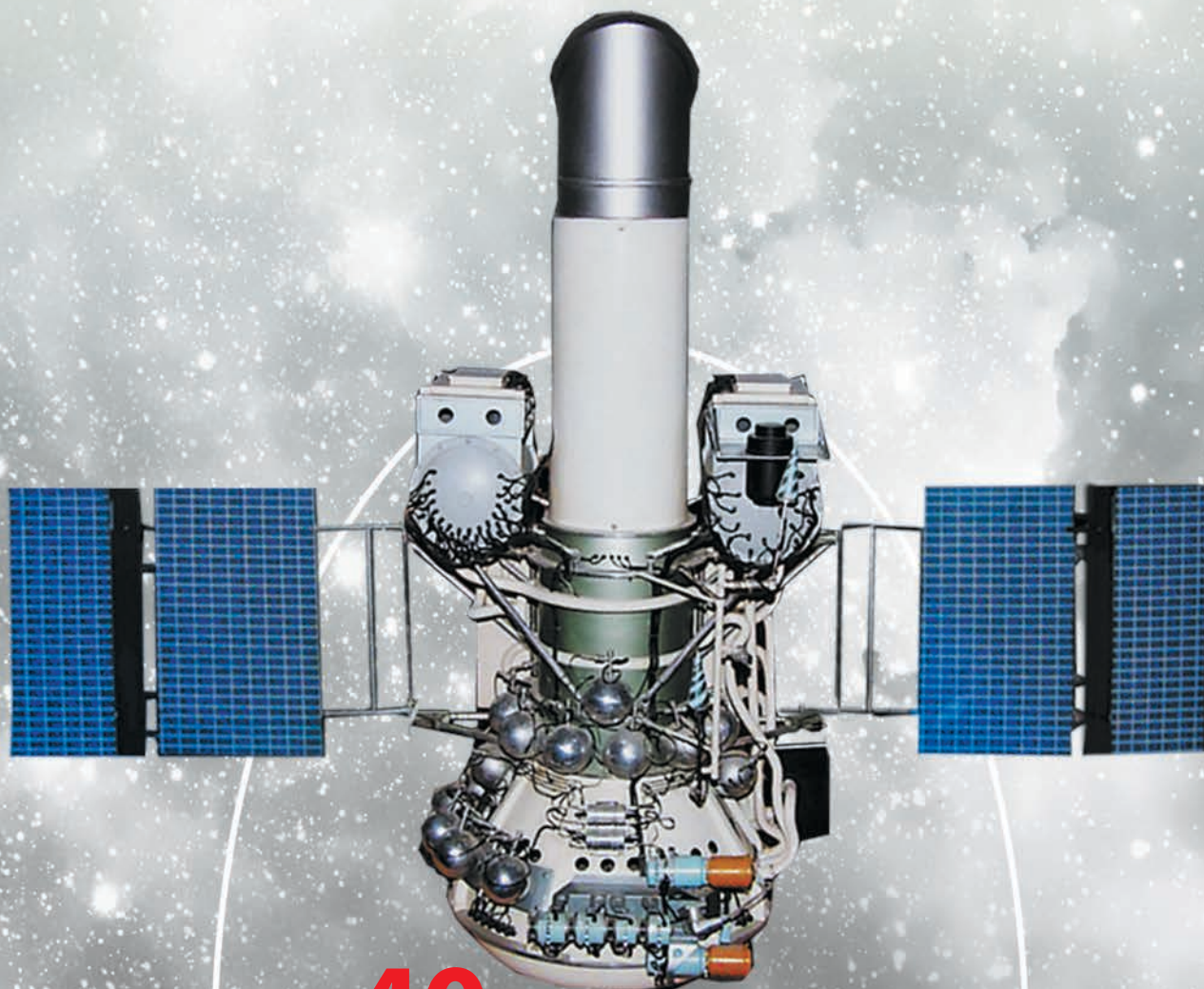




40 ЛЕТ
ЗАПУСКУ ПЕРВОЙ
КРУПНОГАБАРИТНОЙ
ОТЕЧЕСТВЕННОЙ
ОРБИТАЛЬНОЙ
АСТРОФИЗИЧЕСКОЙ
ОБСЕРВАТОРИИ
АСТРОН

получены важные научные результаты в изучении нестационарных процессов в звёздах (выбросы и поглощения материи, взрывы звёзд), в исследовании аномалий химического состава звёзд, свойств УФ-излучения галактик и квазаров



АО «НПО ЛАВОЧКИНА» СОЗДАЕТ **СПЕКТР-УФ** **НОВУЮ** АСТРОФИЗИЧЕСКУЮ ОБСЕРВАТОРИЮ

ВСЕМИРНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ УЛЬТРАФИОЛЕТ

с телескопом,
работающим
в соответствующем
диапазоне
электромагнитного
излучения

строится
на орбитальной
платформе
НАВИГАТОР



- обсерватория СПЕКТР-УФ будет изучать объекты Вселенной в ультрафиолетовом диапазоне
- аппарат является «наследником» советского КА АСТРОН
- телескоп Т-170М, которым оснащается СПЕКТР-УФ, по своим характеристикам аналогичен, а по некоторым и превзойдет знаменитый телескоп имени Хаббла
- цели и задачи:
 - экзопланетология
 - поиск скрытого барионного вещества
- научная аппаратура:
 - ультрафиолетовый телескоп Т-170М с диаметром главного зеркала 170 см, использована схема Ричи-Кретьена
 - блок спектрометров
 - блок камер поля

содержание

Примаков П.В., Озеринин С.А., Соколова Ю.В. Алексей Пантелеймонович Милованов (к 105-летию со дня рождения выдающегося руководителя АО «НПО Лавочкина»).....	3
Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю. Исследования планет земной группы дистанционными и контактными методами. Часть 1. История	9
Занин К.А., Клименко Н.Н. Применение космических аппаратов двойного назначения для решения военных задач. Часть 1. Космические аппараты оптико-электронного наблюдения нового поколения компаний Planet и Blacksky	20
Розин П.Е., Симонов А.В., Гордиенко Е.С., Мерзликин В.Е. Навигационно-баллистическое обеспечение полёта КА, функционирующих на околокруговых орбитах, с использованием измерений ГНС-приёмника	29
Деменко О.Г., Бирюков А.С. К вопросу прогнозирования уровня эксплуатационного ударного нагружения бортовой аппаратуры КА по результатам механических динамических испытаний	37
Мозговой Ю.В. К вопросу создания бортовых и наземных программных средств управления системами и устройствами автоматических космических аппаратов	48
Тулин И.Д., Шабарчин А.Ф., Шеметова Е.В., Палешкин А.В. Обратные задачи управления при имитации внешнего теплообмена космического аппарата в процессе его тепловывающей отработки	56
Дмитриев А.О., Седых О.Ю., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Концепция энергоинформационного обеспечения лунохода в полярных областях	62
Дычков С.В. Создание и исследование математической модели стендов для измерения массово-инерционных характеристик в динамическом режиме работы	67
Колобов А.Ю., Петров Ю.А. Методика оценки вероятности безотказной работы разгонных блоков по результатам эксплуатации с использованием предварительной информации	75
Леун Е.В., Добрица Д.Б., Поляков А.А., Чалов С.А. К вопросу выбора конструктивных материалов для создания многофункциональных инерционных пенетраторов	80
Штокал А.О., Рыков Е.В., Баженова О.П., Шостак С.В. Перспективы создания и особенности применения терморегулирующих покрытий алюминиевых конструктивных элементов внутренней полости оптических систем космических аппаратов	87
Александров Л.Г., Константинов С.Б., Корольков А.В., Сапожников В.Б. Методика расчёта конструктивных параметров транспортных каналов капиллярных внутрибаковых устройств топливных баков космических двигательных установок	93
Сабиров Т.Р., Крылов В.О., Малевич Е.С. К вопросу замены зарубежных импортных конструктивных материалов на отечественные в печатных антенных решётках	99
Коржов К.Н., Паршуков Л.И., Соколова Ю.В. Исследование влияния параметров электронно-лучевой сварки на качество швов тепловых труб	107
Маркелов Е.Е., Преображенский Е.В., Гончаров В.В., Галкин В.И. К вопросу совершенствования технологии горячей объёмной штамповки при изготовлении поковок для деталей ракетно-космической техники	111
Черепанов Н.В. Электронное моделирование и замена испытаний математическими моделями на этапе перехода к серийному производству малоразмерных космических аппаратов	118
Хамидуллина Н.М., Власенков Е.В., Зефилов И.В., Тулупов В.И., Оседло В.И. Расчёт поглощённых доз по данным о потоках заряженных частиц со спектрометров на борту КА, совершающего полёт на орбите типа «Молния»	124

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 2.5.13. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.
- 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.laspase.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»

© 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.

Д.А. Кузнецов

к.т.н.

А.А. Мошнев

к.т.н.

И.В. Москатиньев

д.т.н.

А.Е. Назаров

д.т.н.

П.В. Федоркин

д.т.н.

В.С. Финченко

к.т.н.

А.Е. Ширшаков

редакционный совет

академик РАН

О.М. Алифанов

д.ф.-м.н., профессор

В.В. Асмус

академик РАН

Л.М. Зелёный

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 РАН

Г.А. Попов

д.т.н., профессор

В.В. Хартов

д.т.н., профессор

Е.Н. Хохлачев

д.т.н., профессор

С.Н. Шевченко

чл.-корр. РАН

Б.М. Шустов

журнал является рецензируемым изданием

учредитель АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

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

ISSN 2075-6941



9 772075 694002

23004



>

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.

D.A. Kuznetsov

c.sc. (eng.)

A.A. Moisheev

c.sc. (eng.)

I.V. Moskatiniyev

d.eng.

A.E. Nazarov

P.V. Fedorkin

d.eng.

V.S. Finchenko

c.sc. (eng.)

A.E. Shirshakov

editorial council

academician RAN

O.M. Alifanov

doctor of physical and mathematical

sciences, professor

V.V. Asmus

academician RAN

L.M. Zelenyi

c.sc. (eng.)

E.N. Kuzin

d.eng., professor

A.A. Lyubomudrov

academician RAN

M.Y. Marov

d.eng., professor

Y.A. Matveev

academician RAN

G.A. Popov

d.eng., professor

V.V. Khartov

d.eng., professor

E.N. Khokhlachev

d.eng., professor

S.N. Shevchenko

corresponding

member RAN

B.M. Shustov

**the journal is a reviewed
publication**

founder

«LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»

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

table of contents

Primakov P.V., Ozerin S.A., Sokolova Y.V.

On the occasion of 105th Anniversary of Alexey Panteleimonovich Milovanov, the outstanding leader of Lavochkin Association, JSC 3

Kosenkova A.V., Efanov V.V., Sedykh O.Yu.

Terrestrial planets research by remote and contact methods. Part 1. History 9

Zanin K.A., Klimenko N.N.

Deployment of dual-purpose satellites for military applications. Part 1. Planet's and Blacksky's next-generation imagery surveillance satellites 20

Rozin P.E., Simonov A.V., Gordienko E.S., Merzlinkin V.E.

Navigation and ballistic support for the flight of the Impulse-1 spacecraft 29

Demenko O.G., Birukov A.S.

On prediction of the operating shock load level of the spacecraft onboard hardware following the mechanical dynamic test results 37

Mozgovoy Yu.V.

On the issue of development of onboard and ground software for the automated spacecraft systems' control 48

Tulin I.D., Shabarchin A.F., Shemetova E.V., Paleshkin A.V.

Inverse problems of control at simulating the spacecraft external heat exchange during the thermal vacuum testing 56

Dmitriyev A.D., Sedykh O.Y., Sysoev V.K., Yudin A.D.

The concept of a lunar rover energy information support in the Moon polar regions 62

Dytskov S.V.

Creation and study of a test bench mathematical model for the mass-inertial characteristics measuring in dynamic operation mode 67

Kolobov A.Yu., Petrov Yu.A.

Estimation procedure for probability of upper stages non-failure operation considering flight operation results and a priori information 75

Leun E.V., Dobriza D.B., Poliakov A.A., Chalov S.A.

On the question of the choice of structural materials for the creation of multifunctional inertial penetrators 80

Shtokal A.O., Rykov E.V., Bazhenova O.P., Shostak S.V.

Study of the influence of the electron beam welding on the heat pipe welds quality 87

Aleksandrov L.G., Konstantinov S.B., Korolkov A.V., Sapozhnikov V.B.

Calculation procedure for design parameters of transport channels of capillary in-tank devices for space propulsion systems propellant tanks 93

Sabirov T.R., Krylov V.O., Malevich E.S.

On the issue of substitution of import structural materials in printed antenna arrays by domestic ones 99

Korzhov K.N., Parshukov L.I., Sokolova Y.V.

Study of the influence of the electron beam welding on the heat pipe welds quality 107

Markelov E.E., Preobrazhenskii E.V., Goncharov V.V., Galkin V.I.

On the issue of improving the technology of hot forging in the manufacture of parts of rocket and space equipment 111

Cherepanov N.V.

Electronic simulation and test substitution by mathematical models during alteration to the mass small spacecraft production 118

Khamidullina N.M., Vlasenkov E.V., Zefirov I.V., Tulupov V.I., Osedlo V.I.

Absorbed doses calculation based on data about charged particle fluxes from the spectrometers onboard the spacecraft flying in a Molniya-type orbit 124

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 Russian editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION, referring the following scientific categories: 2.5.13. Aircraft design, production, testing and operation; 2.5.14. Aircraft durability and thermal modes; 2.5.16. Aircraft Dynamics, ballistics and control
- 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 periodicals «Gazeti i Jurnali»
- 000 GK «URAL-PRESS»
- © «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC» © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

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

АЛЕКСЕЙ ПАНТЕЛЕЙМОНОВИЧ МИЛОВАНОВ (К 105-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ ВЫДАЮЩЕГОСЯ РУКОВОДИТЕЛЯ АО «НПО ЛАВОЧКИНА»)

ON THE OCCASION OF 105TH ANNIVERSARY OF ALEXEY PANTELEIMONOVICH MILOVANOV, THE OUTSTANDING LEADER OF LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC



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



С.А. Озеринин¹,
OzerininSA@laspace.ru;
S.A. Ozerinin



Ю.В. Соколова¹,
кандидат
технических наук,
sokolovaIUV@laspace.ru;
Y.V. Sokolova

В статье рассказывается о жизненном пути и трудовой биографии одного из выдающихся руководителей НПО Лавочкина – Алексея Пантелеймоновича Милованова, в качестве талантливого инженера-технолога и руководителя, принимавшего непосредственное участие в реализации таких проектов, как разработка реактивных истребителей, создание зенитных управляемых ракет, межконтинентальной ракеты «Буря» и освоение производства автоматических космических аппаратов.

Ключевые слова:
Алексей Пантелеймонович Милованов;
С.П. Королёв; В.Н. Лисицын;
И.Н. Лукин; Н.С. Черняков;
авиационный завод № 301; истребители Ла;
сверхзвуковая крылатая ракета «Буря».

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.001

Алексей Пантелеймонович Милованов – один из выдающихся руководителей Научно-производственного объединения имени С.А. Лавочкина. Благодаря личностным качествам слава легендарного директора закрепилась за ним и среди непосредственно

The article considers life path and work history of Alexey Panteleimonovich Milovanov, one of the outstanding leaders of the Lavochkin Association, JSC. Being talented process control engineer and manager, he participated personally in implementation of such programs as: development of jet fighters, air-defense interceptor missiles, Burya intercontinental missile and production of automated spacecraft.

Key words:
Alexey Panteleimonovich Milovanov;
S.P. Korolev; V.N. Lisitsyn;
I.N. Lukin; N.S. Chernyakov;
aviation plant № 301; LA fighters;
Burya supersonic cruise missile.

работавших в то время сотрудников, и среди тех, кто позднее слышал о нём, несмотря на то, что непосредственно руководителем предприятия А.П. Милованов был в период с 1970 по 1987 годы, когда многие эпохальные проекты и свершения коллектива

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.



Алексей Пантелеймонович Милованов

уже остались в прошлом, а работа шла, как кажется на первый взгляд, в рамках строго определённого русла. Из числа руководителей предприятия, не занимавших должности главного конструктора, Алексей Пантелеймонович – единственный, в честь кого была открыта мемориальная доска на одном из корпусов объединения, учреждена премия его имени для отличившихся работников предприятия.

Краткие биографические справки, освещающие трудовой путь Алексея Пантелеймоновича Милованова, публиковались неоднократно, но мы постараемся более подробно рассказать о его жизни и деятельности.

А.П. Милованов родился 24 августа 1918 года в Москве в семье офицера русской армии – подпоручика Пантелеймона Афанасьевича Милованова (1885–1947). Мать – Александра Михайловна – происходила из купеческого рода, её дедом был богатый купец первой гильдии, основатель Голутвинской мануфактуры Алексей Михайлович Истомин.

До 1927 года Алексей проживал с родителями в родовом доме на Пречистенке (дом № 8). Отец, Пантелеймон Афанасьевич, по всем основаниям,

человек контрреволюционных взглядов, был хорошо знаком и даже в 1920-е годы состоял в переписке с И.А. Белоусовым и с писателем И.С. Шмелёвым (эмигрировавшим из России после революции) (Озеринин С.А., 2018).

В 1928 году семья А.П. Милованова, опасаясь преследования, переехала в посёлок Одинцово Кунцевского района Московской области, где Алексей проживал до 1941 года. Оттуда ему приходилось ездить учиться в московскую школу № 117 (ранее она носила номер 52) на улице Большая Грузинская. В 1937 году он с отличием окончил школу и без экзаменов поступил в Московский авиационный институт на самолётостроительный факультет № 2. Выбор МАИ объяснялся просто – то было время повального увлечения молодёжи авиацией – людей восхищали успехи советских лётчиков: и героизм участников спасения челюскинцев, и рекорды лётчиков-полярников, и храбрость пилотов, сражавшихся в небе Испании. Государство уделяло авиации и её успехам значительное внимание, и многие вчерашние школьники мечтали о поступлении в авиационные институты и лётные училища.

Летом 1939 года А.П. Милованов впервые, насколько мы теперь можем судить, побывал в Химках, только что образованном городе с тремя авиационными заводами и аэродромом, где проходила лётная практика студентов. О лётной практике в МАИ читаем в воспоминаниях С.И. Крупкина: «...после второго курса мы поехали в подмосковные Химки на лётную практику. До войны в МАИ была такая, совсем не вредная для будущих авиационных инженеров, практика. Полёты начинались ранним утром. Нас вывозили на У-2. После взлёта инструктор передавал нам управление, мы делали несколько кругов над аэродромом, инструктор сажал самолёт. После седьмого-восьмого вылета нам доверяли произвести посадку» (Крупкин С.И., 2014).

Летом 1941 года для прохождения практики по специальности после 4-го курса А.П. Милованов выбрал авиационный завод № 22 им. С.П. Горбунова в Филлах, где студенты прикреплялись к ведущим технологиям, чтобы осваивать азы технологии. В связи с началом Великой Отечественной войны он был оформлен в штат завода технологом, вместе с заводом эвакуировался в Казань, где работал с 6 ноября 1941 года по 23 ноября 1942 года, после чего удалось по направлению от завода № 22 выехать в Алма-Ату, куда был эвакуирован МАИ, для окончания института.

Летом 1943 года А.П. Милованов получил диплом с отличием, выбрав для дальнейшей работы авиационный завод № 301 в г. Химки. Свой трудовой путь на предприятии он начинал в должности начальника технологического бюро цеха № 9, в котором производилось изготовление силовых узлов крыльев

и оперения для истребителей Яковлева. О дне своего первого приезда на завод – 24 июля 1943 года – Милованов писал в своих воспоминаниях: «Беседовал со мной главный инженер Александр Кузьмич Беленков. Спросил, куда я хочу пойти работать: в СКО или в цех (ОКБ в то время на заводе не было). Он был очень удивлён, когда я без колебаний выбрал цех» (Милованов А.П., 2005).

С октября 1943 года А.П. Милованов работает помощником начальника цеха по подготовке производства, затем начальником технологического отдела (заместителем главного технолога), главным технологом с 20 октября 1951 года (*Личное дело А.П. Милованова. Кадровый архив АО «НПО Лавочкина»*). В 1945 был награждён медалью «За трудовую доблесть». О том, что А.П. Милованов с самого начала проявил себя талантливым и эрудированным технологом, говорит тот факт, что именно он был направлен для предоставления



На Первомайской демонстрации. Химки.
1 мая 1953 года.

Слева направо: А.С. Камышков, А.П. Милованов,
Л.А. Закс, А.К. Филиппов; во втором ряду –
А.И. Постников, В.К. Завьялов



Момент извлечения контейнера с образцами лунного грунта из возвращаемого аппарата АМС «ЛУНА-20». 1972 год. Слева направо: С.А. Афанасьев (с контейнером в руках), А.П. Милованов, Ю.Н. Труфанов, В.Е. Ишевский



Проводы на пенсию А.П. Милованова (1987). В рабочем кабинете.

В первом ряду: главный механик НПО В.В. Курганов, сотрудник МОМ Н.И. Квартальнов, секретарь Химкинского ГК КПСС И.Д. Домов, А.П. Милованов, начальник главного управления МОМ Ю.Н. Коптев.

Во втором ряду: Е.П. Репников, А.Ю. Ванкович, А.М. Баклунов, С.Д. Климов, И.И. Боровицкий, Б.Л. Беседин, А.Г. Чесноков, Е.Г. Антонов, В.В. Шульцев, М.М. Солодыхин, Ю.Г. Милос.

консультаций, когда С.П. Королёв обратился за помощью к С.А. Лавочкину, начав работу над ракетой Р-2, корпус которой должен был делаться из алюминиевых сплавов, а не из стали, как у Р-1.

Семен Алексеевич, будучи в очень хороших отношениях с Королёвым, не стал бы посылать ему в помощь не самого лучшего технолога.

В августе 1952 года А.П. Милованов был назначен главным инженером предприятия. В 1953–1954 годах, после ухода В.Н. Лисицына и перед назначением И.Н. Лукина, ему довелось исполнять обязанности директора завода (в то время директор завода подчинялся непосредственно ответственному руководителю предприятия – С.А. Лавочкину, являясь его заместителем). Если в годы войны завод № 301 являлся серийным и занимался изготовлением отдельных узлов самолётов конструкции Яковлева

для авиазавода № 82, а также сборкой самолётов Як, то с конца 1945 года он становится опытным. Главным конструктором и ответственным руководителем предприятия был назначен С.А. Лавочкин, организовавший на заводе работу по созданию новых реактивных самолётов, а с 1950 года – и ракетной техники. А.П. Милованов в качестве технолога, главного инженера и руководителя завода принимал участие в создании истребителей Ла-150 (1946), Ла-152 (1946), Ла-156 (1947), Ла-160 (1947), Ла-168 (1948), Ла-15 (1948), Ла-176 (1948), Ла-190 (1951), Ла-200 (1949), Ла-250 (1954), а также зенитных управляемых ракет для ПВО Москвы: ЗУР-205, в рамках работ по созданию первой отечественной системы ПВО «Беркут» (С-25) в 1950–1955 годах; ракет класса «воздух – воздух» Г-300; первой в мире сверхзвуковой крылатой ракеты «Буря» (1954–1960), созданием

которой руководил главный конструктор изделия Наум Семёнович Черняков.

Вспоминая о работе с Лавочкиным, А.П. Милованов писал: «Однажды, в октябре 1945 года, директор завода Эскин собирает нескольких руководителей и везёт нас в КБ Лавочкина. Так я впервые встретился с Семеном Алексеевичем, с которым мне пришлось работать пятнадцать лет, особенно тесно с 1951 по 1960 год – год его смерти.

(...) С середины 1952 года начались мои постоянные тесные рабочие контакты с С.А. Он, видимо, ценил меня как специалиста и, если раньше брал меня с собой на совещания в ТГУ эпизодически, то теперь я участвовал почти во всех ответственных совещаниях, которые все чаще проводились у нас на заводе с участием главных смежников, в том числе и КБ-1. Позднее с началом проектирования самолёта Ла-250 и КР «Буря», я добился положения о том, что чертежи общего вида проектируемых объектов не выпускались без визы главного инженера.

(...) Спорить с Лавочкиным на совещаниях в ОКБ мне приходилось постоянно. После изложения им или одним из его заместителей какого-то принципиального конструкторско-организационного вопроса, он обычно говорил: «Ну, сейчас Милованов будет возражать». Часто так и бывало». (Милованов А.П., 2005).

Особенно нужно отметить вклад А.П. Милованова в освоение заводом № 301 выпуска образцов ракетной техники. Тематика была поручена предприятию во второй половине 1950 года, при этом задачи по выпуску опытных самолётов не снимались, а по ракетам отсутствовал не только конструкторский, но, что немаловажно, и производственный опыт, в том числе и на других предприятиях. В этот непростой период А.П. Милованов возглавил группу инженерно-технических работников, которым приходилось заниматься всем комплексом вопросов производства новых изделий, начиная с технологического контроля документации ОКБ, организации и размещения нового производства и кончая технологией изготовления и испытания изделий.

Талант Алексея Пантелеймоновича как инженера, новатора и организатора позволил ему внедрить в производство множество новых техпроцессов, к примеру:

- автоматическую сварку герметичных ёмкостей;
- изготовление агрегатов из гофрированных и прессованных материалов;
- объёмную штамповку деталей из сплава 30ХГСА с глубокой вытяжкой;
- сварку крупногабаритных герметичных агрегатов из титановых сплавов и нержавеющей сталей;
- изготовление мягких вытеснительных систем двигательных установок;

- изготовление деталей из неметаллов, в том числе радиопрозрачных обтекателей.

По предложению Милованова было введено проектирование оснастки параллельно с проектированием изделия, что позволяло сократить сроки подготовки производства, а в дальнейшем стало внедряться и на других заводах.

В цехах подготовки производства стала широко изготавливаться универсальная оснастка с применением карбинольного цемента с использованием средств увязки оснастки – эталонов, калибров, плазмоконтуров и инструментальных стенов.

В целях обеспечения технологичности конструкции была организована технологическая бригада из числа наиболее опытных технологов (*Научно-технический отчет*, 1976).

В 1970 году, в связи с уходом на пенсию И.Н. Лукина А.П. Милованов назначается директором машиностроительного завода им. С.А. Лавочкина, а с 1974 по 1987 годы являлся генеральным директором НПО им. С.А. Лавочкина. В 1970-1971 годах, после назначения директором, А.П. Милованов провёл ряд кадровых перестановок, благотворно повлиявших на дальнейшую работу предприятия: главным инженером был назначен А.М. Баклунов, главным технологом – кандидат технических наук Е.Г. Антонов, главным металлургом – кандидат технических наук А.Ф. Петраков, начальником производства – В.И. Телятников, главным контролёром – А.К. Филиппов, первым заместителем главного конструктора – С.С. Крюков.

С 1965 по 1987 год, работая с главными конструкторами Г.Н. Бабакиным, С.С. Крюковым, В.М. Ковтуненко, Алексей Пантелеймонович Милованов осуществлял руководство изготовлением автоматических космических станций серий «ЛУНА» (в том числе луноходов), «ВЕНЕРА» и «МАРС», исследовательских космических аппаратов «ВЕГА», космической астрофизической обсерватории «АСТРОН», созданной совместно с учёными Крымской астрофизической обсерватории и Марсельской лаборатории (Франция). В марте 1983 года совместным решением Министерства общего машиностроения и Академии наук СССР А.П. Милованов был назначен руководителем специальной группы оперативно-технического руководства работами по изготовлению и наземным испытаниям АМС «Вега». В течение нескольких лет он курировал работы по воплощению в жизнь этого сложного и уникального проекта, предполагавшего создание двух космических аппаратов, в 1984–1986 годах с успехом выполнивших сложнейшую научную программу по изучению Венеры и кометы Галлея.

Алексея Пантелеймоновича отличали смелость и независимость в принятии решений, инициативность и творческий подход к работе. Он отдавал все свои знания производству, огромное внимание

уделял построению кадровой политики, умея верно оценивать качества своих подчинённых и подбирая кандидатуры, наилучшим образом подходившие для замещения той или иной должности. Его отличали врождённая интеллигентность, умение не терять самообладание, подкреплённое чувством собственного достоинства. А.П. Милованов отличался и способностью к самокритике – в своих воспоминаниях он со спокойной отстранённостью говорит о своих грубых ошибках, так же, как и об ошибках своих оппонентов.

Деловые качества А.П. Милованова и его широкая техническая эрудиция, ярче всего проявляясь в периоды освоения заводом образцов новой техники, снижали ему заслуженный авторитет в коллективе.

Под его руководством и при непосредственном участии были созданы новые технологии обработки конструкционных материалов, разработаны и внедрены современные методы производства и отработки отдельных систем и комплексных испытаний космических аппаратов (Озеринин С.А., 2018).

После выхода на пенсию в течение десяти лет, с 1988 и вплоть до конца учебного года в 1998 году, А.П. Милованов вёл преподавательскую работу, являясь профессором кафедры № 606 Аэрокосмического факультета МАИ.

Общий трудовой стаж Алексея Пантелеймоновича составил 57 лет, из которых 44 – он отработал в НПО им. С.А. Лавочкина.

В 1974 году был избран депутатом Верховного Совета СССР девятого созыва, являлся делегатом XXIV съезда КПСС.

С 1941 года Алексей Пантелеймонович был женат, имел сына, умершего в младенчестве от воспаления лёгких, и двух дочерей. С 1943 года по 1955 год он проживал с семьёй в Химках, а с 1955 года – в Москве в высотном доме МАП на пл. Восстания (Кудринской).

Как руководитель градообразующей организации, А.П. Милованов большое внимание уделял развитию социальной инфраструктуры предприятия. Был инициатором строительства жилого комплекса для сотрудников, общежития для молодых специалистов, поликлиники, клуба «Восход», стадиона «Новатор», санатория-профилактория «Соловьиная Роща». Являлся одним из инициаторов комплексной застройки территории Новых Химок.

В 2005 году в издательстве МАИ вышла в свет книга воспоминаний А.П. Милованова «Записки руководителя оборонного предприятия. Взгляд изнутри». Книга написана «без прикрас», содержит упоминания многих фактов из истории НПО Лавочкина и взаимоотношений его руководителей. Многие вскрываемые автором причинно-следственные

связи событий, участником которых он был, а также оценки, даваемые Миловановым историческим личностям, при детальном анализе показывают максимальную правдивость и открытость автора, далёкие от формального идеализирующего и «хвалебного» подхода, не исключая, конечно, определённой субъективности (Милованов А.П., 2005). Изданные А.П. Миловановым воспоминания являются ценнейшим и подчас единственным источником по вопросам истории НПО Лавочкина и взаимоотношений его руководителей как между собой, так и с органами госуправления. К примеру, только благодаря сведениям, приводимым Миловановым, сегодня известно о посещении предприятия такими известными личностями, как С.Л. Берия и А.М. Василевский, Д.Ф. Устинов и С.А. Афанасьев, С.П. Королёв и Л.И. Брежнев.

Выдающийся организатор производства ракетной и космической техники Алексей Пантелеймонович Милованов скончался 30 января 2012 года. Его прах захоронен на Новолужинском кладбище в Химках.

А.П. Милованов был удостоен Ленинской (1970) и Государственной премий СССР (1986), награждён орденами Ленина (1974), Октябрьской Революции (1976), Трудового Красного Знамени (1956), медалями «За трудовую доблесть», «За доблестный труд в Великой Отечественной войне», «В память 800-летия Москвы», тремя золотыми и малой серебряной медалями ВДНХ СССР, Золотым значком Московского авиационного института № 99.

25 декабря 2013 года в НПО им. С.А. Лавочкина была открыта мемориальная доска в память об А.П. Милованове на корпусе № 6, именуемом среди сотрудников «директорским» – по находившемуся в нём кабинету руководителя предприятия.

список литературы

Крупкин С.И. Дорога к космосу (записки старого инженера). Химки, 2014. 234 с.

Личное дело А.П. Милованова. Кадровый архив АО «НПО Лавочкина».

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

Научно-технический отчет № 272-51-75 по теме «История». Т. 4. Биографические справки о сотрудниках НПО им. С.А. Лавочкина. М., 1976.

Озеринин С.А. Проект выставки «К 100-летию со дня рождения С.С. Крюкова и А.П. Милованова». Химки, 2018.

Статья поступила в редакцию 27.09.2023

Статья после доработки 27.09.2023

Статья принята к публикации 27.09.2023

ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАНЕТ ЗЕМНОЙ ГРУППЫ ДИСТАНЦИОННЫМИ И КОНТАКТНЫМИ МЕТОДАМИ. ЧАСТЬ 1. ИСТОРИЯ

TERRESTRIAL PLANETS RESEARCH BY REMOTE AND CONTACT METHODS. PART 1. HISTORY



А.В. Косенкова¹,
кандидат
технических наук,
TarasovaAV@laspace.ru;
A.V. Kosenkova



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



О.Ю. Седых¹,
кандидат
технических наук,
sedykh@laspace.ru;
O.Yu. Sedych

В работе показаны планомерные исследования планет земной группы, проводившиеся дистанционными и контактными методами. Рассмотрены актуальные научные вопросы, на которые ещё предстоит ответить, описаны средства исследования планет земной группы в рамках осуществлённых миссий, которые включают исследования с орбиты, в атмосфере и на поверхности планет.

Ключевые слова:

планеты земной группы; космический аппарат; орбитальный аппарат; спускаемый аппарат; посадочный модуль; аэролат.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.002

ВВЕДЕНИЕ

К планетам земной группы относятся Меркурий, Венера, Марс и Земля, они обладают высокой плотностью и состоят преимущественно из силикатов (мантия) и железа (ядро). При этом значительными атмосферами обладают Венера, Земля и Марс, а Меркурий имеет разреженную атмосферу и считается безатмосферным. Земля в этом показателе близка к Венере, которую нередко называют «сестрой

The paper shows systematic studies of terrestrial planets, carried out by remote and contact methods. Topical scientific questions that still need to be answered are considered, the means of studying the terrestrial planets within the scope of completed missions, which include research from orbit, in the atmosphere and on the surface of the planets, are described.

Key words:

terrestrial planets; spacecraft; orbiter; descent vehicle; lander; balloon.

Земли». В целом исследования характеристик атмосфер планет были одной из главных задач в процессе реализации первых программ изучения Венеры и Марса, а уточнение этих характеристик является частью современных программ космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. Процессы в атмосферах Венеры и Марса можно напрямую сравнивать с аналогичными процессами

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

на Земле, исследования этих планет связаны с такими актуальными проблемами, как изменение условий обитания на Земле, происхождение жизни на Земле, а также поиск признаков обитаемости других планет (*Kotsyurbenko O. et al.*, 2023; *Ксанфомалити Л.В. и др.*, 2019). Поэтому исследования Венеры и Марса представляются наиболее актуальными с точки зрения сравнительной планетологии и возможности проведения параллелей в части будущих путей развития нашей планеты.

1. История исследования Меркурия

Изучение Меркурия началось в 1631 году: Пьер Гассенди стал первым человеком, который следил за транзитом небесного объекта через Солнце. Хотя первое телескопическое наблюдение Меркурия было сделано Галилео Галилеем в начале XVII века, но он наблюдал фазы Венеры, и его телескоп не был достаточно мощным, чтобы наблюдать фазы Меркурия. С XX века, помимо телескопических наблюдений, стали проводиться радиоастрономические и радиолокационные, а также исследования с помощью автоматических межпланетных станций (АМС).

Тем не менее, на данный момент Меркурий – наименее изученная планета земной группы. Связано это с тем, что, во-первых, Меркурий близок к Солнцу, и не все телескопы могут его наблюдать, в том числе космические, из-за опасности засветки; во-вторых, с учётом слабого притяжения Меркурия для выхода аппарата на орбиту вокруг него нужно погасить значительную часть орбитальной скорости Земли, которая составляет ~30 км/с. В настоящее время ни один аппарат не способен на прямой перелёт к Меркурию, поэтому для таких миссий применяют гравитационные манёвры.

Первой АМС была «МАРИНЕР-10» (НАСА) (рисунок 1), запущенная в 1973 году с целью изучения Венеры и Меркурия с пролётной траектории. АМС впервые использовала гравитационный манёвр в окрестности Венеры для полёта к Меркурию. 4 февраля 1974 года АМС пролетела с планетоцентрической скоростью



рисунок 2. Общий вид АМС «БЕПИ КОЛОМБО»

10 км/с на расстоянии 5740 км от Венеры и 29 марта со скоростью 11,1 км/с на расстоянии 720 км от Меркурия. «МАРИНЕР-10» трижды пролетел мимо Меркурия, а минимальное расстояние сближения составило 320 км. Благодаря проведённым исследованиям была составлена карта 40–45% поверхности Меркурия, измерено магнитное поле, определено, что Меркурий почти лишён атмосферы.

До 2008 года «МАРИНЕР-10» оставался единственным аппаратом, произведшим исследования и съёмку Меркурия с близкого расстояния. Следующим космическим аппаратом для изучения Меркурия стал «Мессенджер», который был запущен 3 августа 2004 года, по ходу своего полёта провёл шесть гравитационных манёвров в окрестности Венеры и после торможения 18 марта 2011 года вышел на орбиту вокруг планеты, став первым искусственным спутником Меркурия. Программа исследований включала поиск воды на планете, а также выяснение причин, почему ядро планеты занимает более 70% её объёма, и была завершена в 2015 году.

20 октября 2018 года состоялся запуск АМС «БЕПИ КОЛОМБО» (рисунок 2), созданной Европейским космическим агентством (ЕКА) совместно с Японским аэрокосмическим агентством. АМС «БЕПИ КОЛОМБО» (*Benkhoff J. et al.*, 2021) состоит из трёх совместно летящих космических аппаратов:

- Mercury Transfer Module (МТМ) разработки ЕКА: перелётный модуль, который доставит к Меркурию аппараты МРО и ММО;
- Mercury Planetary Orbiter (МРО) разработки ЕКА: орбитальный аппарат для изучения поверхности и внутреннего строения планеты со слабо вытянутой полярной орбиты;
- Mercury Magnetospheric Orbiter (ММО) разработки Японского агентства аэрокосмических исследований: орбитальный аппарат для исследования магнитного поля и магнитосферы Меркурия с высокоэллиптической полярной орбиты.



рисунок 1. Общий вид АМС «МАРИНЕР-10»

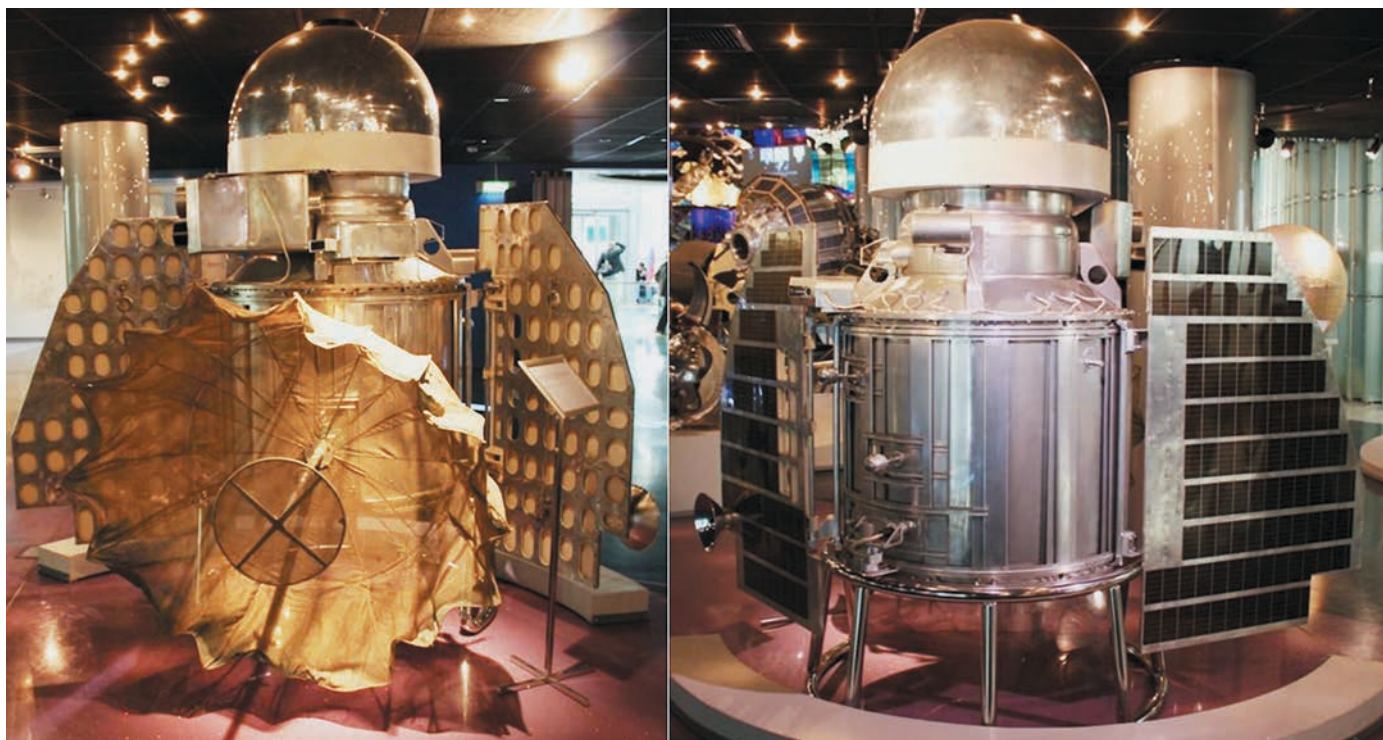


рисунок 3. Общий вид АМС «ВЕНЕРА-1»

Выход на орбиту вокруг Меркурия запланирован в 2026 году, после чего два орбитальных аппарата продолжат автономное функционирование на орбитах вокруг Меркурия. Для осуществления перелёта к Меркурию и достижения целевой орбиты АМС «БЕПИ КОЛОМБО» потребуются девять гравитационных манёвров: один у Земли, два у Венеры и шесть у Меркурия.

На двух орбитальных аппаратах из состава АМС «БЕПИ КОЛОМБО» установлено 16 научных приборов, в научные задачи которых входит изучение состава поверхности Меркурия и окружающего его пространства, геологической истории развития планеты, химического состава поверхности и её внутренней структуры, анализ происхождения магнитного поля и исследование его взаимодействие с солнечным ветром, картирование распространённости водородсодержащих соединений и водяного льда в полярных областях. Среди этих приборов на борту АМС установлен российский Меркурианский гамма- и нейтронный спектрометр (МГНС) (*Козырев А.С. и др., 2016*), разработанный и изготовленный в кооперации российских институтов во главе с ИКИ РАН по заказу ГК «Роскосмос», а также ещё три прибора, созданные при участии ИКИ РАН – ими были изготовлены отдельные блоки.

Полученные данные с прибора МГНС позволят решить одну из целевых задач миссии – определить химический состав Меркурия и наличие водяного льда в вечно затенённых полярных областях. Кроме того, прибор работает как детектор космологических

гамма-всплесков, выполняя часть международной программы IPN (InterPlanetary Network) по локализации положения их источников на небесной сфере.

На данный момент за два пролёта у Меркурия уже получены научные данные с прибора – зарегистрированы потоки нейтронного и гамма-излучения с двух разных участков поверхности планеты.

2. История исследования Венеры

Атмосфера на Венере была открыта М.В. Ломоносовым в 1761 году во время наблюдения за прохождением планеты по диску Солнца: «Планета Венера окружена знатной воздушной атмосферой, таковой (лишь бы не большею), какова обливается около нашего шара земного». Только в 30-х годах прошлого века стало понятно, что атмосфера Венеры содержит CO_2 , но давление и содержание других газов было неизвестно. Покрытая слоем облаков толщиной 20 км из 75% серной кислоты, поверхность планеты долгое время была недоступна дистанционным наблюдениям. Высокая температура, плюс 470°C , была измерена в радиодиапазоне, но определенно нельзя было сказать, относится ли эта температура к поверхности.

Первые же созданные в ОКБ-1 АМС «ВЕНЕРА-1» (рисунок 3), а также АМС «ВЕНЕРА-2» в паре с АМС «ВЕНЕРА-3» (*Маров М.Я., Хантпресс У.Т., 2013*) не были особенно успешными: кроме данных о космическом и околопланетном пространстве, научных данных о самой Венере получено не было.

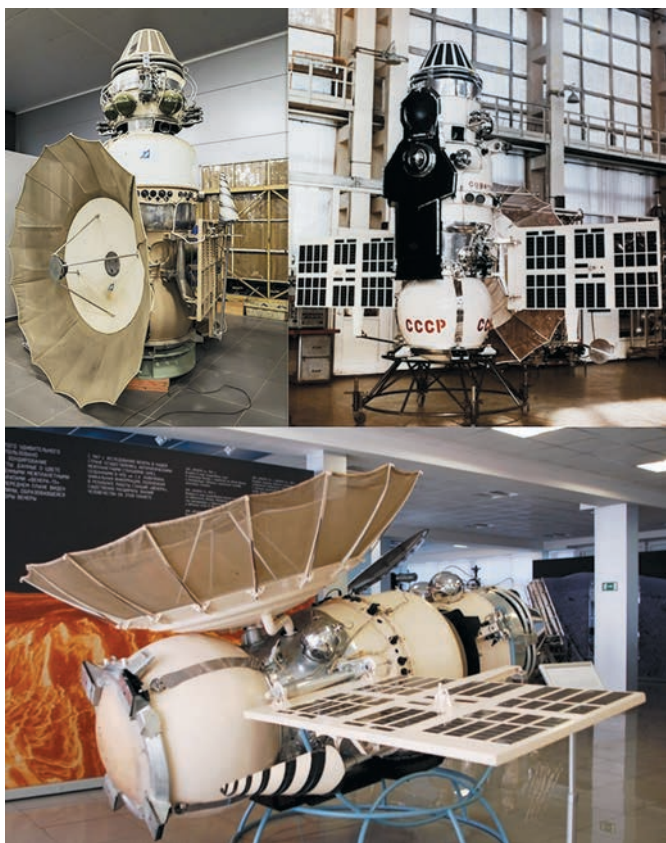


рисунок 4. Общий вид АМС «ВЕНЕРА-7»

Последующие АМС для исследования Венеры разрабатывались уже на Машиностроительном заводе им. С.А. Лавочкина. Членом-корреспондентом АН СССР Георгием Николаевичем Бабакиным в ОКБ-301 была создана научно-проектная школа по разработке посадочных аппаратов на Венеру (*Пичхадзе К.М.*, 2009), которая впоследствии была развита доктором технических наук Сергеем Сергеевичем Крюковым и членом-корреспондентом АН СССР и РАН Вячеславом Михайловичем Ковтуненко, которая многими успешными запусками доказала свою эффективность.

Однако из-за отсутствия достоверной модели атмосферы Венеры первые спроектированные Машиностроительным заводом им. С.А. Лавочкина спускаемые аппараты АМС «ВЕНЕРА-4», -5, -6» (1967–1969) были разрушены из-за высокого давления, превышающего расчётные значения ~ 10 атм, на высотах от 25 до 11 км. Но во время спуска им удалось получить уникальные результаты и уточнить климатические условия у поверхности планеты для проведения необходимых доработок будущих спускаемых аппаратов.

Так, корпус спускаемого аппарата (СА) станции «ВЕНЕРА-7» (рисунок 4) был изготовлен из титанового сплава с обеспечением его прочности при разрушающем давлении 180 атм. (*Мошнеев А.А., Ширшаков А.Е.*, 2020), и в 1970 году впервые в мире

СА «ВЕНЕРА-7» совершил мягкую посадку на поверхность Венеры. Впервые были измерены температура и давление на поверхности: в месте посадки они составляли $475 \pm 20^\circ\text{C}$ и 90 ± 15 атм соответственно. Новые АМС «ВЕНЕРА-7» и «ВЕНЕРА-8» сумели не только совершить посадку, но и провести требуемые измерения и передать данные с поверхности планеты.

В следующих миссиях СССР, начиная с «ВЕНЕРЫ-9», более тяжёлые космические станции несли большую научную нагрузку. Станции «ВЕНЕРА-9», -10» содержали как посадочные, так и первые орбитальные аппараты у Венеры. Посадочные аппараты (ПА) этой серии работали на поверхности до двух часов – передали чёрно-белые панорамы поверхности, а также впервые позволили заглянуть под облачный слой планеты.

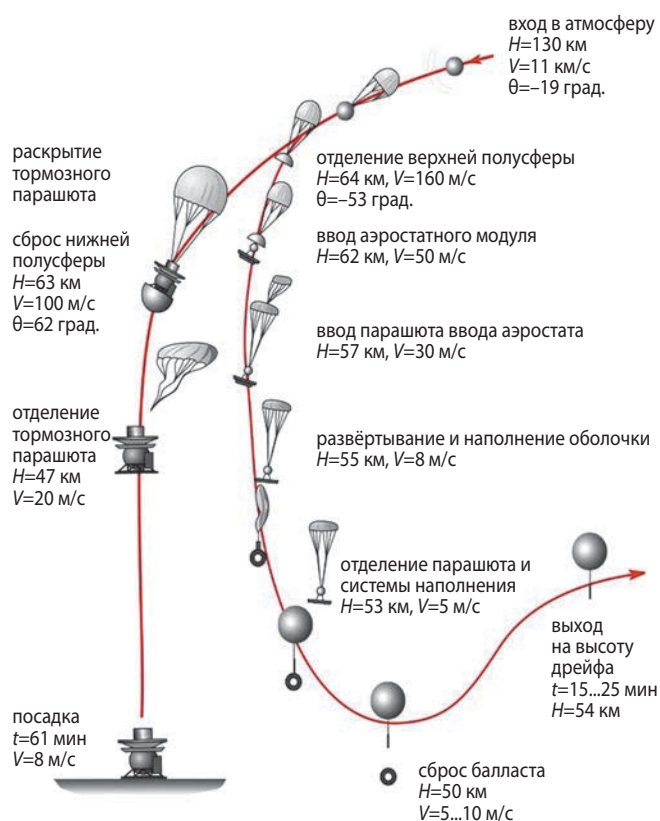
При этом можно выделить следующие проектно-конструкторские решения (*Лемешевский С.А. и др.*, 2017):

- сферическая форма спускаемых аппаратов;
- сброс нижней части теплозащитной оболочки спускаемого аппарата в процессе спуска;
- отделение посадочного аппарата и впоследствии ещё и аэростатов (для миссий «ВЕГА-1,-2») в процессе спуска;
- спуск посадочного аппарата на парашюте и его торможение на последнем этапе спуска с помощью аэродинамического щитка;
- посадка на поверхность при помощи торового посадочного устройства;
- размещение научно-служебной аппаратуры в трёх областях: внутри гермоотсека, в цилиндрическом приборном отсеке под парашютной системой и на торовом посадочном устройстве.

Позже были запущены АМС «ВЕНЕРА-11»... «ВЕНЕРА-16», которые дополнили ранее полученные данные об атмосфере планеты и условиях на её



рисунок 5. Общий вид АМС «ВЕГА»



рисунк 6. Схема спуска СА «ВЕГА-1,-2» при доставке ПМ на поверхность и АМ в атмосферу Венеры

поверхности, позволили провести измерения *in situ* (т.е. эксперимент на месте). На посадочных аппаратах «ВЕНЕРА-13, -14» панорамная съёмка была уже цветной, был впервые произведён забор пробы грунта Венеры внутрь гермоотсека посадочного аппарата для определения элементного состава. АМС «ВЕНЕРА-15, -16» за время работы на орбите Венеры провели картографирование северного полушария планеты и передали информацию для построения высотного профиля поверхности планеты.

Последние советские аппараты – «ВЕГА-1, -2» (рисунк 5) – пролетали Венеру в 1985 году на пути к комете Галлея. Спускаемые модули массой около 2 т содержали, помимо посадочных аппаратов, атмосферные зонды с комплексом научных приборов. Впервые в атмосферу другой планеты были запущены аэростатные зонды, которые дрейфовали более 48 ч на высоте 53–55 км на широте 7° вдоль экватора в северном и южном полушарии, проводя измерения метеорологических параметров атмосферы и передавая их непосредственно на Землю. Этот эксперимент до сих пор остаётся единственным в своём роде.

Стоит отметить, что скорость входа в атмосферу для спускаемых аппаратов составляла ~ 11.6 км/с, максимальные перегрузки при спуске достигали 355 единиц, а температура перед теплозащитной оболочкой – 11000°C (Попов Е.И., 1985).

На рисунке 6 представлена схема спуска СА с посадочным и аэростатным модулями (ПМ и АМ) в рамках миссий «ВЕГА-1, -2», которая является самой сложной из осуществлённых, но при этом методически и экспериментально отработанной – её используют как базовую при планировании будущих миссий. Такая схема характеризуется разделением на схему спуска и посадки на поверхность планеты посадочного модуля и схему ввода аэростатного модуля и его дрейфа в атмосфере, что связано с необходимостью, с одной стороны – как можно быстрее осуществить спуск посадочного модуля через плотные и горячие слои атмосферы и достичь поверхности с целью проведения как можно более длительных научных исследований на поверхности, с другой стороны – с необходимостью также проводить измерения характеристик атмосферы в процессе спуска.

Указанный принцип разделения функций составных частей спускаемого аппарата (Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М., 2021) использовался в дальнейшем при проектировании схем спуска в проектах «МАРС-94» и «МАРС-96».

Наряду с советскими аппаратами немалую роль в исследовании Венеры внесли и зарубежные проекты: американские АМС «МАРИНЕР», космические аппараты (КА) «ПИОНЕР-ВЕНЕРА-1» и «ПИОНЕР-ВЕНЕРА-2», последний из которых включал также посадочные зонды, межпланетная станция «Магеллан», европейский КА «ВЕНЕРА-ЭКСПРЕСС» и японский КА «АКАЦУКИ», которые решали вопросы исследования атмосферы и поверхности дистанционными и контактными методами.

Однако только советские межпланетные станции, созданные на Машиностроительном заводе им. С.А. Лавочкина, успешно осуществили мягкие посадки на поверхность Венеры. Поэтому зарубежные коллеги стали называть Венеру «русской планетой».

Тем не менее, до сих пор мы знаем очень мало о соседней планете, хотя основные особенности Венеры известны: высокая температура поверхности (около 470°C), сернокислотные облака, на пять порядков меньшее содержание воды по сравнению с Землёй, обилие сернистых соединений, отсутствие собственного магнитного поля и совершенно иная геологическая эволюция. При этом на сегодняшний день фундаментальные вопросы происхождения и эволюция Венеры, её атмосферы и климата остаются актуальными для изучения (Zasova L.V. et al., 2023; Glaze L.S. et al., 2018; Отчет о НИР ИКИ РАН, 2019). Для ответа на них необходимо проводить новые исследования.

При проектировании будущих миссий к Венере (Голубев Ю.Ф. и др., 2018; Косенкова А.В. и др., 2020; Симонов А.В. и др., 2021; Боровин Г.К. и др., 2022)

представляется целесообразным учитывать опыт успешно реализованной международной программы «ВЕГА» по комплексному исследованию планеты Венера и кометы Галлея, а также опыт советских «ВЕНЕР».

В настоящее время предложено порядка десяти будущих миссий к Венере: DAVINCI/DAVINCI+, Cubesat UV Experiment (CUVE), Venus Flagship Mission (VFM), Venus Mobile Explorer (VME), Venus Origins Explorer (VOX), Venus Sample Return Mission (VSRM), VERITAS, EnVision и др. Некоторые из этих проектов, среди прочего, предполагают наличие посадочного аппарата (*Косенкова А.В. и др., 2021*) для проведения контактных исследований и учитывают накопленные знания о геологии поверхности планеты (*Иванов М.А. и др., 2017; Borovin G.K. et al., 2019*) по результатам радарных исследований КА «ВЕНЕРА-15, -16», «МАГЕЛЛАН», а также данные с КА «ВЕНЕРА-ЭКСПРЕСС» и «АКАЦУКИ».

3. История исследования Марса

Первые телескопические наблюдения Марса были проведены Галилео Галилеем ещё в 1610 году. В XVII веке астрономы обнаружили на планете различные области поверхности, отличающиеся от окружающих своей яркостью, а точнее – отражательной способностью, или альбедо. Улучшение качества оптики у телескопов в начале XIX века позволило провести картографирование поверхности. Первая карта Марса была опубликована в 1840 году, а более точное картографирование началось с 1877 года.

С 1960 года начались запуски автоматических межпланетных станций для изучения планеты: вначале с пролётной траектории, а затем с орбиты и непосредственно на поверхности. Так, Марс стал третьим из небесных тел (после Луны и Венеры: «ЛУНА-1», 1959; «ВЕНЕРА-1», 1961), к которому стали отправлять АМС для проведения исследований.

Отечественная программа исследования планеты Марс началась с запуска 10 и 14 октября 1960 года АМС «МАРС-1960А» и «МАРС-1960Б» разработки ОКБ-1 С.П. Королёва, которые по конструкции были практически идентичны АМС «ВЕНЕРА-1». Миссии завершились аварией при выведении их на орбиту ИСЗ, тем не менее, это была первая в истории человечества попытка достичь Марса. Следующий полёт к Марсу был предпринят через два года: запуск 24 октября станции «МАРС-1962А» и 1 ноября 1962 года АМС «МАРС-1», также разработанные в ОКБ-1 (*Маров М.Я., Хантress У.Т., 2013*). При этом первым успешным запуском можно считать АМС «МАРС-1», поскольку «МАРС-1962А» взорвался на орбите ИСЗ через 17 секунд после выведения на неё. АМС «МАРС-1» пролетела на расстоянии

195 тыс. км от поверхности планеты и вышла на гелиоцентрическую орбиту с параметрами 250×148 млн км и периодом обращения 519 дней, однако затем из-за неплотного закрытия клапана был истрачен газ из баллонов системы ориентации станции, и аппарат остался молчаливым спутником Солнца. Но за время работы станции «МАРС-1» с ней был проведён 61 сеанс радиосвязи и получен большой объём научной информации.

Последующие станции, АМС «МАРС-2» и «МАРС-3», разработанные уже в НПО имени С.А. Лавочкина (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина, 2010*), были успешно запущены к Марсу 19 и 28 мая 1971 года. АМС «МАРС-2,-3» включали орбитальный блок и спускаемый аппарат для доставки на поверхность планеты посадочного модуля – автоматической марсианской исследовательской станции. Спускаемый аппарат АМС «МАРС-2» разбился о поверхность планеты, но орбитальный блок станции 27 ноября 1971 года вышел на орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ). Масса каждой из АМС «МАРС-2» и «МАРС-3» при запуске составляла 4265 кг, из них орбитальный блок со спускаемым аппаратом – 3265 кг, СА – 1000 кг, масса марсианской станции после мягкой посадки – 355 кг (*Финченко В.С. и др., 2019*). АМС «МАРС-3» успешно прибыла к Марсу и 2 декабря 1971 года обеспечила первый в мире спуск и мягкую посадку спускаемого аппарата на поверхность планеты. Конструктивно АМС «МАРС-3» была аналогична АМС «МАРС-2», они дублировали друг друга на случай возможного сбоя.

Последующие попытки посадить на поверхность Марса научно-исследовательскую лабораторию были предприняты в июле и августе 1973 года с помощью АМС из серии М-73: «МАРС-4, -5» и «МАРС-6, -7». Впервые в отечественной космонавтике в одной межпланетной экспедиции одновременно участвовали четыре автоматических космических аппарата, имеющих две модификации: аппараты «МАРС-4» и «МАРС-5», предназначенные для функционирования на орбите Марса и обеспечения связи с посадочными станциями на поверхности, и аппараты «МАРС-6» и «МАРС-7», предназначенные для доставки этих посадочных станций при помощи спускаемых аппаратов. Такая схема была связана с баллистическими условиями полёта к Марсу в 1973 году, а дублирование аппаратов повышало надёжность миссии. Конструкции АМС этих миссий, спускаемого в атмосфере аппарата и посадочного на поверхность Марса модуля были аналогичны станциям «МАРС-2, -3». В результате экспедиции «МАРС-4», как и СА «МАРС-7», прошёл около планеты по пролётной траектории, «МАРС-5» удалось выйти на орбиту, спускаемый аппарат миссии «МАРС-6» совершил посадку на планету.



рисунок 7. Общий вид АМС «МАРС»

В ходе указанных миссий были получены разно-сторонние и обширные научные данные, а за счёт того, что четыре аппарата практически одновременно достигли окрестности планеты, можно было накопить статистический материал и тем самым повысить качество и достоверность научных результатов:

- «МАРС-4» провёл фотографирование планеты с пролётной траектории, были получены фотометрические профили атмосферы у лимба планеты в недоступной для наземных наблюдений области спектра;
- в рамках миссии «МАРС-5» были выполнены основные научные задачи, связанные с исследованиями характеристик поверхности планеты и околопланетного пространства: выполнены измерения энергии частиц солнечного ветра, со-

става частиц, температуры и скорости отдельных компонентов солнечной плазмы, произведено радиопроектирование атмосферы Марса, съёмка поверхности Марса, получены данные о температуре верхней атмосферы планеты и др. данные;

- в рамках миссии «МАРС-6» спускаемый аппарат совершил посадку на планету, впервые передав на Землю данные о параметрах марсианской атмосферы, полученные во время снижения;
- в рамках миссии «МАРС-7» проведены исследования околопланетного пространства планеты.

Общий вид АМС серии «МАРС» приведён на рисунке 7, а их СА и ПМ – на рисунке 8.

Стоит отметить, что базовой конструкцией АМС серии «МАРС» являлась корректирующая тормозная двигательная установка, в состав которой входил блок топливных баков, а корпус служил приборным отсеком (ПО). На верхней части корпуса отсека устанавливался спускаемый аппарат. На корпусе ПО крепились также остронаправленная антенна параболической формы, две панели солнечных батарей, радиаторы системы обеспечения теплового режима, располагались звёздные и земные датчики, антенны научной аппаратуры.

Спускаемый аппарат предназначался для доставки на поверхность Марса посадочного модуля, т.е. автоматической марсианской исследовательской станции. Основой СА служила соединительная рама удлиненной конфигурации, на фланце одного из концов которой закреплены подкосы, удерживающие лобовой аэродинамический экран (АЭ) в форме 120-градусного конуса на противоположном торце рамы. На раме же был установлен приборно-парашютный контейнер (ППК), имеющий форму тора, разъединяемого по большому диаметру на днище и крышку. Между ППК и АЭ помещался посадочный модуль, соединённый посредством крышки ППК с узловым

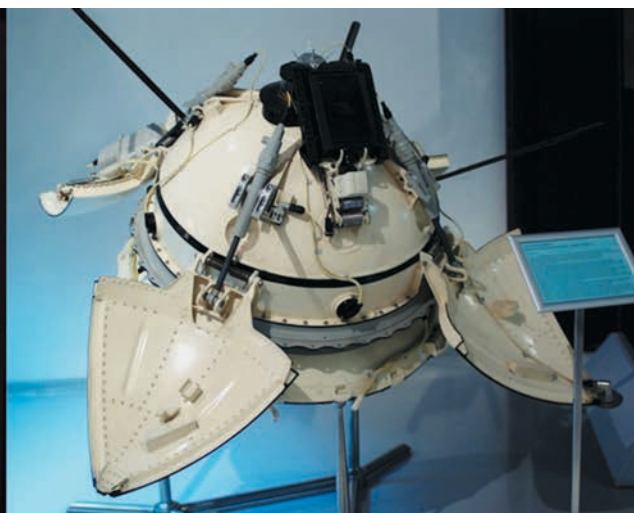
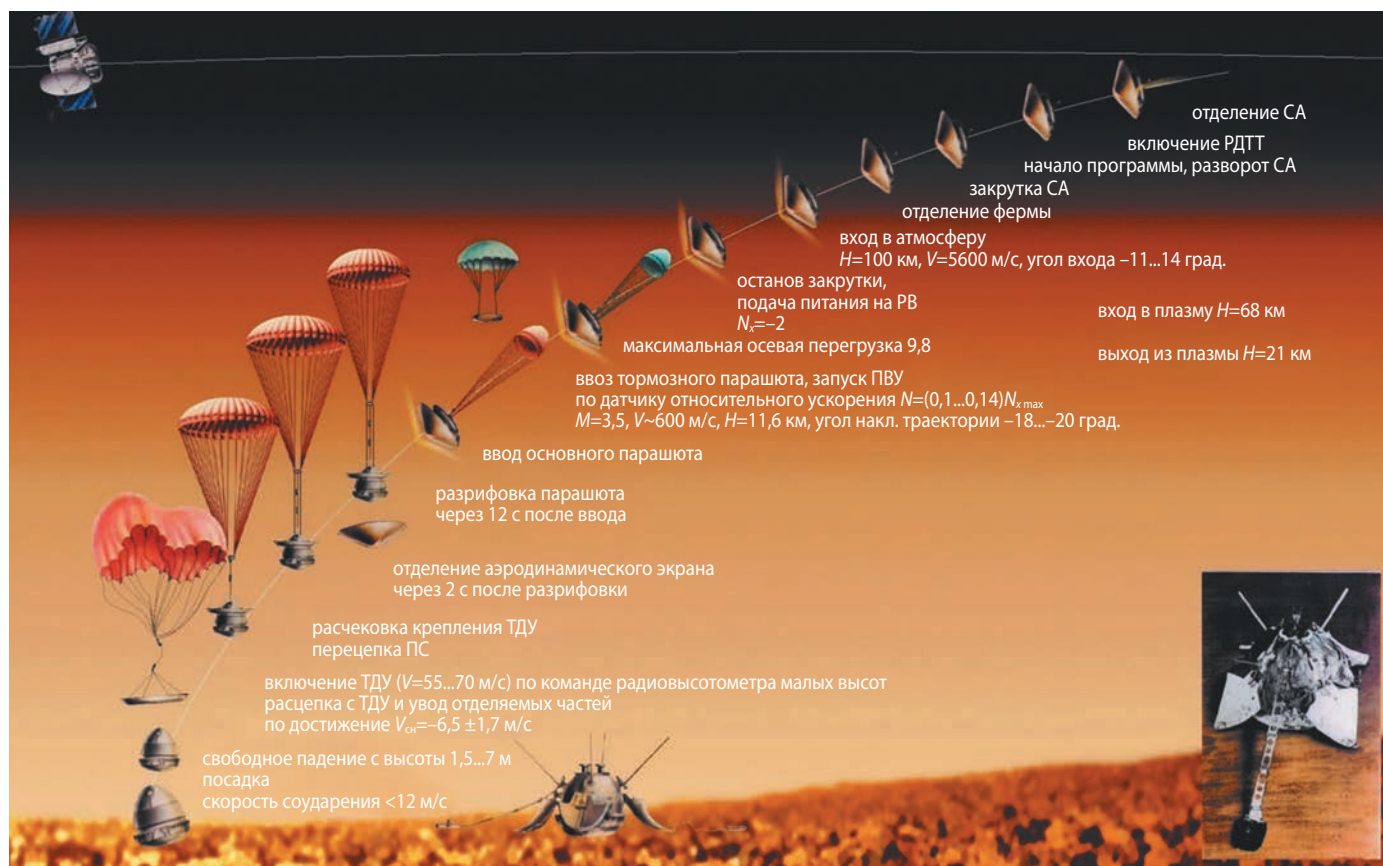


рисунок 8. Общий вид СА с коническим аэродинамическим экраном и ПМ АМС «МАРС»



рисунки 9. Схема спуска СА при доставке ПМ АМС серии «МАРС» на поверхность Марса

устройством строп основного тормозного парашюта; на крышке ППК устанавливался двигатель увода парашюта с крышкой.

Кроме того, СА был оснащён высотометром с антенной, который включался в работу при спуске после сброса АЭ, антенной связи с ИСМ, приборами и аппаратурой системы автоматического управления, двигателем увода СА от орбитального блока АМС, двигателями ввода вытяжного парашюта в газовый поток, закрутки аппарата и мягкой посадки.

Перед СА стояла довольно сложная задача – путём автоматического выполнения целого ряда технических операций, совершаемых исполнительными органами систем и агрегатов аппарата и приводящих к поэтапному изменению формы и состава СА во время спуска в атмосфере Марса, обеспечить доставку посадочного модуля на поверхность Марса.

При доставке ПМ АМС «МАРС-6» на поверхность Марса были реализованы следующие этапы функционирования СА после отделения от орбитального блока и при спуске в атмосфере планеты (Финченко В.С. и др., 2019):

- после отделения СА от орбитального блока АМС включались ракетные двигатели на твёрдом топливе (РДТТ): во-первых, для разворота СА аэродинамическим экраном навстречу набегающему газовому потоку до заданного угла атаки;

во-вторых, для закрутки СА относительно продольной оси аппарата для сохранения этого угла атаки до входа в атмосферу на высоте ~ 100 км;

- отключение фермы связи СА с орбитальным блоком для обеспечения заданного центра масс аппарата при аэродинамическом торможении;
- остановка закрутки включением соответствующего РДТТ и подача питания на радиовысотометр;
- ввод вытяжного парашюта и запуск программно-временного устройства для отсчёта времени до включения очередных команд;
- вскрытие крышки ППК, увод парашюта с крышкой и ввод в поток основного парашюта в зарифованном состоянии для обеспечения постепенного наполнения газом разреженной атмосферы;
- окончание полной разрифовки основного парашюта;
- отделение лобового конического экрана;
- включение тормозной двигательной установки ПМ;
- увод основного парашюта с днищем ППК и другими отработавшими агрегатами СА для освобождения ПМ и уменьшения посадочной массы аппарата;
- контакт ПМ с грунтом поверхности Марса со скоростью менее 12 м/с, срабатывание системы амортизации ПМ;

- ввод в действие механизма вертикализации ПМ (установка в правильное рабочее положение с помощью раскрытия опорных створок);
- приведение радиоантенн и научных приборов в рабочее положение и состояние, установление радиосвязи с ИСМ.

Схема спуска, традиционная для всех АМС серии «МАРС» (Финченко В.С. и др., 2019), за исключением некоторых параметров, реализуемых на этапах функционирования системы спуска, приведена на рисунке 9.

Схемы спуска в атмосфере Марса в целом схожи со схемами спуска в атмосфере Венеры, но отличаются от последних необходимостью торможения на последнем участке спуска с помощью двигателей мягкой посадки ввиду высокой степени разреженности атмосферы Марса.

В общем виде схема спуска в атмосфере Венеры/Марса включает следующие этапы:

- аэродинамическое торможение (баллистический спуск или с качеством);
- торможение с использованием дополнительно раскрывающихся аэродинамических поверхностей, в том числе парашютных систем, надувных тормозных устройств и других;

- торможение с помощью двигательной установки (для Марса) и торможение за счёт аэродинамической формы и дополнительных поверхностей (для Венеры);
- дрейф в атмосфере (для аэростатов при их наличии);
- посадка на поверхность (для посадочных модулей и планетоходов).

Позднее была запущена серия советских АМС, предназначенных для исследования Марса и его спутника Фобоса в рамках Международного космического проекта «ФОБОС»: АМС «ФОБОС-1» и «ФОБОС-2» (1988), с первой из которых была потеряна связь на перелёте к Марсу из-за ошибочной команды с Земли, а со второй были получены фотографии Фобоса после её выхода на орбиту ИСМ, и, несмотря на то, что СА на Фобос не попал, миссия признана частично успешной. В процессе полёта АМС «ФОБОС-2» были не только получены изображения Фобоса, но и измерена температура его поверхности, проведено исследование околомарсианского пространства, а также Солнца.

Последняя попытка российской космонавтики доставить на поверхность Марса исследовательский зонд «Пенетратор» с погружением части научной



рисунк 10. Схематическое изображение спуска марсохода «Кьюриосити» на поверхность «небесным краном»

аппаратуры в грунт на глубину до 6 м и СА «Малая станция» была предпринята в ноябре 1996 года при запуске АМС «МАРС-96»; она закончилась отказом разгонного блока Д-2 и разрушением станции. Но в ряде последующих миссий были использованы технологии «МАРС-96». В 2011 году была запущена АМС «ФОБОС-ГРУНТ», предназначенная для проведения исследований Марса и его спутника Фобоса с доставкой на Землю образцов грунта Фобоса (Ефанов В.В., Захаров А.В., 2011). В результате нештатной ситуации не произошло расчётного срабатывания маршевой двигательной установки перелётно́го модуля, и станция не смогла покинуть окрестности Земли, оставшись на низкой околоземной орбите.

В целом, несмотря на неудачные попытки посадки автоматической марсианской станции на поверхность красной планеты, отечественными аппаратами был проведён широкий спектр научных исследований атмосферы и околомарсианского пространства, получены изображения Марса и Фобоса, отработаны технологии проведения орбитальных наблюдений и осуществления спуска при доставке посадочного модуля на поверхность планеты.

Большой вклад в исследования Марса внесли и зарубежные проекты, такие как американские АМС «МАРИНЕР», «ВИКИНГ», «МАРС ГЛОБАЛ СЕРВЕЙОР», «МАРС ПАСФАЙНДЕР», включающий планетоход, марсоходы «Спирит» и «Оппортьюнити» в рамках программы Mars Exploration Rover (MER), КА «ФЕНИКС», посадочный зонд InSight, индийская АМС «МАНГАЛЬЯН».

На данный момент на орбитах вокруг Марса работают КА «МАРС ОДИССЕЙ» (НАСА), КА «МАРС-ЭКСПРЕСС» (ЕКА), АМС «МАРСИАНСКИЙ РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ СПУТНИК» (НАСА), АМС «MAVEN-1» (НАСА), КА TRACE GAS ORBITER (ЕКА, Роскосмос), АМС «АЛЬ-АМАЛЬ» (ОАЭ), АМС «ТЯНЬВЭНЬ-1» (Китай). На поверхности Марса работают марсоходы НАСА «Кьюриосити», марсоход «Персеверанс» и марсианский роботизированный вертолёт «Индженьюити», марсоход «Чжужун» (Китай).

Среди указанных проектов интересным инженерным решением был спуск «небесным краном» (рисунок 10) марсохода «Кьюриосити» на завершающем этапе спуска. Изначально марсоход находился внутри аэродинамической капсулы, предохранявшей его во время перелёта и входа в атмосферу Марса. Далее, аналогично предыдущим миссиям «ВИКИНГ», «МАРС ПАСФАЙНДЕР», MARS EXPLORATION ROVER (MER), происходило снижение на сверхзвуковом парашюте, после чего сбрасывался теплозащитный лобовой экран. После этапа торможения при помощи парашюта марсоход и спускаемый аппарат (в данном случае это платформа над марсоходом

с двигателями торможения) отделились от капсулы с парашютом. Дальнейший спуск осуществлялся с помощью восьми реактивных двигателей платформы, к которой тремя нейлоновыми тросами и электрическим кабелем был прикреплён марсоход. В это же время марсоход переводился из перелётной конфигурации (сложенное состояние) в посадочную, одновременно опускаясь на «небесном кране» под платформой (рисунок 10). «Небесный кран» включился в работу примерно в 20 метрах от поверхности и спустил «Кьюриосити» с восьмиметровой высоты подобно крану. После того как марсоход оказался на поверхности Марса, тросы и кабель отсоединились, и «небесный кран», увеличив мощность двигателей, улетел на расстояние 650 метров от марсохода для совершения жёсткой посадки.

Этот способ спуска сложнее, чем подушки безопасности (их использовали предыдущие марсоходы), которые предназначались для возможной посадки в условиях пересечённой местности и значительного снижения удара (скорость касания: 0,75 м/с в данном случае, около 12 м/с в миссиях MER, 29 м/с у зонда «Бигль-2»). Но зато при этом вертикальная скорость «Кьюриосити» при посадке была настолько мала, что его шасси мог полностью поглотить силу удара – таким образом, никаких дополнительных амортизирующих устройств при посадке не требовалось.

На основе вышесказанного можно отметить, что основные компоненты современных миссий по исследованию Марса включают орбитальный/перелётный модуль и спускаемый аппарат с посадочным модулем и/или марсоходом.

заключение

Исследования планет земной группы вызывают сегодня наибольший интерес с точки зрения сравнительной планетологии; они помогут не только понять раннюю историю формирования и развития планет земной группы, но и спрогнозировать возможную эволюцию Земли, её атмосферы и климата.

Для ответа на эти фундаментальные вопросы в настоящее время постоянно возникают новые методы и средства исследований, которые могут в будущем помочь получить наиболее полное представление о внутреннем и внешнем строении планет земной группы. А современные проекты по исследованию других планет включают, как правило, несколько составных частей: орбитальные и спускаемые аппараты, аэростатные модули, посадочные модули, стационарные (посадочные станции) и подвижные (планетоходы), – для проведения комплексных исследований и получения максимального объёма научной информации.

список литературы

- Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Заславский Г.С. и др. Успешное творческое сотрудничество НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в освоении космоса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 46-56.
- Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. Системное проектирование космических десантных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2021. 256 с.
- Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Киселева И.П., Корянов В.В. и др. Баллистическое проектирование полётов к Венере в эпоху 2021-2028 гг. Области достижимости при посадке // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2018. № 76. 28 с.
- Ефанов В.В., Захаров А.В. Фобос-Грунт. Проект космической экспедиции. ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» Роскосмоса. Учреждение Российской академии наук Институт космических исследований РАН.М., 2011. 237 с.
- Иванов М.А., Засова Л.В., Герасимов М.В., Корблев О.И. и др. Природа различных типов местности на поверхности Венеры и выбор перспективных мест посадки для спускаемого аппарата экспедиции ВЕНЕРА-Д // Астрономический вестник. 2017. Т. 51, № 1. С. 3-23. DOI: 10.7868/S0320930X17010029.
- Козырев А.С. Митрофанов И.Г., Benkoff J. et al. Перспективный сцинтилляционный детектор на основе бромида церия для космического гамма-спектрометра МГНС // Приборы и техника эксперимента. 2016. № 4. С. 92-100.
- Косенкова А.В., Миненко В.Е., Агафонов Д.Н. Исследование баллистического режима спуска маневренного посадочного аппарата на поверхность Венеры // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2020. № 4. С. 42-60.
- Косенкова А.В., Седых О.Ю., Симонов А.В., Миненко В.Е. Исследование достижимых районов посадки на поверхности Венеры для аппаратов различных типов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 12-20.
- Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. д.т.н., профессора К.М. Пичхадзе и д.т.н., профессора В.В. Ефанова. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Изд. МАИ-ПРИНТ, 2010. 692 с.
- Ксанфомалити Л.В., Зелёный Л.М., Пармон В.Н., Снытников В.Н. Гипотетические признаки жизни на планете Венера: ревизия результатов телевизионных экспериментов 1975-1982 гг. // Успехи физических наук. 2019. Т. 189, № 4. С.403-432.
- Лемешевский С.А., Графодатский О.С., Карчаев Х.Ж., Воронцов В.А. Космические аппараты для контактных исследований планеты Венера. Опыт и перспективы (к 80-летию НПО имени С.А. Лавочкина и 50-летию космического аппарата «Венера-4») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 52-58.
- Маров М.Я., Хантресс У.Т. Советские роботы в Солнечной системе. Технологии и открытия. М.: Физматлит, 2013. 612 с.
- Мошнеев А.А., Шириаков А.Е. К 50-летию юбилею запуска космических аппаратов «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 3-10.
- Отчет о научно-исследовательской работе. Миссия для комплексного исследования поверхности, атмосферы и окружающей плазмы Венеры. ИКИ РАН. Москва. 2019. URL: http://www.iki.rssi.ru/annual/2019/R_Venera-D-2019.pdf.
- Пичхадзе К.М. Развитие научно-проектной школы Г.Н. Бабакина создания автоматических космических аппаратов для исследования дальнего космоса // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 9-18.
- Попов Е.И. Спускаемые аппараты. М.: Знание, 1985. 64 с.
- Симонов А.В., Ковалева С.Д., Гордиенко Е.С., Польш В.Г. и др. Особенности проектирования траекторий перспективных космических аппаратов для исследования Венеры // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. Вып. 10. С. 1-23.
- Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов – прорывная технология в ракетно-космической технике / Под ред. В.А. Колмыкова, Х.Ж. Карчаева. Химки: Издатель АО «НПО Лавочкина», 2019. 488 с.
- Benkoff J., Murakam G., Baumjohann W. et al. Bepi-Colombo – Mission Overview and Science Goals // Space Science Reviews. 2021. 56 p. URL: <https://doi.org/10.1007/s11214-021-00861-4>.
- Borovin G.K., Grushevskii A.V., Tuchin A.G., Tuchin D.A. Russian exploration of Venus: Past and Prospects // Mathematica Montisnigri. 2019. Vol. XLV.P. 137-148. DOI 10.20948/mathmontis-2019-45-12.
- Glaze L.S., Wilson C.F., Zasova L.V., Nakamura M. et al. Future of Venus Research and Exploration // Space Science Review. 2018. № 89. URL: <https://doi.org/10.1007/s11214-018-0528-z>.
- Kotsyurbenko O., Skladnev D., Kompanichenko V., Brushkov A. et al. Life on Venus: different concepts of its origin and evolution // Moscow Solar System Symposium 13MS3, held 10-14 October, 2022 at IKI RAS. Moscow, 2022. 13MS3-AB-03.
- Zasova L.V. et al. Some peculiarities of the Venusian mesosphere dynamics // Moscow Solar System Symposium 14MS3, held 9-13 October, 2023 at IKI RAS. Moscow, 2023. 14MS3-VN-04.

Статья поступила в редакцию 26.09.2023

Статья после доработки 26.09.2023

Статья принята к публикации 26.09.2023

**ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ ДВОЙНОГО
НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ
ВОЕННЫХ ЗАДАЧ.
ЧАСТЬ 1. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО
НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ
КОМПАНИЙ PLANET И BLACKSKY**



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

**DEPLOYMENT OF
DUAL-PURPOSE
SATELLITES FOR MILITARY
APPLICATIONS.
PART 1. PLANET'S AND
BLACKSKY'S NEXT-GENERATION
IMAGERY SURVEILLANCE
SATELLITES**



Н.Н. Клименко¹,
кандидат
технических наук,
klimenkonn@laspace.ru;
N.N. Klimenko

В статье рассматриваются особенности применения космических аппаратов оптико-электронного наблюдения компаний Planet и Blacksky для решения военных задач. Детально анализируются методы обнаружения военной деятельности на объектах интереса с использованием спектральных индексов, рассматривается применение программного комплекса Guardian для мониторинга территориально разнесённых районов и объектов. Показаны ограничения малых космических аппаратов для решения военных задач. Анализируются предложения по использованию псевдокосмических аппаратов для повышения их возможностей.

Ключевые слова: космический аппарат; псевдокосмический аппарат; спектральные индексы; разрешение; периодичность наблюдения; обзорная площадная съёмка; классификация объектов; шахтная установка МБР.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.003

The article deals with peculiarities of deployment of Planet's and Blacksky's imagery surveillance satellites for military applications. Methods of detecting of military activity on objects of interest using spectral indices are analyzed in detail. Application of Guardian software for monitoring of vastly dispersed areas and objects are considered, as well. Limited capabilities of small satellites for military application are shown. Proposals for deployment of HALE pseudo-satellites to improve capabilities of small satellites are analyzed.

Key words: satellite; pseudo-satellite; spectral indices; resolution; revisit time; synoptic area imaging; target classification; ICBM silos.

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

Введение

Американские организации, отвечающие за применение военных КА и приобретение ресурса коммерческих малых космических аппаратов (МКА) двойного назначения, провели ещё в 2020 году масштабную кампанию по их привлечению к решению военных задач на контрактной основе. В первую очередь был заключён контракт с операторами космических систем оптико-электронного наблюдения MAXAR, Planet и Blacksky в рамках программы EOCL, пришедшей на смену программе Enhance View, по которой поставку космических снимков высокого разрешения осуществляла только компания Digital Globe (в настоящее время MAXAR). Одновременно были заключены контракты с операторами космических систем радиолокационного наблюдения Capella Space, Umbra и американским подразделением финской компании ICEYE US, а также с оператором космической системы радиоэлектронного наблюдения HawkEye 360. Планируется привлечение космической системы радиолокационного наблюдения PredaSAR, находящейся в разработке. Не исключено использование в военных целях космических систем радиолокационного наблюдения IQPS и Syspective, а также интегрированного комплекса радиолокационного наблюдения CHORUS в составе КА Radarsat нового поколения и IceEye.

Осуществляется взаимодействие военных ведомств и с новыми операторами космических систем радиоэлектронного наблюдения Aurora Insight, Horizon, Kleos, Unseen Lab.

Привлекаемые для решения военных задач указанные выше орбитальные группировки КА двойного назначения характеризуются высокой периодичностью наблюдения районов особого внимания, оперативностью доставки информации военных потребителям, удовлетворяющими их требованиям при решении задач слежения за изменяющейся оперативной обстановкой и выдачи данных по подвижным объектам. Это предопределило их роль в качестве важнейшего дополнения к существующим КА для высокодетальной съёмки в рамках концепции гибридной космической архитектуры, исповедуемой в настоящее время за рубежом.

Цель статьи – проанализировать особенности и способы применения вышеперечисленных КА наблюдения двойного назначения для решения военных задач. В первой части рассматриваются космические системы оптико-электронного наблюдения компаний Planet labs, Blacksky и MAXAR.

1. Особенности и способы применения космических аппаратов наблюдения двойного назначения компании Planet Labs

Технические аспекты и тенденции создания КА оптико-электронного наблюдения (ОЭН) указанных компаний рассмотрены в (Бакланов А.И., 2018; Бакланов А.И., 2018; Занин К.А., Москатиньев И.В., 2019). Некоторые особенности применения КА ОЭН двойного назначения рассматривались в (Клименко Н.Н., 2017; Занин К.А., Москатиньев И.В., Клименко Н.Н., 2020).

Компания Planet разработала и осуществляет применение орбитальной группировки, имеющей в составе до 200 малых МКА ОЭН со средним разрешением типа Dove. КА Dove и его модификации обладают ограниченными возможностями и осуществляют съёмку только «в нади́р» со сравнительно небольшим захватом. Вместе с тем, применение орбитальной группировки МКА Dove обеспечивает ежесуточное покрытие съёмкой всей земной поверхности при наблюдении одного и того же района один раз в сутки. Систематический характер покрытия земной поверхности обеспечивает беспои́сковый режим наблюдения: пользователь может ежесуточно видеть любой район и даже «заглядывать» в прошлое для выявления районов с изменяемой обстановкой. МКА Dove не оснащены двигательными установками, но при этом остаётся актуальной задача удержания их на орбите для обеспечения непрерывности съёмки. Это достигается изменением их баллистических коэффициентов с помощью двигателей-маховиков и атмосферным торможением.

В составе орбитальной группировки компании Planet 21 МКА типа Skynet с субметровым разрешением и трёхосной стабилизацией с использованием двигателей-маховиков и 4 двигательных установок, что обеспечивает возможность перенацеливания с объекта на объект, в отличие от МКА Dove, ведущих съёмку только «в нади́р». МКА Skysat ведёт съёмку перекрывающимися полосами размером $3,2 \times 1,35$ км с разрешением 0,86–0,9 м при съёмке в нади́р с высоты 500 км в полосе 8 км. Одиночный МКА ведёт съёмку с периодичностью 4–5 дней. При запасе характеристической скорости 180 м/с МКА Skynet может обеспечить съёмку 2–3 объектов (площадью $6,6 \times 10$ кв. км) в минуту. Камера также позволяет съёмку видеороликов со скоростью 30 кадров/с с разрешением 1,1 м продолжительностью до 90 с кадрами размером $2 \times 1,1$ м. МКА Skysat № 1–15 выведены на солнечно-синхронную орбиту, а МКА № 16–21 – на наклонные орбиты с наклоном 53 градуса. Это позволяет нарастить периодичность наблюдения в средних широтах в среднем до 6–7 раз в сутки и максимум до 12 раз в сутки.

Совместное применение МКА Dove и Skysat придаёт им новый синергетический эффект: МКА Dove обеспечивает ежесуточную съёмку земной поверхности со средним разрешением, по материалам съёмки в автоматическом режиме выявляются районы с критически изменившейся обстановкой, по этим данным осуществляется наведение МКА для съёмки выявленных районов с высоким разрешением. Такое применение этих МКА придаёт им свойство беспойсковой системы с высокой периодичностью наблюдения при субметровом разрешении без технических рисков и больших затрат.

Несмотря на достаточно высокие характеристики МКА Skysat компания Planet отстаёт от требований военных партнёров по таким показателям, как разрешение и периодичность наблюдения. По оценке, для достоверного распознавания подвижных целей (автобронетехника, комплексы противовоздушной обороны, ракетно-артиллерийское вооружение и др.) требуется разрешение не менее 30 см и периодичность наблюдения не более одного часа.

В этих целях компания Planet разработала КА ОЭН нового поколения Pelican с первым запуском в 2023 году, а также усилила взаимодействие с компаниями, располагающими КА радиолокационного наблюдения для получения мультиинформационных продуктов. В первую очередь, взаимодействие осуществляется с целью получения материалов съёмки КА Sentinel-1 с широкой полосой съёмки. Полная орбитальная группировка будет включать 32 КА Pelican с разрешением 30 см при съёмке в надир за счёт снижения высоты орбиты до 325 км. Периодичность наблюдения по всему земному шару составит до 10 раз в сутки, а особо важных районов в средних широтах – до 30 раз в сутки. Такая периодичность позволит осуществлять мониторинг районов с потенциально нестабильной и изменяемой обстановкой в среднем каждые 30 минут. КА Pelican будут запускать на смену МКА Skysat по мере прекращения их функционирования. Новые возможности МКА получены как за счёт снижения орбиты, так и за счёт увеличения массы до 150–200 кг.

Для повышения оперативности закладки командно-программной информации (КПИ) на борт КА и последующей доставки информации потребителям КА Pelican оснащаются терминалами межспутникового обмена данными через КА-ретрансляторы на геостационарной и средневысотной орбитах компании SES и через геостационарный КА-ретранслятор компании Telesat. Для работы с геостационарными КА применяются терминалы С-диапазона, а для работы со средневысотным КА O3dmPowerSES и с перспективной низкоорбитальной группировкой КА Lightspeed компании Telesat – в диапазоне

КА (*Planet to leverage NASA contract with SES...*). Эти КА-ретрансляторы планируются на замену КА TDRSS. Ретрансляция информации с КА Pelican позволит уменьшить время её доставки потребителям с нескольких часов до нескольких минут.

Результаты применения в ходе военных действий на Украине КА гиперспектральной съёмки компании Satellogic усилило внимание военных к этому виду космической информации, а также дали «толчок» другим компаниям вести разработку таких КА. Компания Planet ведёт разработку и планирует запуск в 2023 году двух КА гиперспектральной съёмки в диапазоне 400–2500 нм с дискретностью 5 нм и с разрешением 30 м под названием Tanager.

Важной особенностью применения КА Dove является их взаимодействие с КА радиолокационного наблюдения Sentinel-1 и КА ОЭН Sentinel-2. Это придаёт новое качество процессу мониторинга районов с потенциальной нестабильностью и выявления признаков активизации военной деятельности. В (*Persistent monitoring of military activity...*) технология такого взаимодействия продемонстрирована на примере мониторинга ряда объектов РФ в период до начала специальной военной операции (СВО). Для выявления изменений на земной поверхности используются апробированные в рамках программы Copernicus методы обработки материалов космической съёмки, основанные на формировании ряда формализованных показателей и сравнении их с пороговыми значениями по известным критериям, соответствующим решаемым задачам. Применительно к оптико-электронным снимкам используются спектральные индексы:

- строительный индекс $BAI = (B02 - B08) / (B02 + B08)$;
- индекс яркости $BI = \text{SQRT} ((B04 \times B04) + (B03 \times B03))$;
- индекс яркости почвы $SBI = \text{SQRT} ((B04 \times B04) + (B08 \times B08))$;
- нормализованный вегетационный индекс $NDVI = (B08 - B04) / (B08 + B04)$,

где $B0i$ – интенсивность отражённого света в i -м спектральном поддиапазоне КА Sentinel-2 или соответствующие поддиапазоны КА Dove.

Алгоритмы расчёта спектральных индексов встроены в пакеты программного обеспечения для обработки космических снимков ArcView Image Analysis, ENVI, Scanex, MODIS и др.

Применительно к радиолокационным снимкам используются такие показатели, как радиолокационный вегетативный индекс RVI и нормализованный радарный вегетационный индекс NDVI, основанный на пространственных отношениях поляризационных режимов и имеющий устойчивую корреляцию с аналогичным оптическим индексом.

Алгоритмы обработки радиолокационных снимков КА Sentinel-1 рассмотрены, например, в (*Методические рекомендации по подготовительным работам...*). Для рассматриваемых целей используется интерферометрический широкозахватный режим съёмки IW (ширина полосы захвата 250 км при разрешении 10×10 м) с двумя поляризациями VV и VH. Для обеспечения возможности определения количественного значения обратного рассеяния проводится радиометрическая калибровка с целью перехода от «сырых» значений пикселей к значениям удельной эффективной поверхности рассеяния (УЭПР) – отношению эффективной площади рассеяния (ЭПР) элемента разрешения к его площади. Как правило, используется значение сигма-ноль Sigma0 – ЭПР плоского объекта, нормированная геометрической площадью, линейный размер которой определяется поперёк линии пути, в плоскости, перпендикулярной к линии визирования. Определение Sigma0 рассматривается в (*Методические рекомендации по подготовительным работам...*). Расчёт индекса RVI определяется в программном комплексе SNAP. Для случая с КА Sentinel-1 с двумя поляризациями этот индекс рассчитывается по формуле:

$$\text{RVI} = 4 \times \text{SS} / (\text{Sigma0_HH} + \text{Sigma0_VH}),$$

где Sigma0_VH , Sigma0_HH – УЭПР элементы разрешения при поляризации VH, HH, расчёт которых осуществляется на этапе амплитудной обработки радиолокационной информации.

При этом значение на снимке $\text{RVI}=0$ соответствует отсутствию растительности, а значение $\text{RVI}=1$ соответствует густым зарослям.

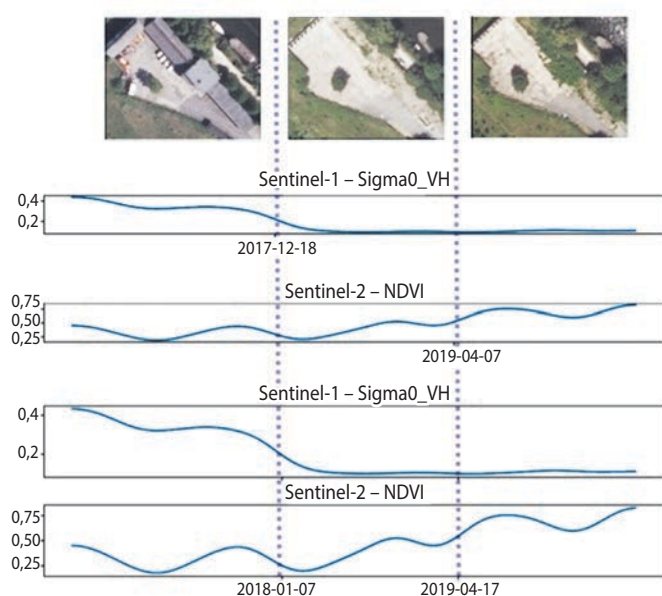


рисунок 1. Применение радиолокационного показателя Sigma0_VH и оптического индекса NDVI для мониторинга строительных работ

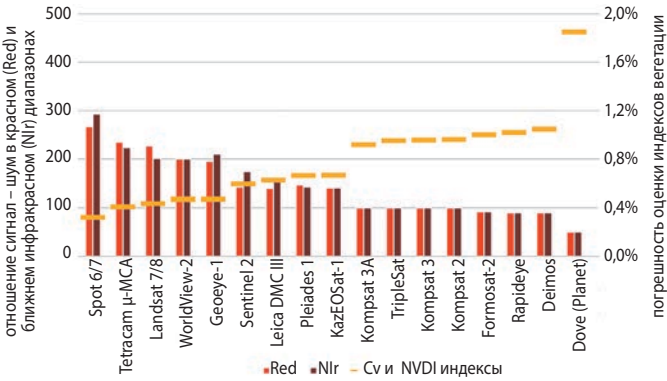
На практике часто применяется радиолокационный показатель Sigma0_VV совместно с оптическим индексом NDVI, как показано на рисунке 1 (*Neitzband M., Krichberg C., 2013*). Дополнительно используются результаты когерентного детектирования, основанные на вычислении дискретной комплексной взаимокорреляционной функции, амплитуда которой используется для оценивания когерентности двух радиолокационных снимков. Её высокий уровень соответствует отсутствию изменений, а снижение когерентности на заданном участке свидетельствует об активизации деятельности в этом районе, в том числе с применением техники.

Использование рассмотренных выше показателей обеспечивает автоматическое обнаружение изменений на земной поверхности, обусловленных техногенной и военной деятельностью. Так, в (*Persistent monitoring of military activity...; Lessons learned from...; Classifying military equipment from space*) анализируется применение автоматического обнаружения изменений на базе алгоритмов искусственного интеллекта в период с 2015 года и до начала СВО в районах и на объектах, используемых в разное время ВС РФ и известных наблюдающей стороне, по проведению учений и других мероприятий. Наряду с материалами космической съёмки использовались данные радиомониторинга, а также информация из открытых источников. Для примера выбраны три района: Ельня, Солоти (Валуйки) и полигон в южной части Крыма. Так, в районе Ельни было выявлено строительство нового большого автопарка и доставка большого объёма оборудования и техники. В дальнейшем было установлено убийство части сил и средств из района Ельни. Для выявления этих изменений производилась съёмка этого района средствами КА Sentinel-1 и Dove с определением индекса RVI, NDVI и Sigma0_VH . При превышении этими показателями среднего уровня осуществлялось наведение на соответствующий участок местности КА Skysat для получения информации с целью классификации находящейся там техники.

Качество изображения по разрешающей способности, отношению сигнал – шум и точности оценки индексов вегетации (*Sozzi M., Kayad A., Gobbo S., Cogato A. et al., 2021*) для больших КА типа WorldView, Pleyades и др. существенно превосходит МКА типа Dove и др. (рисунок 2).

Зарубежные пользователи информации проводят оценку разрешающей способности космических систем ОЭН не только по проекции пикселя (GSD), но и по ширине размытия резкого края (FWHM). Этот показатель наиболее полно характеризует линейное разрешение на местности и способность распознавать мелкие слабоконтрастные детали на изображении.

ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 1. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ КОМПАНИЙ PLANET И BLACKSKY



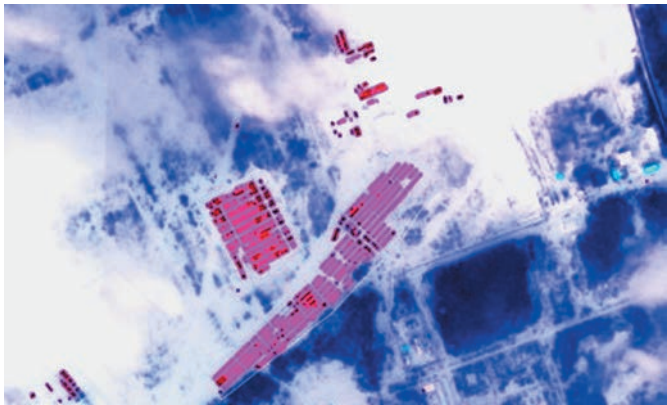
рисунк 2. Отношение сигнал – шум на изображении и погрешность оценки индексов вегетации различными КА и МКА

По оценке линейного разрешения на местности (таблица) МКА существенно уступают крупногабаритным КА типа WorldView-3.

Например, заявленное разрешение SkySat по проекции пикселя при съёмке в надир составляет 0,8 м. Оценка ширины рассеяния резкого края показывает, что линейное разрешение в 2,5–4 раза хуже проекции пикселя и равно 1,5–4,3 м. Перечисленные показатели достигаются только при съёмке в надир и ухудшаются при отклонении визирной оси.

Ширина размытия резкого края у КА с крупногабаритной оптикой также лучше. В результате МКА SkySat по линейной разрешающей способности в панхроматическом диапазоне проигрывает КА WorldView-3 примерно в два раза. В мультиспектральном диапазоне их разрешающая способность и отношение сигнал-шум практически равны.

Комплексное применение КА Sentinel-1 с низким разрешением, орбитальной группировки PlanetScope (КА Dove) со средним разрешением с последующим наведением по их данным аппаратов WordView, Pleyades, Skysat с высоким разрешением позволяет получать полную оценку оперативной обстановки независимо от погодных условий.



рисунк 3. Обнаружение строительства автопарка в районе Ельни

На рисунке 3 показаны выявленные изменения в строительстве новых сооружений в районе Ельни, а на рисунке 4 приведены изменения после убийства части сил и средств, выявленные по результатам анализа оптических снимков. На рисунке 5 представлены результаты обнаружения строительства автопарка по индексу RVI, получаемому по снимкам с КА Sentinel-1. Аналогично производилось детектирование изменений на других объектах с последующим наведением КА Skysat на участки, где индикаторы изменений превышали средний повседневный уровень.

Приведённые в (*Persistent monitoring of military activity...*) примеры свидетельствуют о том, что подобные подходы позволяют осуществлять длительный автоматический мониторинг большого количества районов особого внимания на малозатратной основе. Это подтвердил и опыт оценки зарубежными специалистами оперативной обстановки в условиях военных действий (*Lessons learned from...*).

Для автоматического анализа материалов космической съёмки компания Planet применяет специальный программный комплекс Guardian, разработанный фирмой SpaceKnow на базе нейронных алгоритмов классификации объектов военной техники.

таблица – Пространственное разрешение различных типов КА

название КА	World View-3		SkySat	Dove
масса КА, кг	2700		110	5.2
высота орбиты, км	618		400–600	475
количество КА	1		21	160
диаметр оптической системы, м	1,2		0,4	0,2
тип матрицы	временной задержки с накоплением (TDI)		кадровая (CMOS)	кадровая (CMOS)
диапазон	панхроматический	мультиспектральный	мультиспектральный	
проекция пикселя (GSD), м	0,3	1,2	0,6–1,0	3,0
ширина рассеяния резкого края (FWHM), пикселей	2,0–2,25	1,2–1,7	2,5–4,3	2,8–3,3
функция передачи модуляции на частоте Найквиста	0,04–0,06	0,18	0,02	0,006–0,01
максимальное отношение сигнал – шум	100	220	200	30
оценка линейного разрешения на местности, м	0,6–0,7	1,5–2,0	1,5–4,3	8,4–10

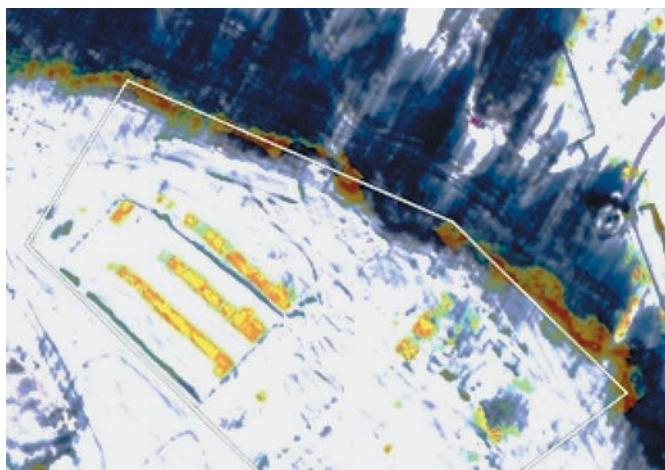


рисунок 4. Выявление убывания части сил и средств из района Ельни

Цель применения программного комплекса Guardian – не замена операторов-аналитиков, а содействие и повышение эффективности их работы в условиях поступления большого объёма разнородной информации. Для повышения эффективности оценивания оперативной обстановки применяется мульти-информационный подход, когда для наведения КА с высоким разрешением, но с малым захватом, на участки местности, требующие проведения детального анализа, привлекаются КА радиоэлектронного наблюдения компании HawkEye 360, а также данные из открытых источников.

Применение программного комплекса Guardian позволяет пользователям вести мониторинг любого количества территориально разнесённых районов, представляющих оперативный интерес, размеры которых могут достигать регионального масштаба площадью в несколько тысяч кв. км. Программный комплекс предоставляет возможность ретроспективного анализа материалов космической съёмки КА Dove с предоставлением пользователям информации об изменениях количества техники в заданном районе на протяжении заданного времени, а также возможность оценки соответствия выявленного количества техники повседневному уровню. В (*Commercial satellites – not US intelligence revealed China's missile program; Satellite photos show China expanding its mysterious desert airfield; China is building a second nuclear missile silo field; New Chinese space plane landed...*) рассматриваются варианты применения программного комплекса Guardian на примере мониторинга объектов на территории КНР. Систематический обзор земной поверхности с использованием орбитальной группировки PlanetScope с последующим наведением КА Skysat (а в перспективе КА Pelican), и применение для обработки материалов их съёмки программного комплекса Guardian обеспечили вскрытие строительства в КНР двух новых позиционных районов МБР шахтного типа. Первый

из районов обнаружен по снимкам КА Dove в районе Yumen, провинция Gansu (рисунок 6); второй позиционный район – в 380 км северо-восточнее Yumen в окрестностях населённого пункта Hami (рисунок 7) в провинции Eastern Xinjangn (*Planet to leverage NASA contract with SES...*). По оценке (с использованием программного комплекса Guardian), в этих позиционных районах ведётся строительство шахт под размещение предположительно МБР типа MIRVed DF-41. На это указывает однотипность шахт, строящихся в районах Yumen и Hami, и шахт, используемых на полигоне Jilantai в провинции Inner Mongolia, установленная по снимкам КА Dove и Skysat (рисунок 8). Отмечается, что такое расположение новых позиционных районов делает их недосягаемыми для американских крылатых ракет в отличие от расположения МБР DF-5.

На космических снимках компании Planet выявлена секретная авиабаза в китайской пустыне в окрестностях старого ядерного испытательного полигона Lop Nur. На авиабазе отмечено проведение испытаний «экспериментального многоразового космического корабля» типа американского X-37B. На снимке (рисунок 9) зафиксирована посадка этого космического самолёта. Наблюдалось дальнейшее строительство больших сооружений и взлётно-посадочной полосы на удалённом аэродроме. По своему местоположению район Lop Nur пригоден для испытаний и другой совершенно секретной техники, в том числе высотных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) на солнечной энергии, или псевдокосмических аппаратов (ПКА), перспективных бомбардировщиков и других новейших летательных аппаратов. В связи с этим район Lop Nur рассматривают как аналог американского района Area 51.

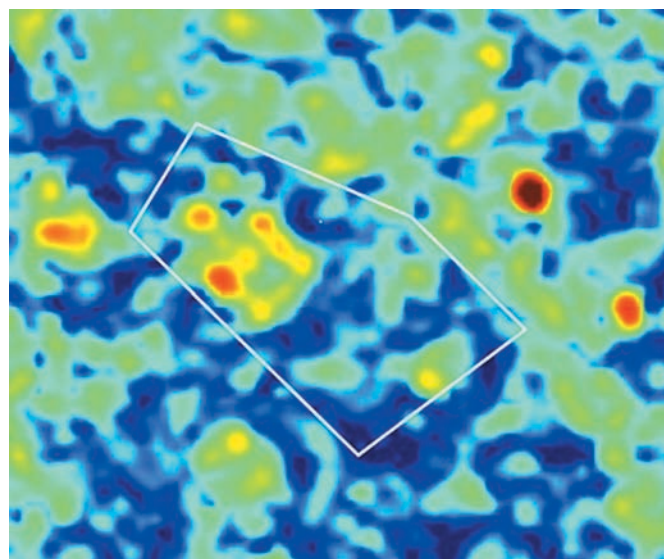


рисунок 5. Результаты обнаружения строительства автопарка с использованием радиолокационного индекса RVI

ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 1. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ КОМПАНИЙ PLANET И BLACKSKY

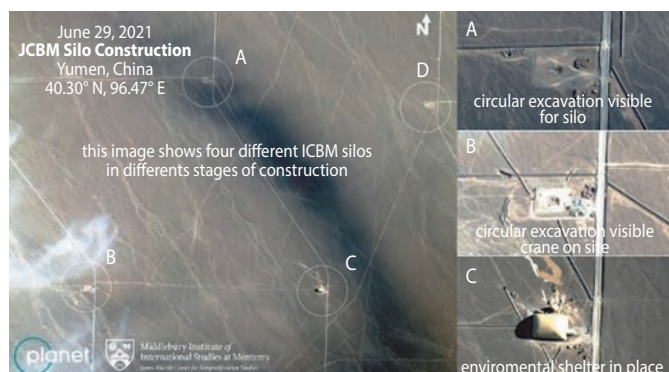


рисунок 6. Строительство позиционного района МБР в районе Yumen

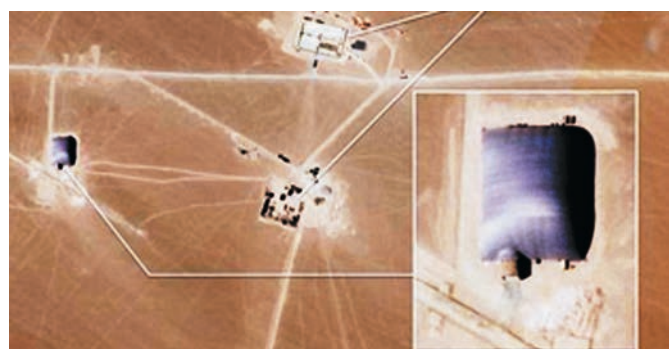


рисунок 7. Строительство позиционного района МБР в районе Hami

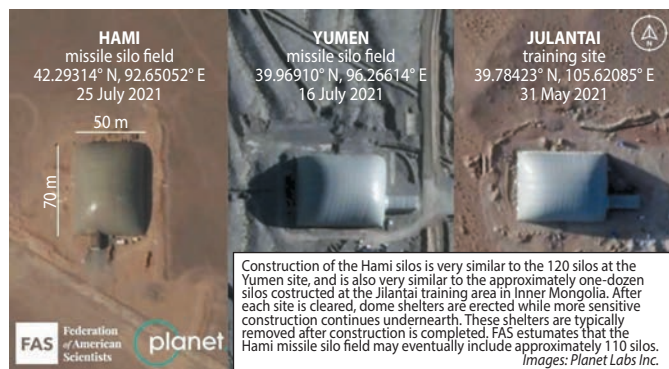


рисунок 8. Сравнительный анализ строительства шахт в районах Hami, Yumen и Jilantai

Отметим, что достаточно высокая периодичность глобального наблюдения важных в стратегическом отношении районов земного шара на данном этапе – важное преимущество компании BlackSky перед конкурентами.

По оценке зарубежных специалистов, подтверждаемой рассмотренными примерами, применение КА компании Planet совместно с КА Sentinel-1 обработки материалов их съёмки посредством программного комплекса Guardian в автоматическом режиме позволяет выявлять изменения в оперативной обстановке в нескольких тысячах районов в масштабе времени,



рисунок 9. Посадка секретного космического самолёта на авиабазе Lop Nur

близком к реальному, а также классифицировать объекты в районах, представляющих оперативный интерес, на малозатратной основе с использованием КА радиолокационного и оптико-электронного наблюдения с низким и средним разрешением.

2. Особенности и способы применения космических аппаратов наблюдения двойного назначения компании BlackSky Global

Для решения военных задач привлекаются также КА ОЭН компании BlackSky Global. Конечной целью компании является создание и поддержание орбитальной группировки из 60 МКА на орбите высотой 450 км, прежде всего для наблюдения территории США, Европы и Северного Китая до 40–70 раз в сутки с разрешением 0,9–1,1 м при производительности до 1000 снимков в сутки (по другой оценке – три снимка в минуту на рабочем участке).

Орбитальная группировка насчитывает 14 КА ОЭН типа GEN-2, периодичность наблюдения один час. В планах компании включение в состав орбитальной группировки дополнительных КА GEN-3 нового поколения с разрешением 0,5 м при съёмке в надир и с возможностью съёмки в ИК-диапазоне. Декларируется, что в 2023 году орбитальная группировка будет доведена до 30 КА GEN-2 и GEN-3, что обеспечит периодичность наблюдения основных районов около 30 минут. КА GEN-3 привлёк внимание военных, включивших эксперименты с этим КА в программу TACGEO в интересах информационного обеспечения тактического звена. На практике это достигается путём постановки задачи на съёмку, съёмки и получения снимков на пролёте над районом местонахождения пользователя с использованием подвижного наземного многофункционального комплекса

RGT, поставляемого войскам компанией MAXAR в рамках реализации своего проекта WorldView Legion. Такая технология применения КА наблюдения в интересах тактических подразделений отрабатывалась ранее в рамках экспериментов с КА Kestrel Eye и SeeMe (Клименко Н.Н., 2018). Впоследствии КА GEN-3 будут взаимодействовать с военным терминалом TITAN.

Для сокращения временного цикла от постановки задачи на съёмку до выдачи данных потребителям компании BlackSky и ESRI реализовали закладку КПИ на борт КА с использованием облачной платформы ArcGIS Online Platform, что позволило сократить рабочий цикл до 1 часа. Ранее время этого цикла достигало 12 часов. В КА нового поколения планируется также использование бортового терминала IDRS для межспутниковой ретрансляции информации через геостационарный КА-ретранслятор INMARSAT (*BlackSky's next generation satellites to use Advalue's data relay system*). Аналогичный терминал устанавливается на борту КА радиолокационного наблюдения компаний Capella Space и Syspective.

Применение КА типа GEN-2 и GEN-3 осуществляется путём планового назначения объектов съёмки. В качестве одного из источников информации для их наведения по подвижным объектам используется космическая система радиоэлектронного наблюдения компании HawkEye 360, которая также имеет контракт с военным заказчиком и активно применяется для решения военных задач.

Орбитальная группировка компании BlackSky оптимизирована под максимальную периодичность наблюдения основных районов, представляющих оперативный интерес, путём использования различных орбит. Два КА предназначены для глобального обзора и выведены на солнечно-синхронную орбиту, остальные КА размещены в восьми орбитальных плоскостях с наклоном орбиты 28,5 градусов, 42–45 градусов, 51,6–52 градуса, обеспечивая высокую периодичность наблюдения в полосе между 30 и 52 градусами к северу и к югу от экватора. За счёт такого построения орбитальной группировки планируется при её полном развёртывании в составе 60 КА обеспечить периодичность по большинству востребованных районов в пределах 10–60 минут и время доставки информации потребителям в пределах 20 минут (*BlackSky constellation*). Полоса захвата с высоты 450 км составляет 4,4×6,6 км. С использованием двигателей-маховиков обеспечивается съёмка с отклонением от направления в надир на 30 градусов.

Следует отметить, что в рассмотренных КА нового поколения Pelican и GEN-3 для получения более высокого разрешения применяются более совершенные полупроводниковые приёмники (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2022).

3. Перспективы применения псевдокосмических аппаратов

Орбитальные группировки МКА, например PlanetScore, способны обеспечить практически постоянное непрерывное наблюдение в глобальном масштабе при достаточном количестве МКА в группировке. Однако при возникновении кризисной ситуации регионального масштаба МКА не смогут справиться с целевыми задачами, прежде всего из-за невозможности получения обзорных площадных снимков района боевых действий, фиксирующих одновременно всю объектовую обстановку и отображающих динамику её изменения по всей полноте.

В связи с этим зарубежные военные специалисты совместно с промышленностью ведут активные работы по созданию псевдокосмических аппаратов – стратосферных БПЛА, работающих, как и традиционные КА, на солнечной энергии, и функционирующих на атмосферной орбите в ближнем космосе на высоте 18000–25000 м (ближний космос определяют как пространство, малодоступное для традиционных летательных и космических аппаратов, на высотах 20–100 км). Создание ПКА имеет целью обеспечение длительного непрерывного нахождения над заданным районом в течение недель и даже нескольких месяцев и реализацию режима геостационарного наблюдения, связи и навигации в локальном районе. ПКА характеризуются низкой ЭПР (порядка 0,01 кв. м) и, как следствие, малозаметностью для средств ПВО, а их нахождение на атмосферной орбите на удалении не менее 20000–30000 м от средств ПВО практически исключает возможность их поражения даже при обнаружении. Этим ПКА резко отличаются от традиционных БПЛА различных классов, подверженных активному воздействию средств ПВО и радиоэлектронной борьбы (РЭБ), существенно снижающему результативность их применения по целевому назначению как в тактической зоне, так и в оперативной глубине.

При совместном скоординированном применении ПКА и КА может достигаться синергетический эффект разными способами. Так, например, средствами КА могут выявляться изменения в оперативной обстановке путём площадной съёмки со средним и даже низким разрешением для последующего наведения ПКА для длительного мониторинга этих районов в объективном режиме с высоким разрешением.

В то же время ПКА радиолокационного и радиоэлектронного наблюдения способны выявлять подвижные и замаскированные объекты, а также радиоэлектронные средства с низким уровнем излучения и выдавать эти данные для наведения КА, способных произвести съёмку соответствующих локальных районов с большим захватом. Подобные скоординированные мультиинформационные способы применения КА и ПКА смогут обеспечить своевременные

ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДВОЙНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ВОЕННЫХ ЗАДАЧ.

ЧАСТЬ 1. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ КОМПАНИЙ PLANET И BLACKSKY

и достоверные данные для целеуказания высокоточному оружию большой дальности по объектам, в том числе подвижным, на всю оперативную глубину, т.е. решать задачу, недоступную традиционным БПЛА и пилотируемой авиации в условиях организации интегрированной системы ПВО и РЭБ.

закключение

Рассмотренные выше КА ОЭН относятся к классу МКА. В силу естественных причин МКА обладают ограниченными возможностями по сравнению с традиционными большими КА. Наиболее жёсткое ограничение у МКА – динамика и величина отклонения от направления в нади́р, что существенно снижает их производительность при съёмке объектов, сосредоточенных в назначенном районе, на одном пролёте над ними.

Орбитальные группировки МКА, например PlanetScore, способны обеспечить практически постоянное непрерывное наблюдение в глобальном масштабе при достаточном количестве МКА в группировке. Однако при возникновении кризисной ситуации регионального масштаба МКА не смогут справиться с целевыми задачами, прежде всего из-за невозможности получения обзорных площадных снимков района боевых действий.

список литературы

Бакланов А.И. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения. Часть 1 // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Т. 5, вып. 3. С. 17-28.

Бакланов А.И. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения. Часть 2 // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Т. 5, вып. 4. С. 14-27.

Занин К.А., Клименко Н.Н., Москатиньев И.В. Современные КА ДЗЗ. Часть 2. Особенности применения коммерческих КА оптико-электронного наблюдения для решения задач в интересах государственных и военных потребителей // Воздушно-космическая сфера. 2020. № 3. С. 90-100.

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

Занин К.А., Москатиньев И.В. Перспективы развития космических систем оптико-электронного наблюдения с учётом совершенствования полупроводниковых приёмников изображений // Вестник НПО Лавочкина. 2022. № 3. С. 5-10.

Клименко Н.Н. Новая космическая революция или новые горизонты космических средств наблюдения

в 21 веке // Воздушно-космическая сфера. 2017. № 4. С. 44-51.

Клименко Н.Н. Современные космические аппараты для информационного обеспечения группировок войск на театре военных действий // Воздушно-космическая сфера. 2018. № 1. С. 43-53.

Методические рекомендации по подготовительным работам к лесотаксионному дешифрированию данных радиолокационной съёмки // URL: h202650486.nichost.ru (дата обращения: 15.05.2023).

BlackSky constellation // URL: www.eoportal.org (дата обращения: 15.05.2023).

BlackSky's next generation satellites to use Advantech's data relay system // URL: www.satellitetoday.com (дата обращения: 15.05.2023).

China is building a second nuclear missile silo field // URL: fas.org (дата обращения: 15.05.2023).

Classifying military equipment from space // URL: spaceknow.com (дата обращения: 15.05.2023).

Commercial satellites – not US intelligence revealed China's missile program // URL: www.washingtonpost.com (дата обращения: 15.05.2023).

Lessons learned from Ukraine invasion: the future automation in satellite imagery analysis // URL: www.spaceknow.com (дата обращения: 15.05.2023).

Neitzband M., Krichberg C. Urban sites change detection by means of Sentinel-1 and Sentinel-2 timeseries. 2013 // URL: www.researchgate.net (дата обращения: 15.05.2023).

New Chinese space plane landed at mysterious air base, evidence suggests // URL: www.npr.org (дата обращения: 15.05.2023).

Persistent monitoring of military activity: Russian-Ukraine border use case // URL: www.spaceknow.com (дата обращения: 15.05.2023).

Planet to leverage NASA contract with SES, Telesat to add RF intersatellite links to its Pelican high-res satellites // URL: www.spaceintelreport.com (дата обращения: 15.05.2023).

Satellite photos show China expanding its mysterious desert airfield // URL: www.npr.org (дата обращения: 15.05.2023).

Sozzi M., Kayad A., Gobbo S., Cogato A. et al. Economic Comparison of Satellite, Plane and UAV-Acquired NDVI Images for Site-Specific Nitrogen Application: Observations from Italy // Agronomy. 2021. 11. 2098 // URL: www.mdpi.com/journal/agronomy (дата обращения: 15.05.2023).

Technical Note on Quality Assessment for Maxar WorldView-3 HD // URL: https://earth.esa.int (дата обращения: 15.05.2023).

Статья поступила в редакцию 25.05.2023

Статья после доработки 25.05.2023

Статья принята к публикации 25.05.2023

НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЁТА КА, ФУНКЦИОНИРУЮЩИХ НА ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТАХ, С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИЗМЕРЕНИЙ ГНСС-ПРИЁМНИКА



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

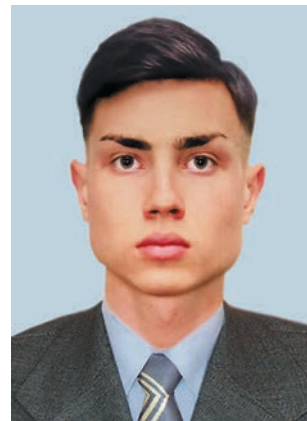


А.В. Симонов¹,
кандидат
технических наук,
simonovav@laspace.ru;
A.V. Simonov

NAVIGATION AND BALLISTIC FLIGHT SUPPORT FOR SPACECRAFT OPERATING IN NEAR-CIRCULAR ORBITS USING GNSS RECEIVER MEASUREMENTS



Е.С. Гордиенко¹,
кандидат
технических наук,
gordienkoes@laspace.ru;
E.S. Gordienko



В.Е. Мерзлинкин²,
v.merzlinkin@
goqrates.com;
V.E. Merzlinkin

Большинство современных КА, в том числе малоразмерных формата CubeSat, используют в составе бортового комплекса управления (БКУ) приёмники сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) для определения параметров орбиты. Бортовые ГНСС-приёмники, как правило, формируют данные о фазовом векторе КА и временную метку, необходимую для синхронизации бортовой шкалы времени с наземными средствами центра управления полётом.

В статье представлены результаты исследования апостериорной точности оценки параметров орбиты при использовании в составе КА «Импульс-1» приёмника МНП-7 разработки АО «ИРЗ». Исследована возможность по использованию полученных результатов для формирования прогноза параметров движения КА.

Ключевые слова: GPS; навигационное решение; «Импульс-1»; определение орбиты.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.004

Most modern spacecraft, including small-sized CubeSat, use receivers of global navigation satellite systems (GNSS) signals as part of the onboard control system to determine the parameters of the orbit. Onboard GNSS receivers, as a rule, generate data on the spacecraft phase vector and a timestamp necessary to synchronize the onboard time scale with the ground facilities of the flight control center.

The article presents the results of a study of the a posteriori accuracy of the estimation of the orbit parameters when using the MNP-7 receiver developed by JSC IRZ as part of the Impulse-1 spacecraft. The possibility of using the obtained results to form a forecast of spacecraft motion parameters is investigated.

Keywords: GPS; navigation solution; Impulse-1; orbit determination.

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

² НИТУ МИСИС, Россия, Москва.
MISIS, Russia, Moscow.

ВВЕДЕНИЕ

Малый космический аппарат «Импульс-1» типоразмера CubeSat 6U был разработан и изготовлен специалистами НИТУ «МИСиС» и квантового стартапа QSpace Technologies для наблюдений за Солнцем в мягком рентгеновском диапазоне. Ещё одной задачей КА является проверка работы первых российских систем лазерной спутниковой связи. Запуск аппарата состоялся 27 июня 2023 года с космодрома Восточный в составе группы из девяти малых космических аппаратов, разработанных российскими университетами по программе «Универсат» Госкорпорации «Роскосмос» ([URL: https://nauka.tass.ru/nauka/18257179](https://nauka.tass.ru/nauka/18257179)). На борту КА установлен приёмник сигналов ГНСС МНП-7 с активной антенной. Разработчиком навигационного комплекса для аппарата на базе приёмника МНП-7 выступило ООО «НИЛАКТ ДОСААФ». Бортовой комплекс управления КА обеспечивает возможность реализации различного плана измерений ГНСС-приёмника: регистрацию параметров с различным интервалом времени между двумя последовательными измерениями.

Одной из базовых задач навигационно-баллистического программного обеспечения центра управления полётом (ЦУП) КА, функционирующих на низкой круговой околоземной орбите, является процедура статистического оценивания параметров траектории по данным бортовых измерений ГНСС-приёмника. Решение этой задачи предлагается производить в рамках взвешенного метода наименьших квадратов (МНК), где в качестве оцениваемого вектора фигурирует фазовый вектор состояния КА на заданную эпоху с возможным расширением путём добавления оценки баллистического коэффициента аппарата.

1. Используемые модели

В зависимости от задач и требований со стороны заказчика могут применяться различные системы координат при формировании измерений средствами ГНСС-приёмника. Задача получения навигационного решения традиционно использует уравнения во второй экваториальной геоцентрической системе координат, зафиксированной на стандартную астрономическую эпоху J2000 (2ГЭСК).

Бортовой навигационный приёмник формирует измерения в нескольких вариантах значений фундаментальных геодезических постоянных, общеземного эллипсоида, геоцентрической системы координат и гравитационного поля Земли: используется либо модель WGS-84, либо ПЗ-90 различных редакций (ПЗ-90.02, ПЗ-90.11 и иные).

При решении ряда задач допустимо полагать, что матрица направляющих косинусов перехода от системы координат WGS-84 к 2ГЭСК и матрица

перехода от ПЗ-90 к 2ГЭСК – идентичны. Допустимо такое предположение в случае если желаемая точность навигационного решения существенно ниже, чем указанные в таблице 1 величины, характеризующие отклонения (ГОСТ Р 51794-2008).

таблица 1 – Параметры поправок при переходе между системами координат

величина поправки элемента при переходе между системами координат	размерность	ПЗ-90 в WGS-84	ПЗ-90 в ПЗ-90.02
ΔX	м	–1.10	+1.07
ΔY	м	–0.30	+0.03
ΔZ	м	–0.90	–0.02
ω_x	"	0	0
ω_y	"	0	0
ω_z	"	0.20	0.13
m	–	$-0.12 \cdot 10^{-6}$	$+0.22 \cdot 10^{-6}$

Преобразования от системы координат А в систему координат Б при этом выполняются согласно следующему соотношению:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_B = (1-m) \begin{bmatrix} 1 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 1 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_A + \begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{pmatrix}. \quad (1)$$

В ином случае необходимо учитывать указанные в таблице 1 поправки при работе с параметрами в рамках используемых моделей.

При решении задачи получения апостериорного навигационного решения по результатам статистической обработки измерений ГНСС-приёмника были использованы следующие параметры и модели: модель гравитационного поля Земли EGM96 с разложением в ряд по сферическим функциям до гармоник 16×16 ; параметры эллипсоида Земли WGS-84 и теории IAU-80 для формирования матрицы перехода от WGS-84 к 2ГЭСК; модель атмосферы Хариса – Пристера для средней солнечной активности; модели гравитационных возмущений от Луны и Солнца с определением положения согласно эфемеридам DE421 JPL NASA.

Для численного решения уравнений использовался модифицированный метод Адамса с разгоном по методу Рунге – Кутты 4-го порядка с автоматическим выбором шага для обеспечения точности вычислений в интервале $[10^{-9}; 3 \cdot 10^{-9}]$ по всем компонентам фазового вектора.

Ограничение модели несферичности гравитационного поля Земли первыми гармониками 16×16 выбрано по результатам исследования, которое показало отсутствие изменения остаточных невязок (для орбиты функционирования КА «Импульс-1») с увеличением числа гармоник.

2. План измерений и начальное приближение

В качестве плана измерений принимается стратегия равномерной расстановки измерений ГНСС-приёмника на интервале времени не менее полувитка орбиты с интервалом 1 минута. Интервал между регистрацией измерений может быть принят и другим – 2 или 5 минут. Однако вероятность возникновения сбойных измерений делает стратегию формирования данных с частотой 1 минута более перспективной. Уменьшение же периода не приводит к улучшению точности при последующей статистической обработке и только излишне нагружает телеметрическую систему КА.

Для определения начального приближения параметров орбиты с целью их последующего уточнения можно воспользоваться двумя следующими подходами: начальное приближение формируется по информации навигационной системы разгонного блока, который осуществлял выведение КА; начальное приближение формируется непосредственно по измерениям ГНСС-приёмника, полученным в сеансе связи с КА.

Базовым способом определения начального приближения орбиты исходя из двух известных на моменты времени t_1 и t_2 радиус-векторов орбиты $\mathbf{r}_1$ и $\mathbf{r}_2$ является решение задачи Ламберта. Данный способ подходит для орбит любых типов и может считаться универсальным. Однако для случая околокруговой орбиты можно использовать более грубый, но при этом более простой способ, который можно представить следующим порядком действий:

1. Из массива измерений радиус-векторов КА, полученных от ГНСС-приёмника в СК 2ГЭС, выбираются такие, которые отстоят друг от друга на 90° вдоль орбиты. Скалярное произведение таких двух векторов меньше нуля. Обозначим времена привязки этих измерений как t_1 и t_2 , а сами векторы как $\mathbf{r}_1$ и $\mathbf{r}_2$.

2. Для векторов $\mathbf{r}_1$ и $\mathbf{r}_2$ вычисляются оскулирующие элементы орбиты на эпоху t_1 из соотношений:

$$\begin{aligned} \mathbf{b} &= (\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)^0, \quad i = \arccos(b_z), \quad \Omega = \arctan 2(b_x, -b_y), \\ \varphi &= \arccos((\mathbf{r}_1^0, \mathbf{r}_2^0)), \quad e = 0, \quad u = 0, \\ \psi &= \varphi / (t_2 - t_1), \quad a = (\mu / \psi^2)^{1/3}, \quad t_n = t_1, \\ \omega &= \arctan 2(r_{1z} / \sin(i), r_{1x} \cos(\Omega) + r_{1y} \sin(\Omega)). \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь a – большая полуось; e – эксцентриситет; u – аргумент широты; t_n – время прохождения перицентра; ω – аргумент перицентра; Ω – долгота восходящего узла; i – наклонение.

Недостатком такого существенно упрощённого варианта формирования начального приближения для околокруговых орбит является необходимость обеспечить регистрацию векторов $\mathbf{r}_1$ и $\mathbf{r}_2$ как минимум на интервале $1/4$ витка.

3. Апостериорное навигационное решение

Для решения ряда задач ориентации в процессе функционирования КА требуется непосредственно на борту осуществлять прогноз параметров орбитального движения. Это необходимо для вычисления программы ориентации КА относительно Земли (например для обеспечения орбитальной ориентации или наведения на объект, находящийся на поверхности). Точность определения параметров непосредственно на борту в режиме выполнения целевой задачи будем называть априорной точностью оценки параметров движения. В зависимости от целевой задачи априорная ошибка оценки радиус-вектора КА может варьироваться от нескольких метров до нескольких десятков километров. При этом важным требованием является возможность прогноза параметров орбитального движения на заданное время вперёд.

Апостериорным навигационным решением будем называть полученное в ЦУП решение, представляющее собой совокупность фазового вектора КА в 2ГЭКС, его эпоху и баллистический коэффициент аппарата. Данное решение получается путём статистической обработки измерений ГНСС-приёмника, принятых с борта КА в составе телеметрической информации. Это решение может быть использовано для более точного анализа проведения эксперимента апостериорно (например уточнения фактической прицельной точки наведения КА на объект на поверхности Земли) и для формирования параметров бортовой автономной модели прогноза движения КА.

Математически обсуждаемая задача получения навигационного решения сводится к определению компонент упомянутого ранее оцениваемого фазового вектора и баллистического коэффициента, доставляющих максимум функции правдоподобия. Процесс сходимости решения этой задачи определяется рядом факторов, к которым можно отнести: обусловленность системы нормальных уравнений, конкретный «план» измерений (количество и расстановка нормальных мест), величину измерительных ошибок, выбор «настроечных» параметров для решения задачи, качество начального приближения и т.д.

Отметим, что измерения скорости КА формируются рассматриваемым ГНСС-приёмником с существенной ошибкой. Было принято решение не использовать измерения вектора скорости при получении навигационного решения, ограничившись измерениями радиус-вектора. В разделе 4 данной статьи представлены результаты оценки точности измеряемого вектора скорости приёмника МНП-7, работающего в составе КА «Импульс-1».

Предположим, что измерительные ошибки статистически независимы и подчинены нормальному закону распределения с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением $\sigma_{\text{ГНСС}}$.

Тогда в рамках принятых предположений задача решается с помощью взвешенного метода наименьших квадратов.

Будем рассматривать последовательность навигационных измерений проводимых в моменты времени $t_1, \dots, t_N$, как компоненты $\{t_1, \dots, t_N\}$ измеряемого вектора Y_{meas} , обозначим далее оцениваемый вектор через $X = \{x_1, \dots, x_m\}$. Следует отметить, что автоматизированная процедура получения навигационного решения включает в себя, кроме прочего, решение задачи отбраковки сбойных измерений. (Данный вопрос выходит за рамки обсуждаемых в этой статье, однако следует отметить работы (Тучин Д.А., 2022; Гордиенко Е.С. и др., 2016), где проведена формализация подхода идентификации и селекции таких измерений.)

В рамках принятой модели движения КА и навигационных измерений имеем связь измеряемого вектора Y с оцениваемым вектором X , выраженную вектор-функцией $Y=F(X)$.

Решению задач статистической обработки траекторных измерений, в том числе получаемых от ГНСС-приёмника, посвящено большое количество работ; представление уравнений для получения навигационного решения также может быть различным. В работе (Аким Э.Л., Энеев Т.М., 1963) предложено использовать два способа решения задачи минимизации функционала, характеризующего минимум квадрата ошибки оценивания – метод Ньютона и метод наискорейшего спуска. В работах (Беляев М.Ю. и др., 1999; Аким Э.Л. и др., 2009) также рассматривается метод Ньютона, а в работе (Тучин Д.А., 2020) предлагается использование метода Левенберга – Марквардта.

Мы будем искать решение задачи в виде последовательных приближений:

$$\begin{cases} \hat{X}_k = \hat{X}_{k-1} + R \Delta \hat{X}_k, \\ \Delta \hat{X}_k = (K_{x0}^{-1} + B_{k-1}^T K_Y^{-1} B_{k-1})^{-1} B_{k-1}^T K_Y^{-1} \Delta Y, \\ \Delta Y = Y_{meas} - B_{k-1} \hat{X}_{k-1}, \end{cases} \quad (3)$$

где $k=1, 2, \dots$ – номер итерации; $\hat{X}_k$ – оцениваемый вектор на k -й итерации; B_k – матрица частных производных измеряемого вектора по оцениваемому вектору по данным k -й итерации, т.е. результат линеаризации вектор-функции F в окрестности $\hat{X}_k$,

$$B_k = \left. \frac{\partial F}{\partial X} \right|_{\hat{X}_k},$$

K_{x0} – ковариационная матрица оцениваемого вектора по априорной информации; K_Y – ковариационная матрица измерительных погрешностей; Y_{meas} – вектор, составленный из измерений, проводимых в моменты времени $t_1, \dots, t_N$; R – «релаксационная» матрица, обеспечивающая эффективную сходимость метода.

Процесс расчёта последовательных приближений прекращается, когда обеспечивается заданная близость векторов $\hat{X}_k$ и $\hat{X}_{k-1}$.

Наиболее распространённым способом определения матрицы частных производных B_k является интегрирование уравнений движения в вариациях (Аким Э.Л., Энеев Т.М., 1963; Гордиенко Е.С. и др., 2016). Возможно использование и других, более простых, но и более затратных в вычислительном плане способов. В данной работе вычисление матрицы частных производных осуществлялось численно по методу конечных разностей.

Обращение матрицы системы нормальных уравнений G

$$G = K_{x0}^{-1} + B_{k-1}^T K_Y^{-1} B_{k-1} = K_{x0}^{-1} + \sigma_{ГНСС}^{-2} B_{k-1}^T B_{k-1} \quad (4)$$

производится по схеме Холецкого. Матрица G , которая является симметричной и положительно определённой, представляется в виде произведения $G = LL^T$, где L – нижнетреугольная матрица, а транспонированная матрица L^T – верхнетреугольная.

При неудачном выборе начального приближения оцениваемого фазового вектора итерации по представленным формулам (3) могут привести к значительной «раскачке» процесса решения задачи и даже к её расходимости. Физический смысл здесь приблизительно такой же, как в попытке нахождения нуля функции методом Ньютона: существует опасность, что формально вычисленное приращение окажется таким, что уведёт за границы зоны линейности, а это приведёт к необратимым последствиям.

Чтобы гарантировать себя от подобных сбоев, предложено вводить ограничения на приращение ΔX с использованием так называемых «параметров релаксации» или «параметров ослабления».

Релаксационная матрица R имеет диагональный вид, при этом её диагональные элементы r_i определяются следующим образом:

$$r_i = \begin{cases} 1, & |\Delta x_i| < \delta_{maxi} \\ \xi \delta_{maxi}, & |\Delta x_i| \geq \delta_{maxi} \end{cases}$$

Здесь Δx_i – i -й компонент вектора приращения оцениваемого вектора $\hat{X}_k$, полученного в результате МНК-решения на данной итерации; значения δ_{maxi} отвечают допустимым вариациям компонент оцениваемого вектора на каждой итерации; ξ – задаваемый параметр ослабления («релаксации»).

В практической работе целесообразно задавать следующие значения параметров релаксации: по компонентам радиус-вектора – порядка 5 км; по компонентам вектора скорости – порядка 0.1 км/с; для баллистического коэффициента – порядка 5% от номинального (априорного) значения.

При этом для типовых рассматриваемых орбит имеет смысл назначать высокую априорную точность для оценки баллистического коэффициента,

с тем чтобы процедура оценивания фактически применялась только к начальному фазовому вектору КА.

В результате решения задачи статистического оценивания параметров траектории КА получаем оцениваемый вектор и баллистический коэффициент, а также ковариационную матрицу системы. Для последующих вычислительных операций, например для перехода к новой эпохе при очередном цикле обработки измерений, необходимо провести соответствующий пересчёт как фазового вектора, так и его ковариационной матрицы.

Для исключения плохой обусловленности системы нормальных уравнений вводятся регуляризирующие добавки к диагональным элементам ковариационной матрицы оцениваемого вектора. Это соответствует увеличению всех собственных чисел этой матрицы и гарантирует от вырожденности.

Кроме того, эта процедура позволяет повысить надёжность оценки точности прогнозирования траектории КА при отсутствии достаточной информации о возмущениях (в частности, об атмосферном торможении при разворотах КА или вариациях солнечной активности).

Можно рекомендовать следующие значения регуляризирующих добавок, гарантирующие обусловленность: по среднеквадратическим отклонениям (СКО) компонент радиус-вектора 0.001 км; по СКО компонент вектора скорости 0.000001 км/с; по СКО оценки баллистического коэффициента порядка 1% от номинального (априорного) значения.

Отметим, что в результате введения регуляризирующих добавок в ковариационную матрицу начального фазового вектора получаем увеличение скорости нарастания пространственных ошибок прогнозирования положения КА. Основной вклад в вековую составляющую нарастания пространственной погрешности прогнозирования траектории вносят вариация радиальной компоненты радиус-вектора Δr_0 и вариация аналогичной компоненты вектора скорости Δv_{m0} начального фазового вектора. Обе эти вариации приводят к изменению периода обращения, так что через N витков получаем погрешность вдоль орбиты порядка $6\pi N \Delta r_0$ вследствие первого типа возмущения и $3TN \Delta v_{m0}$ – вследствие второго типа возмущения, где T есть период обращения орбиты. Для типовой околокруговой орбиты высотой 630 км имеем за трое суток смещение вдоль орбиты 0.85 км вследствие начального радиального отклонения на 1 м и 0.79 км – вследствие начальной вариации тангенциальной компоненты вектора скорости на 1 мм/с.

Перед каждым очередным циклом решения краевой задачи (обработки нового набора данных измерений ГНСС-приёмника) необходимо сформировать ковариационную матрицу компонент фазового вектора, отвечающую априорной оценке. Это можно сделать двумя способами: «автоматически» – путём

добавления регуляризатора к ковариационной матрице априорной оценки фазового вектора, отвечающей предыдущему решению и «протянутой» на новую эпоху; «вручную» – путём формирования диагональной ковариационной матрицы априорной оценки фазового вектора по данным, вводимым оператором.

Если выбирается «автоматический» вариант, то следует задавать достаточно большие значения регуляризирующих добавок, с тем чтобы полноценно использовать навигационную информацию нового набора измерений. Конкретные значения параметров регуляризатора выбираются исходя из количества и качества поступившей измерительной информации.

Если измерения покрывают мерный интервал с достаточной частотой и не демонстрируют аномального поведения, то можно либо вводить заведомо большие регуляризирующие добавки (порядка 0.5 км по СКО компонент радиус-вектора и 0.0001 км/с по СКО компонент вектора скорости), либо выбрать второй способ (заданная диагональная ковариационная матрица). В противоположном случае следует задавать значения регуляризирующих добавок, гарантирующие обусловленность, приведённые выше.

4. Результаты обработки измерений

Рассмотрим результаты обработки измерений, полученных с борта КА «Импульс-1» на интервале времени от 01.09.2023 08:06:13 до 02.09.2023 02:06:15 UTC. Измерения представляют собой распределённые на этом интервале вектора $\{r_1 \dots r_N\}$ и времена их привязки $\{t_1 \dots t_N\}$ согласно модели ПЗ-90.02. Период регистрации измерений составлял 1 минуту. Всего в обработке участвовало 1307 измерений.

При вычислении частных производных элементов матрицы B_k в уравнении (4) шаги для вычисления конечных разностей принимались: $dr=0.1$ м – по омпонентам радиус-вектора, $dv=0.01$ м/с – по компонентам вектора скорости и 0.001 – по баллистическому коэффициенту КА. На рисунке 1 представлены остаточные невязки по положению КА в 2ГЭКС (красным цветом по r_x , зелёным – по r_y , синим – по r_z) на интервале первых 2.5 витков. В соотношении (4) $\sigma_{\text{ГНСС}}$ назначалась равной 20 м. Коэффициенты релаксации были выбраны равными 5 км – по положению и 0.1 км/с – по скорости. Начальное приближение орбиты определялось согласно соотношениям (2).

Полученные в результате решения компоненты фазового вектора на эпоху 01.09.2023 15:17:10.000 ДМВ представлены в таблице 2.

таблица 2 – компоненты фазового вектора навигационного решения

r_x , км	2.623070171e+03	v_x , км/с	–1.510309445e+00
r_y , км	–6.262555026e+03	v_y , км/с	9.774414059e–01
r_z , км	1.352655290e+03	v_z , км/с	7.381061918e+00

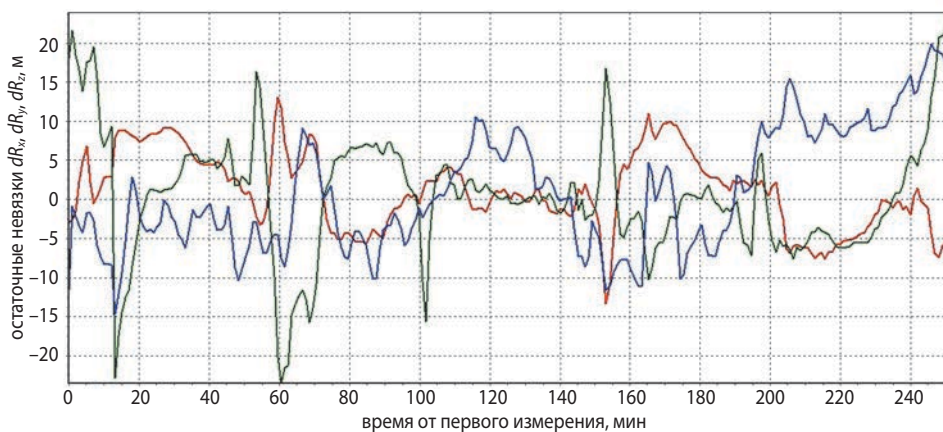


рисунок 1. Остаточные невязки по положению

Соответствующий TLE в рамках модели SGP4, полученный на основе фазового вектора навигационного решения:

```
1 40709U 23077C 23244.63692130 .00000000
00000-0 00000-0 0 9991
2 40709 97.6568 -65.4518 0019527 31.1701
-19.5658 15.03442840 11
```

Кроме того, на мерном интервале были зарегистрированы сбойные измерения ГНСС, когда остаточные невязки в этих точках составляли от 80 до 1600 м. При этом данные маркировались приёмником как достоверные. Такие измерения идентифицировались по графику остаточных невязок, представленному на рисунке 1, после чего исключались вручную оператором из выборки обрабатываемых. Затем процедура получения навигационного решения повторялась по обновлённой выборке.

Результаты исследования показывают, что функция распределения невязки по положению не соответствует нормальному распределению. Исходя из этого величину $\sigma_{\text{ГНСС}}$ в уравнении (4) следует назначать по величине остаточных невязок с некоторым запасом (в практических задачах предлагается принимать двукратный запас), для случая, когда ковариационная матрица системы на момент окончания решения планируется к использованию для оценки ошибки прогноза орбитального движения КА. В качестве

статистических характеристик ошибки прогноза можно принять среднеквадратические отклонения компонент Δr и Δv , т.е. квадратных корней из диагональных элементов ковариационных матриц этих векторов $K_{\Delta r}$ и $K_{\Delta v}$.

Формирование матриц $K_{\Delta r}$ и $K_{\Delta v}$ производится в соответствии с выражениями:

$$C=B(t_i)K_Q B^T(t_i), K_{\Delta r}=D(t_i)C_1 D^T(t_i),$$

$$K_{\Delta v}=D(t_i)C_2 D^T(t_i), \quad (5)$$

где C – ковариационная матрица ошибок оценивания фазового вектора КА в момент t_i ; $B(t_i)$ – матрица частных производных фазового вектора КА в момент t_i по фазовому вектору в начальную эпоху; $D(t_i)$ – матрица перехода в орбитальную систему координат в момент t_i ; C_1 – левая верхняя подматрица 3×3 ковариационной матрицы C ; C_2 – правая нижняя подматрица 3×3 ковариационной матрицы C ; K_Q – ковариационная матрица из уравнения (3).

Ещё одним способом оценки точности решения является сопоставление прогноза движения КА с измерениями ГНСС-приёмника, которые участвовали в обработке и были получены позже решения навигационной задачи. Сравнение невязок по этому способу позволяет провести их сравнение с полученными по формуле (5) для более обоснованного подхода к выбору $\sigma_{\text{ГНСС}}$ при формировании матрицы G

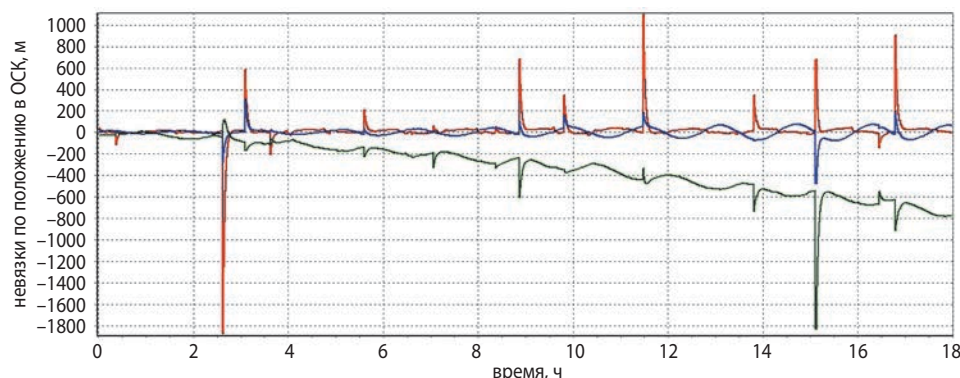


рисунок 2. Невязки положения в ОСК на интервале 18 часов

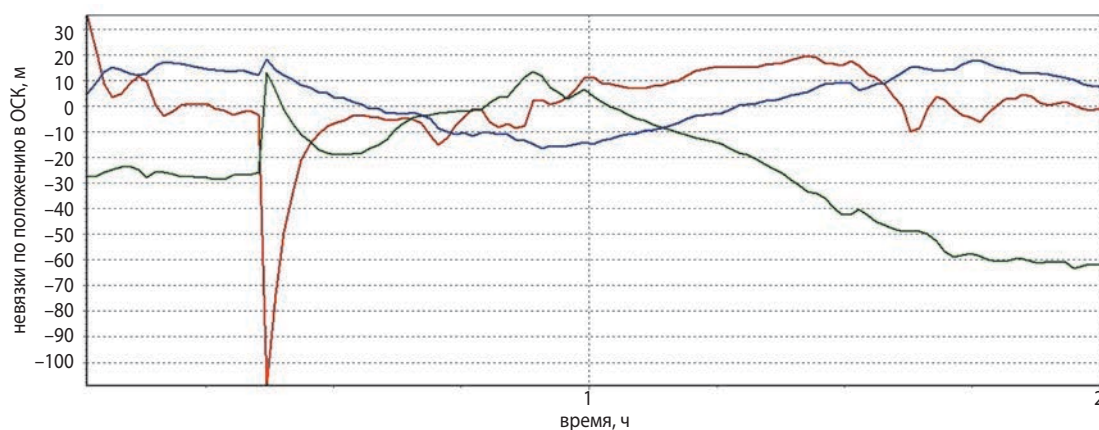


рисунок 3. Невязки положения в ОСК на интервале двух часов

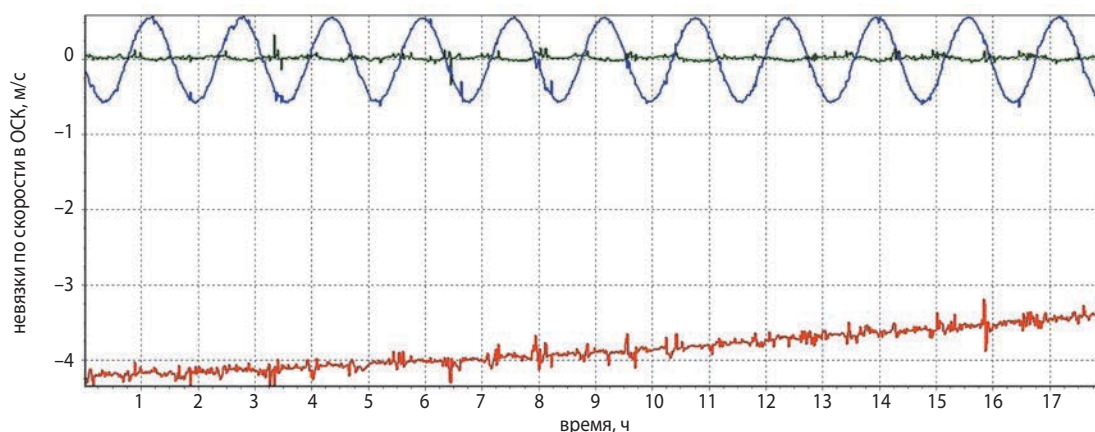


рисунок 4. Невязки вектора скорости в ОСК (RNB) на интервале 18 часов

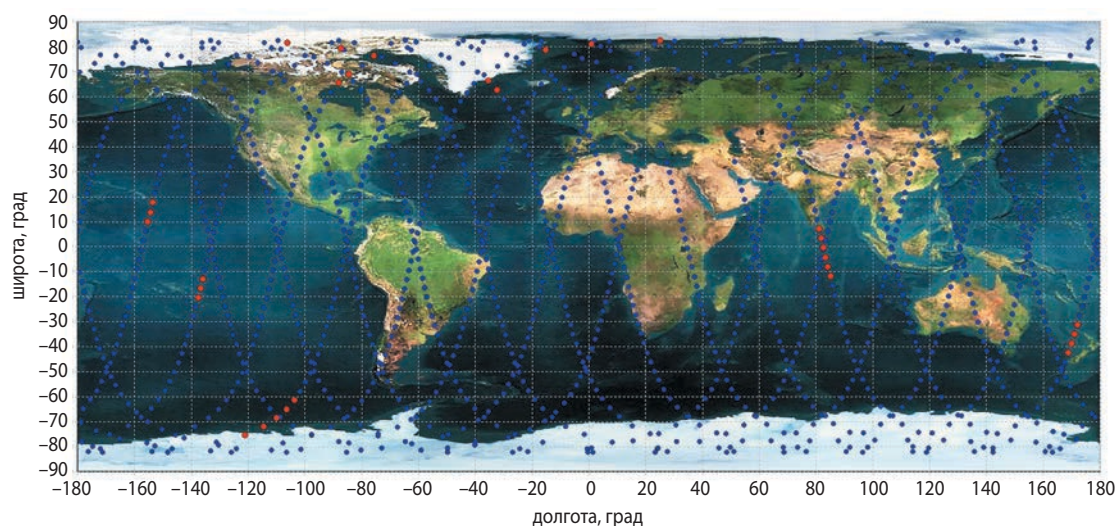


рисунок 5. Интервалы получения аномальных измерений

соотношения (4). На рисунке 2 представлены графики невязок в проекции на оси орбитальной СК (красным – в радиальном направлении, зелёным – в трансверсальном, синим – в бинормальном) на интервале времени 18 часов от эпохи навигационного решения, соответствующего времени последнего принятого в обработку измерения ГНСС-приёмника. Селекция аномальных измерений не производилась, и они присутствовали в выборке измерений. На рисунке 3

представлен аналогичный график – только для интервала времени первых двух часов.

Следует отметить, что в случае навигационного решения, полученного на мерной базе ≈ 48 минут (пол витка), точность прогноза движения в трансверсальном направлении на интервале 18 часов ухудшается и составляет порядка 1200 м на конце интервала. На рисунке 4 представлены невязки по скорости, полученные как сопоставление прогнозного вектора

скорости, вычисляемого по навигационному решению в проекции на оси орбитальной СК (красным – в радиальном направлении, зелёным – в трансверсальном, синим – в бинормальном), и измеряемых компонент данного вектора на интервале 18 часов после эпохи навигационного решения. Как видно из графика, ошибка определения скорости в радиальном направлении наибольшая – порядка 4 м/с.

Таким образом, если использовать измерения скорости ГНСС-приёмника «в моменте», то это вполне допустимо для расчёта программы ориентации КА. Однако прогноз, построенный на таком навигационном решении, будет иметь неприемлемые ошибки (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2022; Казмерчук П.В., Вернигора Л.В., 2021). В заключение представим график (рисунок 5) распределения аномальных измерений по широте и долготе подспутниковой точки (красным отмечены аномальные измерения на мерном интервале, синим – достоверные). Данные, представленные на рисунках 2 и 4, свидетельствуют о том, что в момент получения аномальных измерений по положению ошибки по скорости могут не испытывать значительных флуктуаций.

заключение

Отметим следующие выводы, полученные по результатам апостериорного анализа траекторных измерений МКА «Импульс-1», сформированных бортовым ГНСС-приёмником МНП-7:

1. Статистическая обработка измерений, равномерно распределённых на интервале времени 240 минут с шагом 1 минута, позволяет получить навигационное решение с остаточными невязками по положению не более 30 м. Ошибка прогноза движения КА в рамках этого решения по отношению к прямым измерениям ГНСС-приёмника через 18 часов полёта составляет в трансверсальном направлении порядка 800 метров, при этом точность прогноза на первых двух часах не превышает 60 м в трансверсальном направлении. Ошибки в других направлениях не превышают 70 м через 18 часов и 30 метров на интервале 2 часов.

2. Разработанный алгоритм позволяет получить навигационное решение при минимальном интервале мерной базы – полвитка орбиты (48 минут). Точность прогноза положения по такому навигационному решению ухудшает ошибку в трансверсальном направлении до 1200 метров через 18 часов. При этом ошибки в бинормальном и радиальном направлении изменяются незначительно относительно увеличенного до 4 часов мерного интервала.

3. Ошибки измерения скорости ГНСС-приёмником МНП-7 в составе КА «Импульс-1» составляют порядка 4 м/с в радиальном направлении и 0.5 м/с –

в бинормальном направлении. Предложено отказаться от использования данных измерений при апостериорной обработке в задаче получения навигационного решения. Тем не менее такая точность измерений позволяет использовать их в качестве «мгновенного» измерения при решении различных задач системы ориентации и стабилизации КА.

список литературы

Аким Э.Л. и др. Автономная навигационная система околоземного космического аппарата // Изв. Российской академии наук. Теория и системы управления. 2009. № 2. С. 139-156.

Аким Э.Л., Энеев Т.М. Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // Космические исследования. 1963. Т. 1, № 1. С. 5-50.

Беляев М.Ю. и др. Определение движения орбитальной станции МИР по данным измерений GPS // Космические исследования. 1999. Т. 37, № 3. С. 276.

Гордиенко Е.С., Ильин И.С., Мжельский П.В. и др. Баллистико-навигационное обеспечение полёта малых космических аппаратов «ЗОНД-ПП» и «РЭЛЕК» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 31-43.

ГОСТ Р 51794-2008. Системы координат. Методы преобразования координат определяемых точек. Введ. 2008-18-12. М.: Стандартинформ, 2009.

Занин К.А., Москатиньев И.В. Перспективы развития космических систем оптико-электронного наблюдения с учётом совершенствования полупроводниковых приёмников изображения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 3-10. DOI 10.26162/LS.2022.57.3.001.

Казмерчук П.В., Вернигора Л.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Оптимальное размещение узлов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 10-14. DOI 10.26162/LS.2021.54.4.002.

Тучин Д.А. Определение орбиты на борту космического аппарата // Изв. Российской академии наук. Теория и системы управления. 2020. № 3. С. 126-147. DOI 10.31857/S0002338820020122.

Тучин Д.А. Селекция аномальных измерений при первичной обработке в определении орбиты по траекторной информации наземной станции «Кобальт-Р» // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2022. № 58. С. 1-24. DOI 10.20948/prepr-2022-58.

URL: <https://nauka.tass.ru/nauka/18257179> (дата обращения: 12.09.2023).

Статья поступила в редакцию 21.09.2023

Статья после доработки 21.09.2023

Статья принята к публикации 21.09.2023

К ВОПРОСУ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ УРОВНЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО УДАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МЕХАНИЧЕСКИХ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ



О.Г. Деменко¹,
кандидат
технических наук,
DemenkoOG@laspace.ru;
O.G. Demenko

Рассматривается научная задача прогнозирования уровня эксплуатационного ударного нагружения элементов космического аппарата (КА), вызываемого срабатыванием пиромеханических устройств, на этапе его проектирования. Для этой цели предлагается использование специальных механических ударных испытаний макета КА. Проводится сравнительный анализ результатов пиромеханического и механического ударного воздействия на конструкцию КА. Обосновывается возможность использования механических ударов для прогнозирования эксплуатационного ударного нагружения бортовой аппаратуры КА.

Ключевые слова:
ударная прочность КА;
ударные испытания;
ударный спектр нагрузки;
ударное нагружение КА.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.005

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

ON PREDICTION OF THE OPERATING SHOCK LOAD LEVEL OF THE SPACECRAFT ONBOARD HARDWARE FOLLOWING THE MECHANICAL DYNAMIC TEST RESULTS



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

The article covers a scientific issue on prediction during the SC design phase of the operating shock load level of spacecraft components caused by the pyro systems' triggering. For that, the special mechanical shock testing of spacecraft mockup is proposed. The article provides comparative analysis of pyrotechnic and mechanical applied shock results on the spacecraft structure. The justification is given on the possibility of mechanical shocks application to predict the operating shock loading of the spacecraft onboard hardware.

Keywords:
spacecraft shock strength;
shock test;
shock load spectrum;
spacecraft shock loading.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

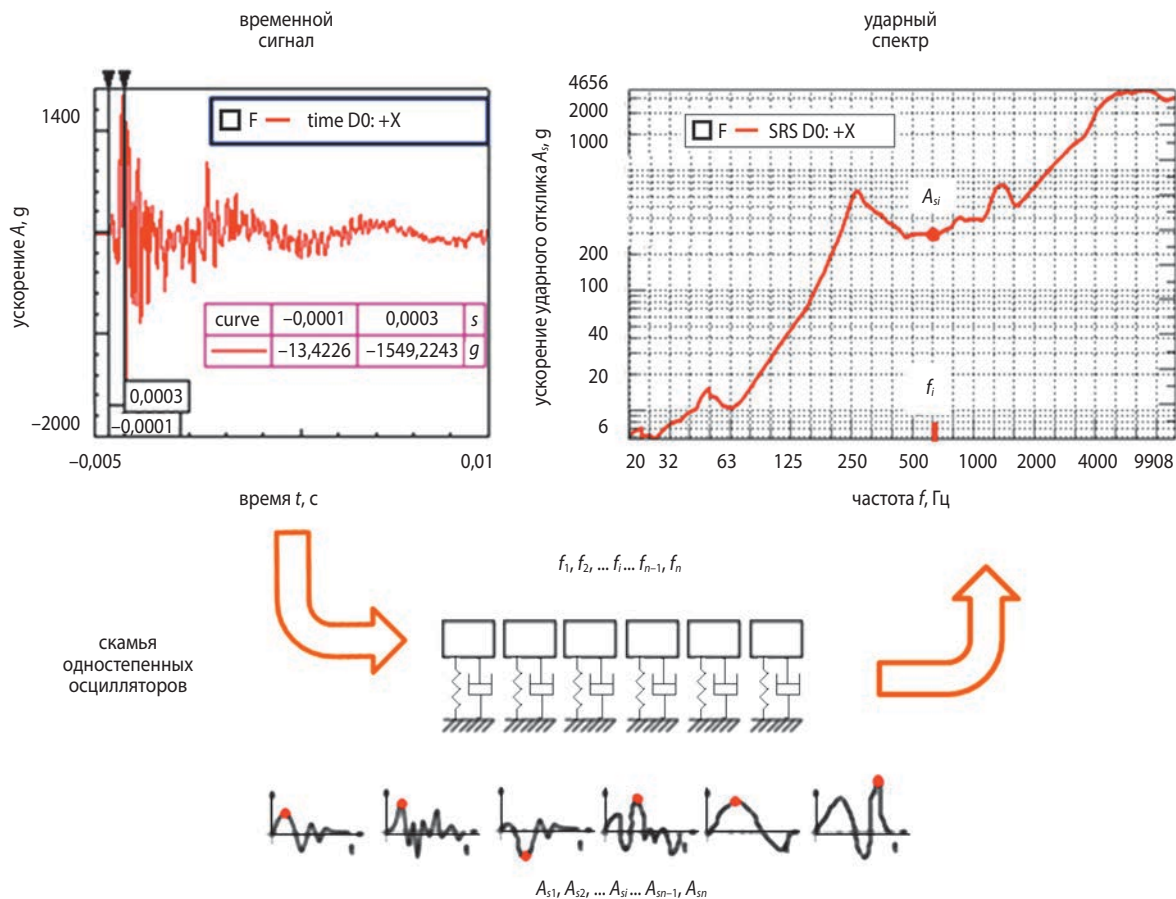
К ВОПРОСУ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ УРОВНЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО УДАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МЕХАНИЧЕСКИХ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

При обработке эксплуатационной прочности КА большое внимание уделяют вопросам обеспечения их ударной прочности. Это связано с высокой чувствительностью целевой и служебной аппаратуры, без которой невозможно нормальное функционирование КА, к действию быстроменяющихся интенсивных нагрузок, которые возникают при срабатывании пиромеханизмов различных устройств, необходимых для отделения КА, раскрытия антенн, солнечных батарей, посадочных устройств, расчехлки отдельных элементов и др. (Загарских В.И., Кузин Е.Н., Ефанов В.В., 2022).

Типичное ударное нагружение конструкции КА вблизи узла крепления пиромеханизма (на расстоянии примерно 10 см от него) показано на рисунке 1. Здесь слева приведена зависимость ускорений отклика конструкции на ударное воздействие от времени (ускорения измеряются в единицах g – ускорение свободного падения, $g \approx 9,81 \text{ м/с}^2$; время – в секундах). Справа показан соответствующий этому процессу ударный спектр ускорений отклика – более удобная форма представления информации, показывающая, какие частоты колебаний и с какой интенсивностью будут возбуждаться при этом в эталонной конструкции (ГОСТ Р 53190-2008).

Как видно, амплитуда ударных ускорений может достигать значительных величин – несколько тысяч g , а время нарастания нагрузки – доли миллисекунды, что приводит к возбуждению широкого частотного спектра колебаний до 10000 Гц, включающего в себя значения собственных частот колебаний элементов радиоэлектронной аппаратуры, оптики, механизмов, что значительно увеличивает их нагружение и риск разрушения при таком ударе.

В настоящее время существуют технические решения, позволяющие обеспечить прочность и нормальное функционирование аппаратуры при действии пиродаров. В основном это технические устройства, снижающие уровень высокочастотных нагрузок, демпфирующие прокладки между элементами конструкции, гасители колебаний, соединительные узлы элементов конструкции (Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017) и др. Основная проблема в обеспечении ударной прочности КА состоит в своевременном и правильном определении эксплуатационного уровня ударного нагружения каждого чувствительного объекта на этапе проектирования КА (Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В., Ефанов В.В., 2023).



рисунк 1. Импульсное ударное воздействие от срабатывания пиромеханизма при отделении КА

Единственным доступным в настоящее время способом достоверного определения указанных выше нагрузок в элементах конструкции КА являются натурные ударные испытания. Их проводят на изделии для зачётных испытаний конструкции КА на прочность с использованием штатных пиромеханизмов. Эти испытания полностью решают рассматриваемую задачу, однако:

- они проводятся, как правило, один раз;
- они проводятся в тот момент, когда оборудование и конструкция КА уже спроектированы;
- регистрация ударных ускорений при испытаниях ведётся лишь для ограниченного количества точек конструкции;
- после проведения натурных ударных испытаний возможна неоднократная перекомпоновка КА. При каждой перекомпоновке КА изменяются его динамические характеристики, а часть оборудования переставляется в места, в которых ранее измерения не производились. Вследствие этого возникает необходимость заново определять уровни ударного нагружения чувствительного оборудования.

В сложившейся ситуации разработчики КА вынуждены задавать требования к ударной прочности консервативным экспертным путём, в условиях неопределённости, по имеющимся прототипам, что часто приводит к завышению уровня нагрузок.

Вынужденное завышение требований к ударным нагрузкам создаёт значительные трудности с разработкой оборудования и с его испытаниями на прочность. Между тем, в процессе разработки КА, после предъявления требований к его ударной прочности, имеется некоторое время для их корректировки. Это связано с тем, что конструкция КА разрабатывается быстрее, чем отдельные блоки бортовой аппаратуры. Раньше, чем аппаратура выйдет на автономные прочностные испытания, изделие КА для прочностных испытаний, изготовленное в строгом соответствии с конструкторской документацией КА (по размерам и применяемым материалам), имеющее его расчётную прочность и жёсткость, оснащённое габаритно-массово-жесткостными макетами (ГММ) оборудования, обычно уже готово. Такое изделие КА полностью подходит для проведения динамических испытаний с целью определения уровня ударного нагружения бортовой аппаратуры. Поэтому, при необходимости, завышенные изначально требования к ударной прочности могли бы быть своевременно уточнены, если бы существовал более доступный способ тестирования уровня ударного нагружения, чем натурные испытания с использованием штатных пиромеханизмов.

Для рационального и надёжного обеспечения ударной прочности КА желательно иметь в дополнение

к натурным более дешёвые и простые многоразовые способы имитации эксплуатационного ударного нагружения КА. В качестве одного из таких способов можно предложить проведение специальных механических динамических испытаний, при которых по металлической поверхности КА в районе расположения штатных пиромеханизмов наносятся удары металлическим предметом (молотком). Следует заметить, что задача выбора параметров такого молотка и разработки методики нанесения им ударов в полной мере не решена. По опыту испытаний, авторы могут рекомендовать для этих целей молотки с ударной частью сферической формы и массой от 0,5 до 4,5 кг. Такие удары возбуждают широкий спектр колебаний отклика, не требуют специальных условий, безопасны для персонала и конструкции, их мощность можно контролировать и варьировать в широких пределах (Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В., 2022). Однако возникает вопрос о возможности прогнозирования ударного нагружения КА по результатам механических ударных испытаний – насколько точно такое имитирование воссоздаёт эксплуатационное ударное нагружение?

Этот вопрос следует разделить на два: первый – прогнозирование максимального уровня (масштаб) ударного нагружения; второй – прогнозирование формы ударного спектра (частотной характеристики ударного отклика). Если определить уровень ударного нагружения как максимальное ускорение в ударном спектре отклика конструкции в некоторой референсной точке вблизи места расположения пиромеханизма (единое значение для всех элементов конструкции КА), а форму ударного спектра определить отношением ударного спектра ускорений в узлах крепления каждой единицы бортовой аппаратуры к максимальному ускорению ударного отклика на конструкции вблизи пиромеханизма, то действительное нагружение каждого элемента КА можно будет определить, используя максимальное ускорение и форму ударного спектра.

Каждый из отмеченных выше вопросов требует отдельного рассмотрения. Действительно, максимальное ускорение ударного отклика в референсной точке конструкции, расположенной в ближней ударной зоне (Деменко О.Г., 2022), характеризуемой непосредственным действием прямой ударной волны, определяется прежде всего типом и мощностью пиромеханизма, поскольку отклик самой конструкции на ударное воздействие здесь ещё не успел сформироваться. Для прогнозирования максимального ускорения ударного отклика вполне достаточно статистических данных об испытаниях пиромеханических устройств, в объёме которых проверяется их срабатывание после воздействия на объект испытания

всех эксплуатационных факторов нагружения. Такие испытания проводятся автономно КА и, как правило, завершаются задолго до начала испытаний КА, а сам аппарат при этих автономных испытаниях заменяется стандартным инерционно-массовым имитатором груза. Поэтому к моменту сборки прочностного изделия КА уровень ударного нагружения в референсной точке вблизи пиромеханизма может быть известен. Вопрос о точности прогнозирования максимального уровня ударного нагружения по результатам автономных испытаний пиромеханических устройств будет рассмотрен в дальнейшем в отдельной работе.

Рассмотрим более подробно второй из поставленных вопросов – о возможности прогнозирования формы ударного спектра пиродаара по результатам механических динамических испытаний конструкции КА. В соответствии со сказанным выше, за выразитель формы ударного спектра можно принять безразмерный ударный спектр, полученный делением значений реального размерного ударного спектра ускорений отклика в узлах крепления i -того блока аппаратуры (A_{si}) на величину максимального ударного ускорения в референсной точке конструкции вблизи места расположения самого пиромеханизма (A_{smax}). Индекс s (shock) означает принадлежность ускорения к ударному спектру (не к временному сигналу). Такой ударный спектр будем в дальнейшем называть приведённым ударным спектром (ПрУС):

$$\bar{A}_{si} = \frac{A_{si}}{A_{smax}}.$$

Для начала определим причины и характер различия в ударных спектрах ускорений отклика при пиродааре (П) и механическом ударе (М). Будем, естественно, предполагать, что и в первом, и во втором случаях ударный импульс имеет одинаковую величину и направление, приложен в одной и той же точке конструкции. В этом случае П и М удары различаются только длительностью действия нагрузки. При пиродааре максимальное ускорение ударного отклика в ближней зоне достигает величины порядка 2000 g за примерно 0,1...0,2 мс, а при механическом ударе – 50–500 g за 0,5–1,0 мс. Рассматривая длительность действия нагрузки как промежуток времени её нарастания в первом ударе, получаем, что при пиродааре она как минимум в 5...10 раз меньше, чем при механическом.

Ударный спектр ускорений отклика представляет собой зависимость максимального ускорения отклика A_{si} одностепенного осциллятора от собственной частоты колебаний f_i осциллятора при заданном ударном воздействии на скамью одностепенных осцилляторов (см. рисунок 1). Известно (Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2023), что отклик осциллятора на ударное воздействие будет тем больше, чем ближе длительность ударного импульса к половине периода собственных колебаний осциллятора. Уменьшение

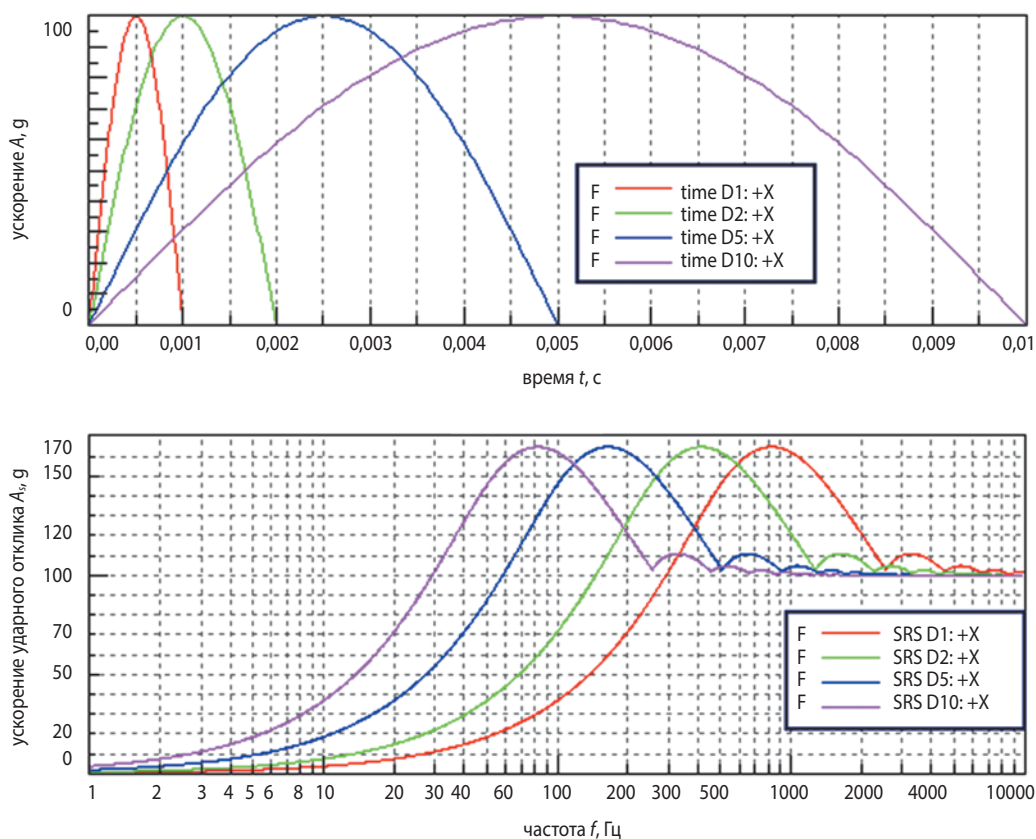


рисунок 2. Влияние длительности удара на ударный спектр

длительности ударного импульса приводит к увеличению ускорений отклика в высокочастотной части ударного спектра.

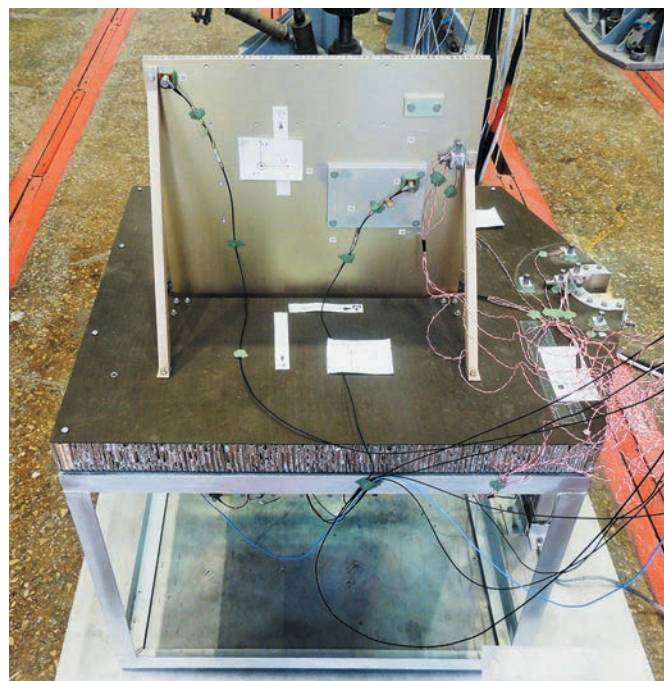
На рисунке 2 в подтверждение этого вывода показаны ударные спектры для четырёх ударных воздействий с одинаковой пиковой амплитудой 100 g, отличающихся длительностью: $T(D1)=1$ мс; $T(D2)=2$ мс; $T(D5)=5$ мс; $T(D10)=10$ мс. В верхней части рисунка 2 показаны временные сигналы $D1...D10$, в нижней части – соответствующие им ударные спектры.

Таким образом, пироудар, за счёт меньшей длительности действия по сравнению с механическим ударом, объективно даёт более высокочастотный ударный спектр. Поэтому точное воспроизведение формы ударного спектра от воздействия пироудара при воздействии механическими ударами невозможно.

Однако прохождение ударной нагрузки через соединительные узлы элементов конструкции КА в зону установки оборудования значительно трансформирует ударный импульс, «срезая» высокочастотную составляющую нагрузки (Деменко О.Г., 2022; Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017). Поэтому в зависимости от места расположения аппаратуры на КА при одном и том же пироударе мы будем получать в районе узлов их крепления ударные спектры различной формы. В частности, в дальней ударной зоне, отделённой от пиромеханизмов расстоянием в 0,5 и более метров и наличием на пути ударной волны не менее двух стыковых соединений, в зоне, где в основном и располагается бортовая аппаратура КА, будут наблюдаться ударные спектры от пироударов не высокочастотные, а средне- и низкочастотные. Такие ударные спектры не должны сильно отличаться от спектров при механических ударах. В этом случае прогнозирование эксплуатационного ударного нагружения по результатам механических ударных испытаний будет иметь смысл. Рассмотрим на конкретных примерах, насколько справедливо это предположение.

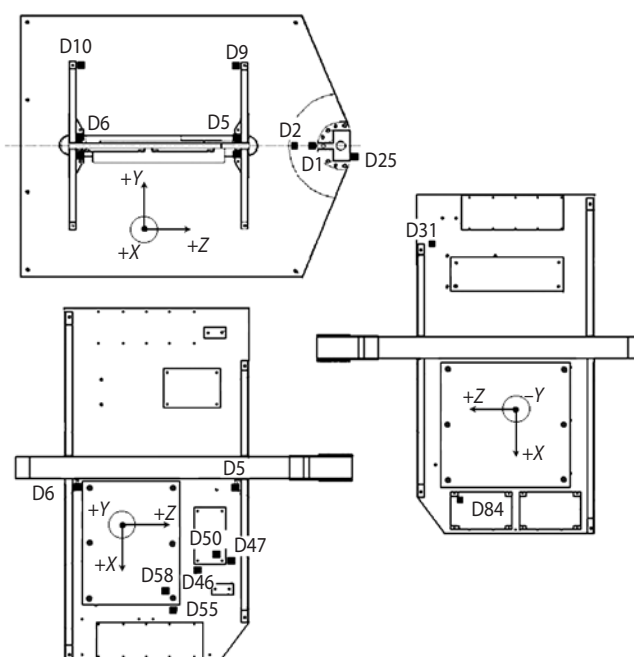
В качестве примера возьмём результаты натурных ударных испытаний, проводившихся в НПО Лавочкина в 2016 году на фрагменте конструкции десантного модуля КА «ЭкзоМарс». Эти испытания, сама установка и результаты опубликованы в работах (Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017; Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2018). Ценность этих испытаний для целей настоящей работы:

- испытания велись на полностью натурной конструкции КА;
- в ходе испытаний проводилось срабатывание мощного штатного пиромеханизма, способного выдерживать осевую нагрузку 50 кН;
- для повышения надёжности результатов испытаний проводилось два срабатывания штатных пиромеханизмов в полностью одинаковых условиях;



рисунки 3. Общий вид испытательной установки

- на испытываемом фрагменте конструкции устанавливался только один пиромеханизм из группы устройств, срабатывающих одновременно, что исключало их взаимное и трудно диагностируемое влияние на ударное нагружение аппаратуры;
- на испытываемом фрагменте конструкции устанавливалось более десяти макетов различных образцов бортовой аппаратуры, отличающихся по массе и размерам, а также по удалённости от места установки пиромеханизма;



рисунки 4. Общая схема расположения датчиков

К ВОПРОСУ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ УРОВНЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО УДАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МЕХАНИЧЕСКИХ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

таблица 1 – Общая характеристика датчиков

№ п/п	имя датчика	кратчайшее расстояние по конструкции установки от оси пиромеханизма до места установки датчика, мм	количество соединительных стыков на пути от пиромеханизма до места установки датчика	место расположения датчика (П – платформа, ПП – приборная панель, К – кронштейн)	ударная зона в месте установки датчика (Б – ближняя, С – средняя, Д – дальняя)
1	D1	85	0	П	Б
2	D2	139	0	П	Б
3	D5	292	1	К	С
4	D6	750	1	К	С
5	D9	389	0	П	С
6	D10	791	0	П	С
7	D25	51	0	П	Б
8	D31	537	2	ПП	Д
9	D46	560	2	ПП	Д
10	D47	502	2	ПП	Д
11	D50	500	3	ПП	Д
12	D55	682	2	ПП	Д
13	D58	652	3	ПП	Д
14	D84	703	3	ПП	Д

- на испытываемом фрагменте конструкции устанавливалось более 60 датчиков ускорений во всех ударных зонах.

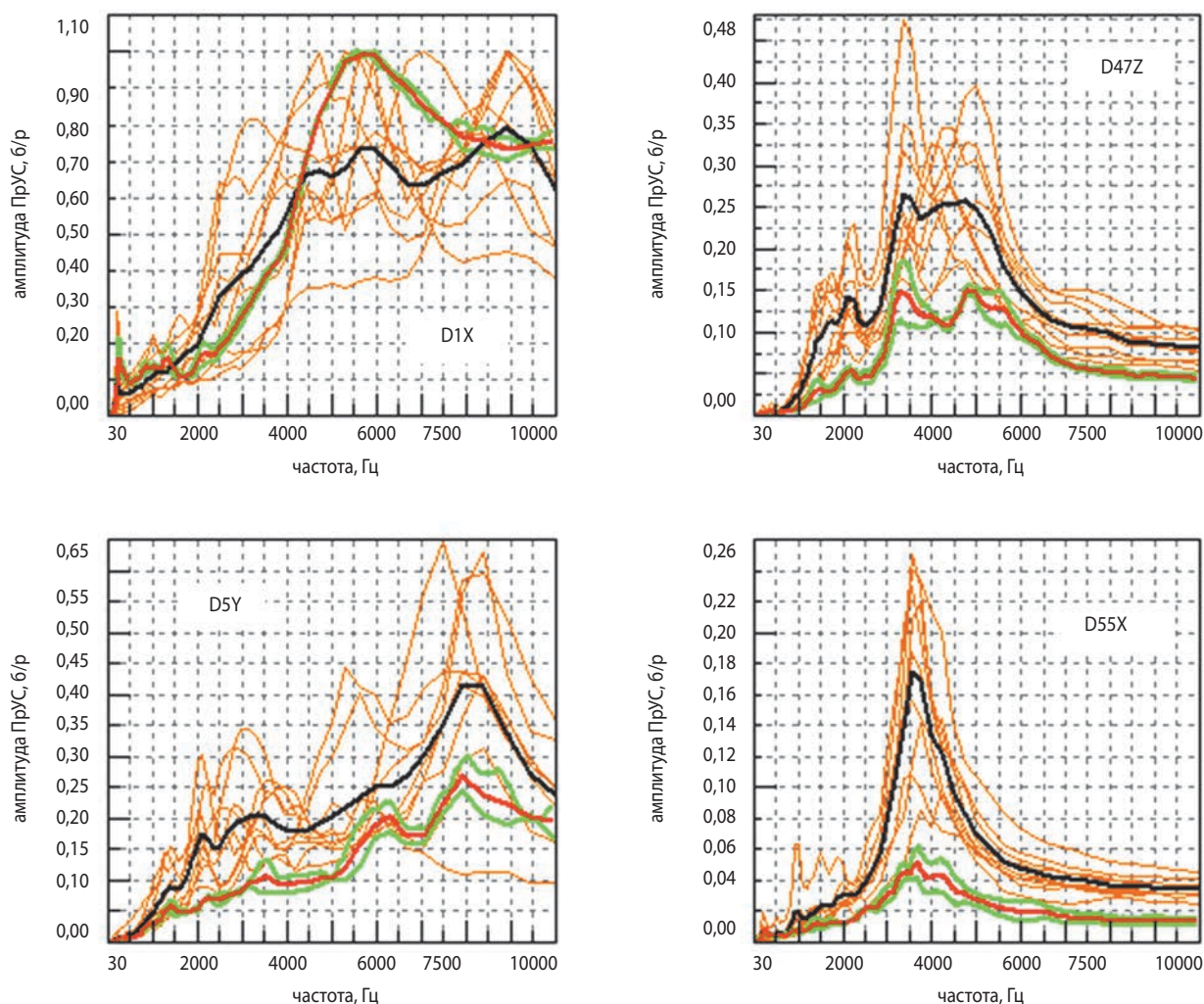
При подготовке к ударным испытаниям, для проверки работоспособности измерительной и регистрирующей аппаратуры, по конструкции установки производилось девять предварительных вспомогательных механических ударов небольшой мощности, результаты которых используются в настоящей статье. Однако, поскольку эти удары наносились по конструкции с уже установленным пиромеханическим устройством, ударные воздействия не могли быть выполнены полностью аналогично пироудару, они наносились по конструкции вблизи места расположения устройства и в направлении, не совпадающем точно с направлением пироудара. Как будет показано ниже, для объектов в дальней ударной зоне эти отклонения оказались не принципиальными.

Строительной базой экспериментальной установки является горизонтально расположенный фрагмент платформы, имеющей композитно-сотовую структуру (рисунок 3). Размеры фрагмента платформы в плане 960×760 мм, толщина – 64 мм. К внешнему краю платформы крепится узел установки пиромеханического устройства. На удалении 0,3 м от него, в прорези платформы, на специальных соединительных кронштейнах углового типа и раскосах установлена вертикальная приборная панель, также имеющая

композитно-сотовую структуру. Размеры приборной панели в плане 980×520 мм, толщина – 15 мм. На приборной панели установлены ГММ приборов.

На всех этапах испытаний и предварительных проверок измерения проводились в 14 точках: D1, D2, D5, D6, D9, D10, D25, D31, D46, D47, D50, D55, D58, D84, расположение которых характеризуется следующими параметрами, приведёнными в таблице 1. Общая схема расположения датчиков показана на рисунке 4. Здесь X , Y , Z – направления измерительных осей датчиков. Датчик D25 – однокомпонентный, измерительная ось Z . Остальные датчики трёхкомпонентные. В качестве референсной точки конструкции для определения максимального уровня ударного нагружения был принят датчик D1 и значение его ударного спектра по оси X (в направлении действия ударного импульса).

При ударных испытаниях регистрировались ускорения ударного отклика для каждого датчика и по каждой его измерительной оси в виде временного сигнала. Далее по этим сигналам рассчитывались ударные спектры ускорений отклика, для этих расчётов в настоящей работе использовалась программа LMS Test.Lab. При построении ударных спектров добротность конструкции принималась равной $Q=10$. Для последующего сравнения форм ударных спектров, в соответствии с указанным выше, полученные ударные спектры для всех датчиков и по всем



рисунк 5. Осреднение приведённых ударных спектров

измерительным осям пересчитывались в приведённые ударные спектры. Полученные таким образом результаты рассматриваются ниже.

Результаты испытаний показали высокую повторяемость ускорений ударного отклика при точном соблюдении условий ударного нагружения. В частности, результаты, измеренные при первом и втором пироударах, практически совпадают в каждой измерительной точке. Результаты, измеренные при механических воздействиях, в силу указанных выше причин имеют некоторый случайный разброс. В дальнейшем анализе использовались результаты, осреднённые по всем пироударам и, отдельно, по всем механическим ударам (рисунк 5). На рисунке для различных ударных зон и измерительных осей показано: зелёным цветом – результаты отдельных пироударов; красным – осреднение пироударов; оранжевым – результаты отдельных механических ударов; чёрным – осреднение механических ударов.

Для ответа на вопрос – можно ли по результатам проведённых механических ударных испытаний

определить форму ударного спектра, которая будет регистрироваться при срабатывании штатного пиромеханизма – проведём сравнение ПрУС П и М ударов (красная и чёрная линии) по каждому датчику и направлению.

Отдельное внимание следует уделить выбору способа сравнения форм ПрУС П и М. Была попытка использовать для такого сравнения относительное среднеквадратичное отклонение (СКО) значений форм П и М ударов, рассчитываемое по формуле

$$\frac{\Delta \bar{A}_{RMS}}{\bar{A}_{smax}^M} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\bar{A}_{si}^P - \bar{A}_{si}^M)^2}{n-1}} \cdot \frac{1}{\bar{A}_{smax}^M},$$

где $i=0 \dots n$ – номер точки на графике ПрУС (ударные спектры строятся по дискретному набору частот, в настоящей работе шаг дискретизации по частоте составлял 1 Гц, итого $n \approx 10000$); $\bar{A}_{si}^P$ – амплитуда осреднённого ПрУС пироудара (красная линия на рисунке 5); $\bar{A}_{si}^M$ – амплитуда осреднённого ПрУС механического удара (чёрная линия на рисунке 5).

**К ВОПРОСУ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ УРОВНЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО УДАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ
БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МЕХАНИЧЕСКИХ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ**

таблица 2 – Сравнение ПрУС пиро и механического удара

№ п/п	датчик	зона	согласующий множитель		абсолютное СКО		максимум ПрУС	относительное СКО	
			К		$\overline{\Delta A}_{RMS}$		$\overline{A}_{smax}^M$	$\frac{\overline{\Delta A}_{RMS}}{\overline{A}_{smax}^M}$	
1	D1	Б	1,13	1,20	0,097	0,110	0,638	0,152	0,130
2	D2		1,34		0,082		0,706	0,117	
3	D25		1,21		0,180		1,500	0,120	
4	D5	С	0,89	0,90	0,037	0,038	0,380	0,097	0,100
5	D6		0,86		0,031		0,241	0,127	
6	D9		1,10		0,055		0,664	0,083	
7	D10		0,80		0,030		0,309	0,098	
8	D31	Д	0,58	0,60	0,015	0,008	0,194	0,075	0,100
9	D46		0,55		0,007		0,077	0,088	
10	D47		0,61		0,011		0,145	0,074	
11	D50		0,67		0,012		0,082	0,143	
12	D55		0,59		0,004		0,057	0,062	
13	D58		0,72		0,003		0,033	0,103	
14	D84		0,57		0,005		0,040	0,129	

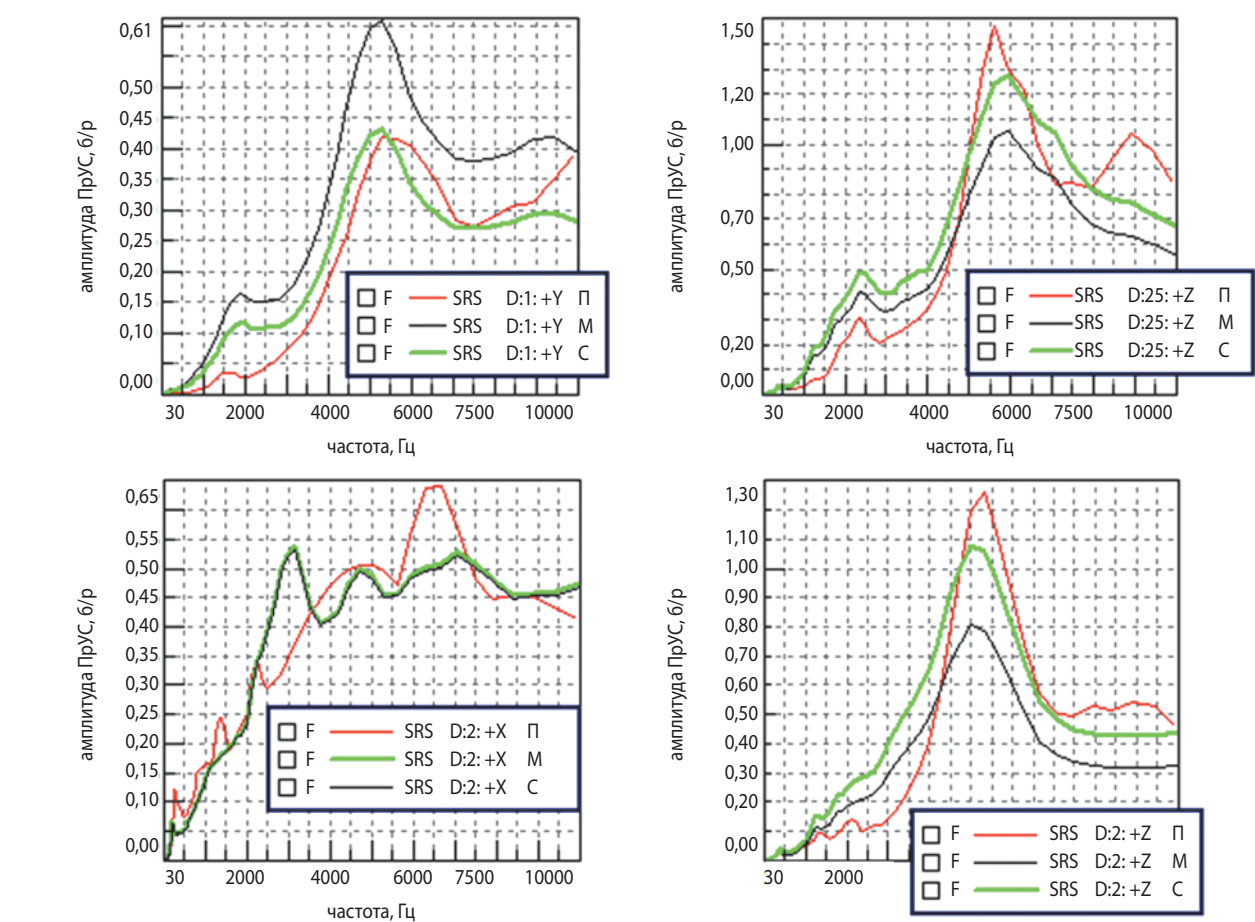


рисунок 6. Приведённые ударные спектры в ближней зоне

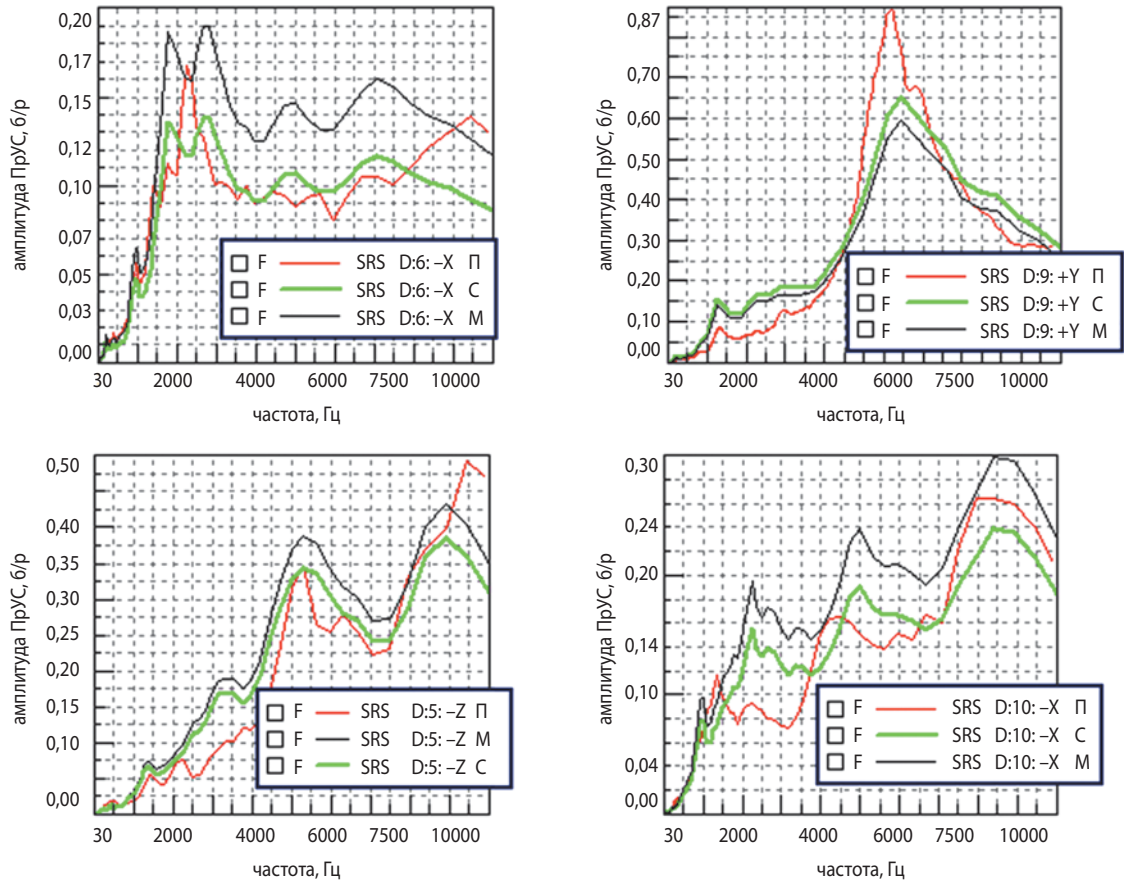


рисунок 7. Приведённые ударные спектры в средней зоне

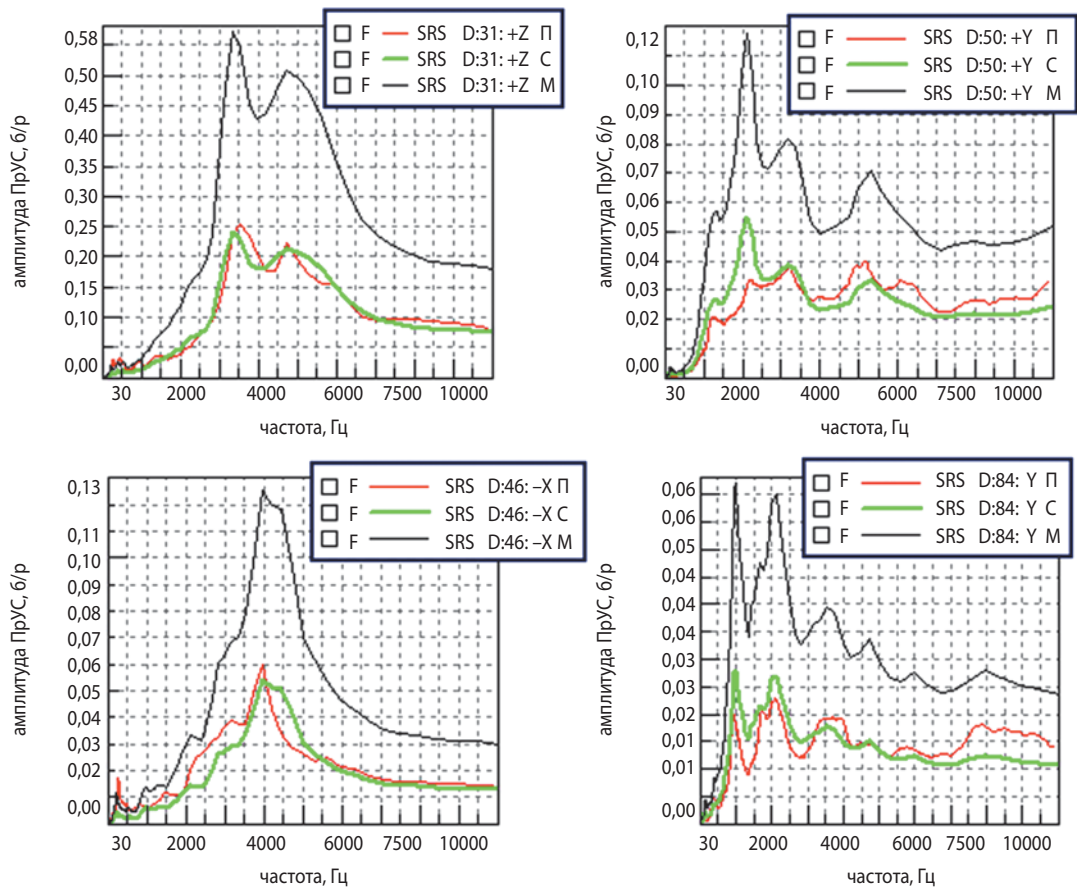


рисунок 8. Приведённые ударные спектры в дальней зоне

Попытка оказалась неудачной, поскольку во всех ударных зонах при визуальном качественном различии форм ПрУС П и М значение этого критерия получается примерно одинаковым (см. таблицу 2), данный показатель чувствителен к величине отклонения в разных точках графиков, но не к различию самих форм.

В настоящей работе предлагается использовать специально разработанный для целей сравнения показатель, который мы назвали согласующим множителем К. Согласующий множитель К – это число, на которое нужно умножить ПрУС М, чтобы СКО получившегося спектра от ПрУС П было минимальным.

$$\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\bar{A}_{si}^{\text{П}} - K \cdot \bar{A}_{si}^{\text{М}})^2}{(n-1)}} = \Delta \bar{A}_{\text{RMSmin}}.$$

На рисунках 6–8 показаны наиболее типичные случаи взаимного расположения ПрУС П и М ударов для датчиков, расположенных в различных ударных зонах. Здесь красным и чёрным цветом, как и ранее, показаны осреднённые ПрУС П и М, зелёным цветом показан ПрУС М, умноженный на коэффициент согласования К (С). Величины согласующих множителей, среднеквадратичных (абсолютных и относительных) отклонений ПрУС сведены в таблицу 2. В этой таблице для величин согласующего множителя, абсолютного и относительного среднеквадратического отклонения ПрУС пиродара и механического ударов приведены их индивидуальные значения для каждого датчика и средние значения по всем датчикам ударной зоны. Согласующий коэффициент датчика определялся как максимальное значение для всех осей датчика, СКО датчика определялось осреднением по всем осям датчика.

Полученные результаты показывают, что наибольшее отличие по форме и значениям ПрУС П и М ударов наблюдаются в ближней ударной зоне. Абсолютное и относительное СКО здесь достигают максимальных величин. Фактически формы П и М ударов не совпадают друг с другом. Значение согласующего множителя получается больше единицы (в среднем 1,20). Это означает, что ПрУС М удара на графике лежит ниже ПрУС П удара. Поэтому, используя для прогноза ударного нагружения при пиродаре данные механических ударных испытаний, мы будем получать заниженные величины, что, конечно же, недопустимо.

В то же время, наименьшее отличие по форме и значениям ПрУС П и М ударов наблюдаются в дальней ударной зоне. Абсолютные значения СКО здесь достигают минимальных величин. Однако и значения ПрУС в дальней зоне намного ниже, чем

в ближней, поэтому более правильно сравнивать относительные значения СКО, а по ним различие уже намного меньше. Как видно, формы П и М ударов практически совпадают и подобны друг другу. Значение согласующего множителя в дальней зоне получается значительно меньше единицы (в среднем 0,60). Это означает, что ПрУС М удара на графике лежит выше ПрУС П удара. Поэтому, используя для прогноза ударного нагружения при пиродаре данные механических ударных испытаний, мы будем получать завышенные величины. Погрешности прогноза в этом случае идут в запас прочности, что допустимо при консервативном подходе.

В средней ударной зоне мы имеем промежуточный результат. Значение согласующего множителя получается близким к единице (в среднем 0,90). Это означает, что, используя для прогноза ударного нагружения при пиродаре данные механических ударных испытаний, мы будем получать величины, близкие к искомому.

Тот факт, что формы ПрУС П и М в дальней ударной зоне практически совпадают, говорит о том, что максимумы амплитуд ударных спектров П и М должны были бы лежать на одной и той же частоте – частоте максимума ударного спектра М. Поэтому, если бы при построении ПрУС П за максимальное значение амплитуды ударного спектра пиродара принималась его амплитуда на частоте максимального значения ударного спектра М, то согласующий множитель равнялся бы единице: К=1. В действительности же ударный спектр П более высокочастотный чем М, его максимальная амплитуда лежит на большей частоте, и соответственно максимальная амплитуда спектра П больше, чем амплитуда спектра П на частоте максимума спектра М. Поэтому при построении ПрУС П мы получаем заниженный, по сравнению с ПрУС М, спектр, и согласующий множитель К менее единицы.

Отмеченная закономерность в значении согласующего множителя в дальней ударной зоне (К<1) носит объективный характер, она определяется различием частотных характеристик пиродара и механического удара и не зависит от самой конструкции КА. При этом само значение согласующего множителя К скорее всего будет зависеть от особенностей конструкции, что может быть определено только статистически на примере рассмотрения различных конструкций и является задачей последующих исследований.

Отметим ещё одно обстоятельство – использование передаточной функции (ПФ) для прогноза ударного нагружения при пиродаре по результатам механических ударных испытаний не целесообразно в силу отмеченных отличий П и М ударов. ПФ – это отношение амплитуд ударных спектров всех датчиков к ударному

спектру базового датчика (БУС), который, очевидно должен находиться вблизи центра удара, т.к. эта точка – общая точка нагружения для всех частей конструкции. Для пироудара этот БУС – высокочастотный. В разных частях конструкции ударные спектры будут получаться и высокочастотными, и среднечастотными, и низкочастотными. Поэтому в разных частях конструкции ПФ – это отношение высоко-, средне- и низкочастотных спектров к высокочастотному. А при механическом ударе ударный спектр во всех частях конструкции получается низкочастотным, поэтому ПФ во всех частях конструкции – это отношение низкочастотного спектра к низкочастотному. Таким образом, ПФ при пироударе не будут совпадать с ПФ при механическом ударе ни в одной области конструкции, и использовать их для прогноза ударного нагружения не целесообразно.

ВЫВОДЫ

1. Использование механических динамических испытаний для прогноза эксплуатационного ударного нагружения бортовой аппаратуры КА от срабатывания пиромеханизмов целесообразно для объектов, расположенных в средней и дальней ударных зонах. Результатом этих испытаний является получение приведённых ударных спектров механических ударов.

2. Прогнозируемое значение эксплуатационного ударного нагружения бортовой аппаратуры КА может быть получено перемножением приведённого ударного спектра механического удара, согласующего множителя и прогнозируемого значения максимума ударного спектра, получаемого при срабатывании пиромеханизмов в референсной точке конструкции КА.

3. Если значение согласующего множителя для объектов в дальней ударной зоне заранее неизвестно, нужно брать это значение равным единице ($K=1$), в этом случае ошибка расчёта пойдёт в запас прочности.

4. При проведении механических ударных испытаний для прогноза эксплуатационного ударного нагружения бортовой аппаратуры КА, для повышения точности и надёжности прогноза, нужно определять приведённые ударные спектры механического удара путём осреднения по серии механических ударов.

5. Использование механических ударных испытаний для прогноза эксплуатационного ударного нагружения бортовой аппаратуры КА, расположенной в ближней ударной зоне, при срабатывании пиромеханизмов не целесообразно в силу качественного различия ударных спектров в этих областях при механическом и пиромеханическом воздействиях.

6. Для повышения точности и надёжности прогноза эксплуатационного ударного нагружения бортовой аппаратуры КА по результатам механических ударных испытаний целесообразно проведение статистического исследования зависимости значения согласующего множителя K от различных конструктивных факторов и типов КА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А. Влияние жёсткости соединительной связи на передачу продольной ударной нагрузки через болтовое соединение тел // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 53-63.

ГОСТ Р 53190-2008. Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Испытания на удар с воспроизведением ударного спектра. М.: ФГУП «Стандартинформ», 2009. 23 с.

Деменко О.Г. Передача ударной нагрузки через болтовое соединение элементов конструкции космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 38-45.

Деменко О.Г., Бирюков А.С. К вопросу об определении параметров эквивалентного ударного импульса при испытаниях космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 70-77.

Деменко О.Г., Бирюков А.С. Особенности обработки ударной прочности десантного модуля космического аппарата (межпланетной станции) «Экзомарс-2020» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 71-77.

Загарских В.И., Кузин Е.Н., Ефанов В.В. Устройство инициирования с предохранительно-исполнительным механизмом для систем автоматики летательных аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 25-28.

Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В. К вопросу моделирования динамических возмущений от электромеханических исполнительных устройств в упругом подвесе виброизолятора // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 46-51.

Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В., Ефанов В.В. Обоснование требований к проектным параметрам элементов конструкции космического аппарата на основе динамического анализа переходных процессов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 1. С. 13-21.

Статья поступила в редакцию 02.08.2023

Статья после доработки 02.08.2023

Статья принята к публикации 02.08.2023

К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ БОРТОВЫХ И НАЗЕМНЫХ ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМАМИ И УСТРОЙСТВАМИ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ON THE ISSUE OF DEVELOPMENT OF ONBOARD AND GROUND SOFTWARE FOR THE AUTOMATED SPACECRAFT SYSTEMS' CONTROL



Ю.В. Мозговой¹,
кандидат технических наук,
MozgovoiIUV@laspace.ru;
Yu.V. Mozgovoy

В статье предложены: принципы построения программного обеспечения бортового комплекса управления, обеспечивающие выполнение требования динамики космического аппарата (КА) с учётом обеспечения надёжности и парирования произвольного отказа в бортовом комплексе управления (БКУ); организация взаимодействия составных частей БКУ между собой, с контрольно-проверочной аппаратурой и с бортовым радиокомплексом; структура задач и элементов интерпретируемого, машинно-независимого языка внутреннего представления задач управления электроавтоматикой КА.

Ключевые слова:
*комплекс управления электроавтоматикой КА;
программное обеспечение блока управления;
алгоритмы управления и контроля.*

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.006

ВВЕДЕНИЕ

Анализ технических и программных средств управления космическими изделиями разработок различных предприятий, создающих средства управления, показывает, что уровень состояния бортовых и наземных средств управления во многом определяют

The article proposes principles of software development for the onboard control system, meeting the spacecraft dynamics requirements, taking into account the reliability and parrying of an arbitrary failure in the onboard control system; enabling interaction of the onboard control system components with the control and verification equipment and with the onboard radio complex; structure of tasks and elements of the interpreted, a machine-independent language of the internal representation of the spacecraft electrics control.

Key words:
*SC electrics control complex;
control unit SW;
control algorithms.*

существующие принципы создания космических изделий: организационные принципы, принципы конструирования, электрического проектирования, принципы разработки программного обеспечения (ПО). С различной степенью детализации эти принципы

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

рассмотрены в статье (Хохлачев Е.Н., Мозговой Ю.В., 2018), в которой принципы разработки ПО бортовых средств управления освещены недостаточно. В настоящей статье более детально излагаются принципы разработки логики функционирования и ПО автоматических КА, с примерами организации взаимодействия бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) с блоком управления (БУ), БУ – с контрольно-проверочной аппаратурой (КПА,) БУ и внутренней структуры задач и языка БУ. Синтаксис языка БУ ранее опубликован в (Соколов А.С., Комков В.А., Мозговой Ю.В., 2016).

Принципы разработки ПО бортовых средств управления (СУ), в части комплекса управления электроавтоматикой КА (Хохлачев Е.Н., Мозговой Ю.В., 2018) (КУЭ), основываются на разделении труда между тремя группами специалистов: разработчиками логики КА, разработчиками электрического дизайна КА и разработчиками ПО. Проектанты логики КА и разработчики электрического дизайна КА, по мере продвижения процесса создания КА, разрабатывают исходные данные (ИД) или ТЗ на ПО СУ. После появления ТЗ программисты приступают к разработке ПО бортовых средств управления.

Сложности разработки и отладки ПО КУЭ в требуемое время заключаются в следующем:

- существенная часть от объёма ПО СУ не может разрабатываться до момента появления конструкторской документации на аппаратуру комплекса управления электроавтоматикой и схем кабельной сети КА, а это происходит уже в конце этапа разработки конструкторской документации;
- разработчик-электрик, закончив разработку схем, разрабатывает и выдаёт исходные данные по подключению исполнительных устройств КА к средствам управления, а разработчик программ переписывает эти данные на языке программирования, при этом первый вносит свои ошибки, второй – умножает их количество;
- электрик и программист на всех последующих этапах отработки и испытаний КА занимаются устранением замечаний и доработками аппаратуры и ПО, при этом роль аппаратуры тестирования ПО СУ уже выполняет в основном космический аппарат.

1. Трактовка предлагаемых принципов разработки программного обеспечения

Рассматриваемые принципы создания системы управления КА на Головном предприятии охватывают этапы жизненного цикла КА от начала проектирования до окончания лётных испытаний.

При создании бортовых технических и программных средств управления КА важнейшие технические требования КА и расстановка приоритетов достижения этих требований определены в следующем порядке: надёжность, динамика управления, электромагнитная совместимость (ЭМС), масса, электропотребление, габаритные размеры. То есть: недопустимо улучшать массогабаритные характеристики за счёт ухудшения надёжности, динамики управления и ЭМС.

Предлагаемые принципы разработки ПО в основном направлены на обеспечение требуемой динамики управления и надёжности КА.

Программные методы управления, обработки контрольной информации и принятия решений при осуществлении постоянной самодиагностики узлов КУЭ и КА, обеспечивающих выполнение требований динамики (по времени реализации управляющих воздействий – запаздывание до 3 мс и времени парирования произвольного отказа – до 50 мс) представлены в статье (Мозговой Ю.В. Основные принципы..., 2015).

Под надёжностью ПО БКУ будем понимать комплексный показатель качества программ, характеризующий их способность выполнять заданные функции в условиях возникновения отклонений в среде функционирования, вызванных сбоями технических средств, ошибками во входных данных, ошибками обслуживания и ошибками разработчиков ПО (ГОСТ 28195-89). Меры по обеспечению надёжности программ направлены на исключение возможных ошибок, при этом вероятность их возникновения всегда будет отлична от нуля, но может быть сокращена до минимума в процессе разработки, автономной отладки и проведения испытаний ПО при использовании нижеследующих принципов.

Принцип декомпозиции. Создание БКУ осуществляется путём расчленения его на подсистемы и частные свойства, причём подсистема (частное свойство) на данном уровне является системой (общим свойством) на нижележащем уровне и, в свою очередь, рассматривается как элемент (частное свойство) вышележащего уровня. Принцип декомпозиции позволяет снизить уровень сложности создаваемого БКУ. Данный принцип реализован путём разделения БКУ на подсистемы по стандартным электрическим интерфейсам. При этом на первом (верхнем) уровне БКУ рассматривается как единая система, в результате чего определяются внешние связи, качественные и количественные показатели процесса управления КА, состав бортовых систем КА.

На втором уровне, из-за существенного разнообразия и многочисленности конструктивных, электрофизических, логических, алгоритмических и просто количественных показателей содержащихся в БКУ

компонентов и управляемых им устройств КА, целесообразно разделить бортовой комплекс управления на две подсистемы:

1. Бортвая вычислительная система (БВС), включающая бортовой компьютер (БЦВМ), объединённый цифровыми интерфейсами с датчиками и устройствами управления движением и ориентацией КА.

2. Комплекс управления электроавтоматикой КА (КУЭ), взаимодействующий по цифровому интерфейсу с БЦВМ посредством своего процессорного блока управления (БУ). БУ на электрофизическом уровне управляет исполнительными системами и устройствами КА (электроавтоматикой КА) по радиальным проводным связям.

На третьем уровне производится разделение БВС и КУЭ на технические и программные средства.

Программные бортовые средства управления с соответствующими наземными программными комплексами разработки и поддержки тоже разбиваются: на ПО БВС, программируемое по ТЗ разработчиков логики КА, и на ПО КУЭ, программируемое по ТЗ (или протоколам электрического сопряжения) разработчиков систем и электриков.

ПО БВС решает задачи управления КА на логическом уровне, разрабатывается на широко распространённых языках программирования.

ПО КУЭ системное и, особенно, прикладное ПО в полной мере завязаны на электротехнический облик КА и самого КУЭ.

Принцип реализации (возможности программирования). Бортвая цифровая вычислительная машина КА при взаимодействии с БУ КУЭ должна обеспечивать возможность программирования задач управления КА на логическом уровне имён, заранее согласованных с разработчиками логики КА, выдаваемых в БУ команд и имён параметров, принимаемых от КУЭ, необходимых для обработки с использованием алгоритмов БЦВМ.

Принцип простоты. Для разработки ПО целесообразно выбирать наиболее простые и минимальные по количеству используемых элементов и связей алгоритмы многозадачной операционной системы и задач управления в реальном времени испытаний и штатного функционирования КА (Мозговой Ю.В. Основные принципы..., 2015).

Принцип интеллектуализации. Для повышения надёжности ПО целесообразно разработать и применять интеллектуальную программную систему разработки прикладных задач с возможностями принятия управленческих решений на всех этапах создания и эксплуатации БКУ в составе КА с использованием специализированного инженерного языка программирования (Соколов А.С., Комков В.А., Мозговой Ю.В., 2016).

Принцип специализации. Программирование прикладных задач управления устройствами и системами КА осуществлять вместе с разработчиками электрического облика систем КА, БКУ и разработчиками логики КА с использованием предлагаемого специализированного инженерного языка программирования (Соколов А.С., Комков В.А., Мозговой Ю.В., 2016), при этом внешних программистов привлекать только в качестве консультантов по языку и системе подготовки ПО прикладных задач КУЭ.

Принцип минимизации. При обосновании состава ПО необходимо учитывать следующие условия:

- полное отсутствие в бортовом, лётном ПО КУЭ фрагментов бортовых баз данных, содержащих технологические программы с выдачей технологических команд в смежные системы КА, не используемые в штатной логике БКУ;
- отсутствие подпрограмм, имитирующих выдачу штатных команд;

использование на всех этапах отработки БКУ и КА на головном предприятии только лётного ПО КУЭ.

Принцип полноты. Обеспечить при проведении наземных и лётных испытаний КА проверки полного набора функциональных возможностей испытаний бортовых систем, БКУ и КУЭ по контрольным заданиям, принимаемым КА от наземных испытательных систем контроля, и цифровые массивы управления от центра управления полётом (ЦУП).

Принцип надёжности. Надёжность является комплексным свойством, которое в зависимости от назначения объекта и условий его применения может определяться с использованием показателей безотказности, долговечности, ремонтпригодности и сохраняемости или при определённом сочетании этих показателей. Для космической техники, в составе которой применяются программно-аппаратные средства, оценка качества и технического состояния является важнейшей задачей. Методика оценки технического уровня космической техники постоянно совершенствуются (Кудрявцев С.В., Розовенко В.М., 2022).

Опыт разработки аппаратуры бортовых устройств показывает, что требуемая надёжность БКУ КА (в части, касающейся программного обеспечения) достигается при выполнении следующих условий:

- введение функциональной избыточности (резервирования) ЭКБ и узлов БКУ;
- разработка и использование в БУ проблемно ориентированных специализированных микроэлементов. Например, модули коммутации токов (МКТ) не имеют процессора, построены на базе специализированных базовых матричных кристаллов (БМК), (Мозговой Ю.В. Концепции создания..., 2015), которые, кроме включения/выключения ключей, обеспечивают отсчёт

временных интервалов, корректировку интервального таймера, передачу параметров состояния ключа и счётчика таймера на момент запроса из процессорного модуля БУ. Перечисленные функции применимы к каждому каналу модуля коммутации;

- упрощение схем БКУ за счёт предельной минимизации применения вспомогательных контрольных элементов и использования датчиков систем КА;
- обеспечение контролепригодности БКУ глубиной до элемента (узла) на всех этапах испытаний;
- применение в БКУ резервированных способов управления, например: при особо ответственных этапах коррекции задавать импульс коррекции КА с расчётным временем длительности импульса, во время работы двигателей коррекции уточнять текущие интервалы таймеров БМК по измерительным приборам. При таком алгоритме управления счётчиками таймеров БМК будет отработываться последнее задание, и даже при выходе из строя БЦВМ, центрального процессора БУ и одного из БМК, участвующего в процессе коррекции, оставшиеся три БМК по исчерпанию интервала гарантированно выключат двигатель коррекции;
- применение взаимного арбитража работоспособности БЦВМ и БУ;
- создание резервных контуров управления КА из ЦУП: контур управления цифровыми массивами через бортовой радиокomплекс (БРК) и БУ и контур управления релейными командами переключения конфигурации БРК, БЦВС и БУ;
- сведение к минимуму человеческого фактора при проведении испытаний за счёт автоматизации процесса комплексных электрических испытаний, использования специализированных автоматизированных систем контроля и использования автоматизированной системы подготовки испытаний с инженерным, проблемно ориентированным языком комплексных испытаний.

Перечисленные условия и способы их реализации требуют введения в бортовое и наземное ПО дополнительных алгоритмов задач обеспечения надёжности и методов программирования.

2. Вариант создания бортовых программных средств управления. Организация взаимодействия БЦВМ с БУ

Период обмена БЦВМ – БУ варьируется в зависимости от специфики конкретного КА и может находиться в пределах от 50 мс и более.

Командные управляющие массивы (УМ), (подробно см. в (Соколов А.С., Комков В.А., Мозговой Ю.В., 2016)), на исполнение в БУ из БЦВМ передаются по мультиплексному каналу обмена (МКО) одной непрерывной посылкой, в последовательные номера подадресов БУ (от 1 до 29). Длина посылки переменная.

Массивы телеметрических (ТМ) – параметров из БУ также передаются по МКО из БУ в ответ на запросы БЦВМ одной непрерывной посылкой. Длина ответной посылки фиксированная.

Оптимальная для 50 мс такта обмена диаграмма внешних обменов центрального процессорного модуля (ЦПМ) БУ с БЦВМ по МКО и взаимодействия по внутренним интерфейсам (SPI и CAN) ЦМП БУ с функциональными модулями (ФМ) БУ приведена на рисунке 1.

Такт взаимодействия с БЦВМ с ЦПМ БУ и внутренний такт работы БУ равны 50 мс.

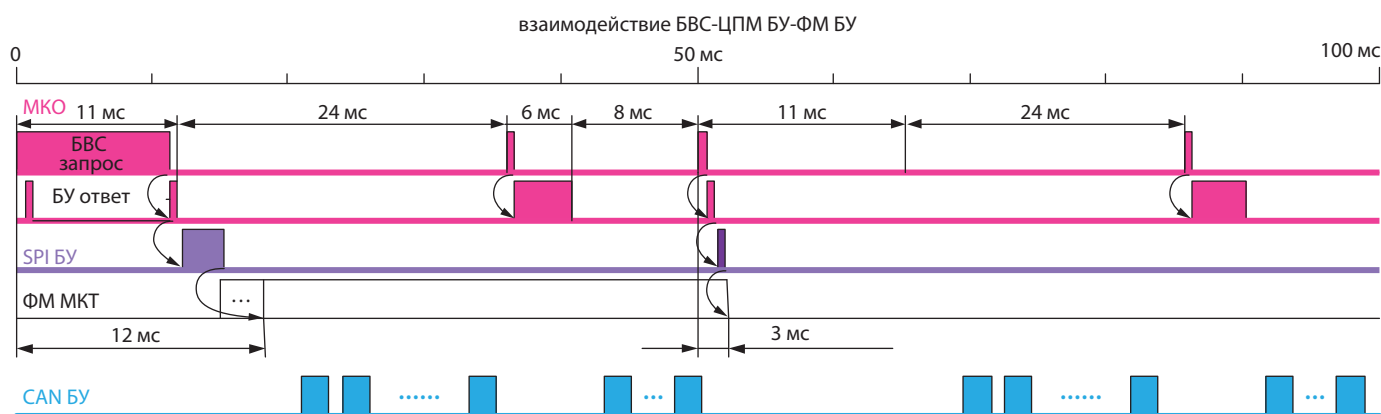
В течение такта из БЦВМ в ЦПМ БУ выдаются два запроса. В начале такта выдаётся пакет из команд управления. Время передачи по МКО максимального пакета команд составляет 11 мс=16 массивов=1024 байт. Время передачи по МКО минимального пакета команд (1 массив=64 байт) либо «пустого» массива не более 1 мс.

Максимальная задержка переднего фронта команды от начала передачи по МКО максимального по объёму пакета составляет 12 мс. Максимальная задержка переднего фронта команды от начала передачи по МКО одного пакета – не более 3 мс.

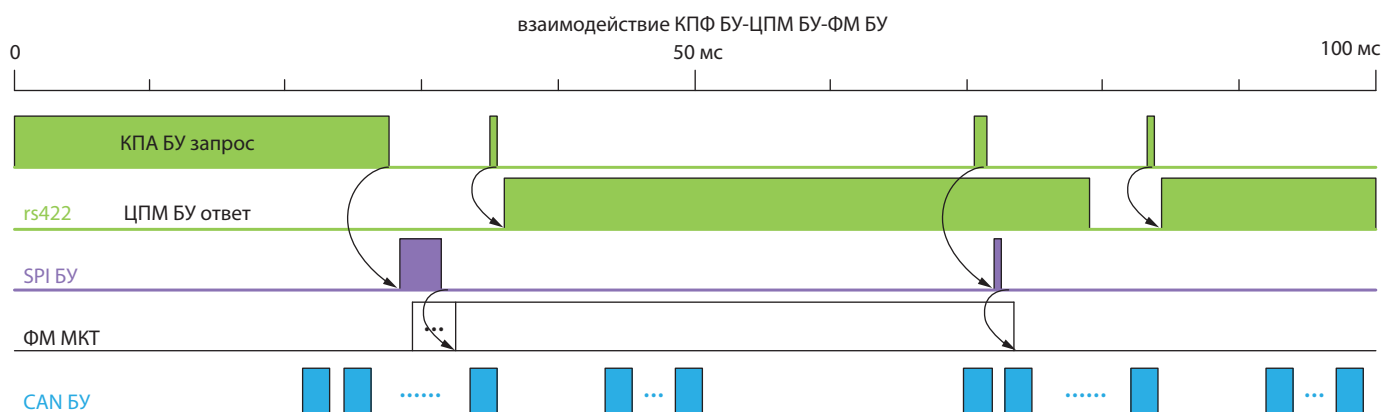
Приблизительно на 35 мс от начала такта выдаётся запрос на приём пакета массивов с квитанциями выполнения команд и с ТМ-параметрами БУ. Пакет состоит из двух 32-словных массивов квитанций на 32 исполненные команды, одного массива цифровой ТМ-информации БУ и массивов ТМ-параметров КА в составе: термодатчиков – $210\text{ТД} \cdot 12\text{р} = 315$ байт; аналоговых параметров – $16\text{АП} \cdot 12\text{р} = 24$ байт; датчиков давления – $16\text{ДД} \cdot 12 = 24$ байт; термопарных датчиков – $12\text{ТП} \cdot 12 = 18$ байт и датчиков дискретных параметров – $128\text{ДП}/8 = 16$ байт. Суммарный объём пакета составляет 9,2 массивов стандарта МКО=589 байт. Этот наибольший по объёму пакет ТМ-информации БУ рассчитан для КА посадки на Марс, на котором отсутствует отдельная телеметрическая система и опрос ТМ-датчиков осуществляется модулями блока управления КУЭ. Время передачи пакета массивов ТМ-параметров из БУ по МКО составляет до 6,8 мс.

Суммарное время для обмена БЦВМ по МКО с остальными абонентами, кроме БУ, не менее 30 мс (применительно к КА посадки на Луну).

На протяжении одного периода обмена БЦВМ с БУ в БЦВМ к программе-драйверу БУ могут в разное время обращаться разные задачи, по несколько



рисунки 1. Диаграмма обменов БПМ БУ с БЦВМ по МКО и взаимодействия по внутренним интерфейсам (SPI и CAN) ЦМП БУ с ФМ



рисунки 2. Диаграмма обменов КПА с БУ, и взаимодействия по внутренним интерфейсам (SPI и CAN) ЦМП БУ с ФМ

раз, с именами разных или одинаковых управляющих массивов. За один период обмена БЦВМ обменивается с БУ по МКО дважды, в одной и той же фазе: в начале периода в БУ отправляются необходимые командные УМ или «пустой» массив, во второй половине периода запрашиваются квитанции и ТМ – информация.

Программный драйвер БУ в БЦВМ подробно изложен в (Соколов А.С., Комков В.А., Мозговой Ю.В., 2016).

Обмен БУ с КПА БУ возможен при выключенном БЦВМ, а также возможен параллельный обмен с КПА на фоне взаимодействия БЦВМ с БУ с тактом 50 мс и более. Пропускная способность обмена КПА с БУ по интерфейсу rs422 при скорости 115200 кбод составляет до 520 байт в каждую сторону за 50 мс цикл обмена.

Телеметрический массив, получаемый от БУ в БЦВМ и КПА, может содержать часть исполненных команд и ТМ-данных от предыдущего 50 мс интервала обмена БЦВМ с БУ.

Диаграмма внешних обменов КПА с БУ и взаимодействия по внутренним интерфейсам (SPI и CAN) ЦМП БУ с ФМ приведена на рисунке 2.

Взаимодействие КПА с БУ по rs422 осуществляется во время испытаний на КИС (контрольно-

испытательная станция), ТВК (термо-вакуумная камера), ТК и СК (технический и стартовый комплексы космодрома (СК) на скорости 115200 кбод. На СК, из-за длины и конструктивных особенностей линии связи, скорость может быть ниже. Из этого следует: ПО ЦПМ БУ, после включения БУ, должно обеспечивать возможность задавать скорость rs422 из КПА БУ.

Обмен БУ с БРК возможен для организации резервного контура управления БКУ и КА из ЦУП.

Взаимодействие БУ с бортовым радиокомплексом (БРК) становится возможным после переключения цепей интерфейса rs422 БУ от соответствующих наземных проводных связей с наземной автоматизированной системы контроля (АСК) на бортовые линии связи с БРК. Бортовой переключатель цепей интерфейса rs422 БУ управляется от АСК при наземных испытаниях КА на головном предприятии и на космодроме запуска.

Сигнализаторы положения энергонезависимого бортового переключателя Земля – Борт заводятся в БУ и используются ПО БУ при инициализации и в циклической работе, а также телеметрируются в цифровом массиве параметров БУ.

Взаимодействие БУ с БРК осуществляется по протоколу взаимодействия с БРК.

таблица – Представление кода управляющего массива

номер (код УМ восьмеричный)	разряды											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	...	15	16
0 (0B)	0	0	0	0	0							
1 (1B)	0	0	0	0	1							
2 (2B)	0	0	0	1	0							
3 (3B)	0	0	0	1	1							
4 (4B)	0	0	1	0	0							
5 (5B)	0	0	1	0	1							
6 (6B)	0	0	1	1	0							
7 (7B)	0	0	1	1	1							
8 (10B)	0	1	0	0	0							
9 (11B)	0	1	0	0	1							
10 (12B)	0	1	0	1	0							
11 (13B)	0	1	0	1	1							
12 (14B)	0	1	1	0	0							
13 (15B)	0	1	1	0	1							
14 (16B)	0	1	1	1	0							
15 (17B)	0	1	1	1	1							
16 (20B)	1	0	0	0	0							
17 (21B)	1	0	0	0	1							
18 (22B)	1	0	0	1	0							
19 (23B)	1	0	0	1	1							
20 (24B)	1	0	1	0	0							
21 (25B)	1	0	1	0	1							
22 (26B)	1	0	1	1	0							
23 (27B)	1	0	1	1	1							
24 (30B)	1	1	0	0	0							
25 (31B)	1	1	0	0	1							
26 (32B)	1	1	0	1	0							
27 (33B)	1	1	0	1	1							
28 (160B)	1	1	1	0	0	0	0					
29 (161B)	1	1	1	0	0	0	1					
30 (162B)	1	1	1	0	0	1	0					
31 (163B)	1	1	1	0	0	1	1					
32 (164B)	1	1	1	0	1	0	0					
33 (165B)	1	1	1	0	1	0	1					
34 (166B)	1	1	1	0	1	1	0					
35 (167B)	1	1	1	0	1	1	1					
36 (170B)	1	1	1	1	0	0	0					
37 (171B)	1	1	1	1	0	0	1					
38 (172B)	1	1	1	1	0	1	0					
39 (173B)	1	1	1	1	0	1	1					
40 (174B)	1	1	1	1	1	0	0					
41 (175B)	1	1	1	1	1	0	1					
42 (176B)	1	1	1	1	1	1	0					
43 (177000B)	1	1	1	1	1	1	1	0	0	...	0	0
44 (177001B)	1	1	1	1	1	1	1	0	0	...	0	1
...	1	1	1	1	1	1	1	...				
511 (177777B)	1	1	1	1	1	1	1	1 1				

3. Реализация исполнения управляющих массивов в БУ

В задачах БУ едва ли не основным вопросом являются служебные структуры данных управляющих массивов (УМ), а последовательность действий, в общем-то, тривиальна, поэтому реализация исполнения УМ изложена в (*Мозговой Ю.В. Основные принципы...*, 2015; *Соколов А.С., Комков В.А., Мозговой Ю.В.*, 2016) не только словами, но и с использованием нотации, приближенной к языку Си.

Обоснование внутренней структуры задач и языка БУ. Задачи и подпрограммы, в виде внутреннего представления задач и подпрограмм операторов языка LCU (*Соколов А.С., Комков В.А., Мозговой Ю.В.*, 2016) на интерпретируемом машинно-независимом языке, могут изначально храниться в постоянном запоминающем устройстве (ПЗУ) БУ или поступать в готовом виде в оперативное запоминающее устройство (ОЗУ) БУ из БЦВМ и из КПА либо БРК, по соответствующим интерфейсам связи.

Подпрограммы, в свою очередь, делятся на две категории:

1. Подпрограммы «внутренние», доступные только одной «своей» задаче БУ. «Внутренние» подпрограммы размещаются внутри тела задачи, они не доступны другим задачам и могут располагаться как в ПЗУ БУ, так и приходить на исполнение вместе со «своей» задачей в ОЗУ БУ из БЦВМ или из КПА по соответствующим интерфейсам связи.

2. Подпрограммы «внешние», одинаково доступные для всех задач БУ. «Внешние» подпрограммы хранятся исключительно в ПЗУ БУ и запускаются на исполнение из тела находящейся на исполнении задачи (программы) выдачей команды вызова подпрограммы; после завершения выполнения подпрограммы управление возвращается обратно в задачу (программу), в ту точку, откуда была вызвана подпрограмма.

Каждая задача БУ (программа) и каждая «внешняя» подпрограмма БУ, независимо от места начального хранения (БУ, БЦВМ, КПА БУ, АСК КА или ЦУП), состоят из: заголовка в виде длины; тела программы (подпрограммы) из управляющих массивов и слова контрольной суммы, последнего в телепрограммы.

Первое 16-разрядное слово в теле массива задачи (программы) или «внешней» подпрограммы содержит длину в 10 младших разрядах и в старших разрядах – динамически формируемый, циклический счётчик обменов БЦВМ с БУ.

Разряды 1–5: циклический счётчик обменов БЦВМ с БУ от 1 до 32. Значение счётчика при каждом обмене

увеличивается на единицу по сравнению с предыдущим обменом.

Разряды 6–7: равны нулю (избыточность повышающая достоверность счётчика и длины).

Разряды 8–16: длина последующего тела задачи от 2 до 512 слов.

За один обмен из БЦВМ по МКО в смежные подадреса БУ (или из КПА в БУ) может передаваться произвольное количество задач, ограниченное размером буфера приёма в БУ, равном 2048 байт. Последнее 16-разрядное слово в теле массива задачи (программы), или «внешней» подпрограммы – 16-разрядная контрольная сумма.

«Внутренние» подпрограммы на исходном, инженерном языке LCU размещаются в одной общей поддиректории со «своей» программой.

В теле задачи (программы) «внутренние» подпрограммы располагаются после последнего шага задачи (управляющего массива «квитанция выполнения»). Конец каждой «внутренней» подпрограммы метится транслятором, специальным управляющим массивом.

«Внутренние» подпрограммы собственной длины и контрольной суммы не имеют, а входят в длину и контрольную сумму задачи.

В контрольную сумму задачи (или «внешней» подпрограммы) также входит код идентификации версии ПО БУ, прошитого в ПЗУ ЦПМ БУ.

Системное ПО БУ, получив в ОЗУ массив задачи на исполнение, с использованием оптимального полинома последовательно складывает в сумму: слово длины с заменёнными на нули значениями 1–5 битов; все слова тела задачи; добавляет к этой сумме значения слова кода идентификации ПО из ПЗУ БУ и после этого сравнивает результат с последним словом в УМ. Такой механизм позволяет выявлять и браковать испорченные команды и команды, не предназначенные для текущей версии ПО БУ.

Двоичная кодировка управляющих массивов внутреннего интерпретируемого языка БУ кодируются одним или несколькими 16-разрядными словами.

Под код (идентификацию) УМ изначально выделяется пять первых разрядов первого слова, (см. таблицу). Предполагается, что в выделенную область можно записать код УМ от 0 (00000) до 27 (11011 (33В)).

Если требуется записать больший код УМ, то в первые три разряда записывается комбинация 111, сигнализирующая о том, что код УМ равен 28 + число, расположенное в разрядах с 4 по 7 включительно. Таким образом, дополнительно кодируются значения кодов от 0 до 14.

Следовательно, имеется возможность записать код УМ: числом от 0 до 27, используя первые пять

разрядов; числом от 28 до 42, используя первые семь разрядов (первые три разряда – 111, в следующих четырёх – код УМ). Всего получается 43 кода УМ максимально использующих семь разрядов.

Для УМ, которым не нужны параметры, в первые семь разрядов записываются все единицы, и это является сигналом к просмотру кода УМ в оставшихся разрядах с 8 по 16.

Далее для наглядности представлены в виде таблицы все коды УМ, которые можно закодировать описанным выше способом. Красный цвет – неизменяемая часть, сигнализирующая о том, что код УМ равен числу $28 + \text{числу}$, закодированному в разрядах с 4 по 7, либо равен числу от 0 до 511, которое находится в разрядах с 8 по 16. Синий цвет – код УМ, жёлтый цвет – данные.

Таким образом, при кодах УМ от 0 до 27, под данные остаётся 11 разрядов, при кодах УМ от 28 до 42 – 9 разрядов. Коды УМ от 43 до 511 – используются для УМ без параметров, или в случае необходимости можно будет выделить часть из них (например от 256 до 511), которые смогут иметь параметры во втором и последующих словах.

Предлагаемый способ кодирования обеспечивает потребности языка LCU и максимальную компактность для наиболее часто употребляемых операторов языка в задачах управления КА.

Свойство компактности задач управления КА, наряду с рациональными: избыточностью кодирования и местами рассредоточения УМ задач (ЦУП, БЦВС и БУ), расширяют возможности управления в автоматическом и в ручном (из ЦУП) режимах, при этом повышается надёжность ПО БКУ.

В настоящей статье не приводятся:

- состав и структура ключевых слов и внутрисистемных операторов языка БУ (LCU), кодируемые в логических номерах устройств БУ, с возможностью привязки к физическим каналам ввода вывода функциональных модулей БУ через таблицы имён и логических номеров;
- алгоритмы трансляции LCU в двоичный формат УМ;
- алгоритмы задач процессорных модулей БУ опроса и контроля аналоговых датчиков КА;
- алгоритмы обработки инициативных параметров, по инициативе которых требуются автоматические оперативные вмешательства в ход исполняющихся в БУ программ управления;
- алгоритмы обработки телеметрической информации, передаваемой по каналам связи из БУ в БЦВС и в АСК при наземных испытаниях.

Предполагается эти темы изложить в последующих публикациях.

ВЫВОДЫ

С использованием предложенных в настоящей работе принципов проектирования КУЭ разработана конструкторская документация БУ и изготовлен опытный образец БУ.

Прототип языка программирования блока управления КУЭ и программной системы подготовки и поддержки имеют положительный многолетний опыт использования в АО «НПО Лавочкина». Профильными специалистами разработано и многократно использовано при испытаниях более 3500 программ, что доказывает эффективность использования специализированного инженерного языка для управления КА, при программировании БУ, при наземной отработке и в лёте.

Предлагаемые принципы позволяют создать ПО КУЭ и ПО БЦВС, удовлетворяющие по техническим характеристикам все перспективные КА, обеспечивающие преемственность разработанных научно-технических программных заделов на всех последующих этапах жизненного цикла КУЭ и КА (отработки, испытаний и эксплуатации) с возможностями наращивания и доработки для вновь создаваемых КА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Кудрявцев С.В., Розовенко В.М. К вопросу оценки технического уровня и качества изделий космической техники на основе модели нечёткой системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 61-67.

Мозговой Ю.В. Концепции создания аппаратуры и программного обеспечения блока управления электроустройствами автоматических автономных долгоживущих космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 98-111.

Мозговой Ю.В. Основные принципы и алгоритмы выполнения блоком управления прикладных задач обеспечения функционирования электроустройств космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 87-96.

Соколов А.С., Комков В.А., Мозговой Ю.В. Основные принципы построения программной системы подготовки и функционирования блока управления и специализированного языка программирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 46-59.

Хохлачев Е.Н., Мозговой Ю.В. Принципы создания бортового комплекса управления электроавтоматикой перспективного космического аппарата для посадки на поверхность Луны // Общероссийский научно-технический журнал Полет. 2018. № 12. С. 14-24.

Статья поступила в редакцию 05.09.2023

Статья после доработки 05.09.2023

Статья принята к публикации 05.09.2023

ОБРАТНЫЕ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ИМИТАЦИИ ВНЕШНЕГО ТЕПЛООБМЕНА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ПРОЦЕССЕ ЕГО ТЕПЛОВАКУУМНОЙ ОТРАБОТКИ

INVERSE PROBLEMS OF CONTROL AT SIMULATING THE SPACECRAFT EXTERNAL HEAT EXCHANGE DURING THE THERMAL VACUUM TESTING



И.Д. Тулин¹,
ITulin@laspace.ru;
I.D. Tulin



А.Ф. Шабарчин¹,
кандидат
технических наук,
ShabarchinAF@laspace.ru;
A.F. Shabarchin



Е.В. Шеметова¹,
кандидат
технических наук,
ShemetovaEV@laspace.ru;
E.V. Shemetova



А.В. Палешкин²,
доцент, кандидат
технических наук;
paleshkin@mai.ru;
A.V. Paleshkin

В статье на основе обобщенного опыта работ, посвященных решению обратных задач, рассматриваются обратные задачи управления модулями инфракрасных имитаторов (ИКИ) вакуумных камер при тепловакуумной отработке космических аппаратов. Рассмотрены конструктивные особенности имитаторов, разработаны их математические модели и даны алгоритмы решения обратных задач. Разработан программный комплекс, обеспечивающий при испытаниях воспроизведение тепловых потоков на аппарат, соответствующих летной эксплуатации. Приведены экспериментальные результаты работы программного комплекса.

Ключевые слова:
космический аппарат;
тепловакуумные испытания;
имитаторы тепловых потоков;
обратные задачи управления.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.007

Based on the generalized operation experience related to solving inverse problems the article considers inverse problems of the vacuum chambers IR simulators' control during the spacecraft thermal vacuum testing. The simulators' design features are considered, mathematical models are developed and algorithms for solving inverse problems are given. A software package has been developed to ensure the reproduction of heat flows affecting SC during testing, corresponding to the flight ones. The SW package test results are presented.

Keywords:
spacecraft;
thermal vacuum test;
heat flow simulators;
inverse problems of control.

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

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

Введение

Внешние тепловые воздействия на космический аппарат (КА) при его летной эксплуатации оказывают существенное влияние на тепловое состояние КА. Процесс внешнего лучистого теплообмена поверхностей изделия происходит в двух диапазонах спектра: солнечное излучение (прямое и отраженное от планеты) и длинноволновое инфракрасное собственное излучение Земли.

Использование в современных КА (Ширшаков А.Е. и др., 2022) большого количества тепловых труб (Бугрова А.Д. и др., 2021) существенно усложняет проведение тепловакуумных испытаний (ТВИ). Наземные ТВИ таких КА должны проводиться на автономных фрагментах, для которых в условиях гравитации может быть обеспечено горизонтальное размещение тепловых труб. При этом необходимо определять внешние тепловые нагрузки не только от внешних источников, но и от элементов конструкции КА, не вошедших в состав автономного фрагмента. Отказ от классического метода ТВИ полной сборки КА приводит к использованию экспериментально-расчётного метода ТВИ. При экспериментально-расчётном методе пофрагментных ТВИ важная роль отводится разработке компьютерных моделей для определения суммарных тепловых нагрузок на наружные поверхности объекта испытаний, которые следует воспроизводить в вакуумной камере.

Определяемая расчётным путём суммарная эпюра внешних тепловых потоков на наружные поверхности объекта испытаний для различных режимов экспериментальной отработки имеет сложный характер. При этом важной задачей в процессе ТВИ является минимизация погрешностей воспроизведения тепловых потоков, подводимых к наружным поверхностям, т.к. они существенно влияют на тепловое состояние КА.

Эта задача решается с помощью комплекса технических средств, воспроизводящих тепловые потоки в рабочем объёме вакуумных камер (ВК), и программного обеспечения для управления их работой.

1. Методика определения энергетических режимов работы ИКИ при имитации внешнего теплообмена КА

Задача воспроизведения внешнего теплообмена КА при ТВИ сводится к определению необходимого энергетического режима работы ИКИ, выполненного из автономных модулей. Каждый модуль должен включаться по индивидуальной циклограмме, а суммарное воздействие модулей должно обеспечить вос-

произведение заданного распределения теплового потока по поверхности КА. Данная задача относится к одному из классов обратных задач – к обратным задачам управления (Алифанов О.М., 1988; Ozisik M.N. et al., 2000) и рассматривается в данной статье применительно к управлению инфракрасными имитаторами различных типов.

Переменные по поверхности КА тепловые потоки определяются на стадии анализа теплового режима при летной эксплуатации КА и рассматриваются при подготовке к ТВИ как заданные целевые потоки, которые необходимо воспроизвести в процессе испытаний с помощью модулей ИКИ.

Определение энергетических режимов работы модулей ИКИ, обеспечивающих целевые тепловые потоки на объект испытаний, является обратной задачей управления, которая включает следующие этапы:

1. Построение совместной геометрической модели КА и основных систем вакуумных камер, определяющей их взаимное расположение в рабочем объёме ВК.
2. Решение тепловой задачи, которая состоит из двух стадий:
 - определение угловых коэффициентов между элементами геометрической модели;
 - разработка общей тепловой модели КА и систем ВК, включающей тепловые модели модулей ИКИ.
3. Разработка алгоритмов управления модулями ИКИ и определение циклограмм подводимой к модулям мощности, обеспечивающей воспроизведение заданных тепловых нагрузок на наружные поверхности КА для каждого режима испытаний.

1.1. Программно-методическое обеспечение для геометрической модели и тепловой задачи

Совместная геометрическая модель КА и систем ВК разрабатывается для каждого объекта испытаний и включает следующие основные составные части: наружные поверхности объекта испытаний, азотные экраны вакуумной камеры, модули ИКИ.

Для каждого элемента модели задаются свойства материалов и поверхностей. Поскольку в данной задаче преобладает лучистый теплообмен, то наиболее важными свойствами элементов являются термооптические характеристики их поверхностей. На азотных экранах, которые образуют замкнутый объём вокруг объекта испытаний, задается граничное условие первого рода – фиксируется постоянная температура.

Решение тепловой задачи проводится по методикам, заложенным в применяемых в НПО им. С.А. Ла-вочкина пакетах прикладных программ.

Расчёт угловых коэффициентов проводится методом Монте – Карло, когда из каждой поверхности, участвующей в лучистом теплообмене, выпускается одинаковое количество лучей (как правило, от 10000 до 20000 лучей), при этом точка на поверхности и направление луча выбираются случайным образом. Отслеживание луча продолжается, пока он не поглотится какой-либо поверхностью. Угловой коэффициент между поверхностями i и j принимается равным отношению общего количества лучей, выпущенных из поверхности i , к количеству лучей, поглощенных поверхностью j , после чего вычисляются величины лучистых связей:

$$GR_{ij} = \sigma A_i \varepsilon_i F_{ij},$$

где σ – постоянная Стефана – Больцмана; A_i – площадь поверхности i ; ε_i – степень черноты поверхности i ; F_{ij} – угловой коэффициент между поверхностями i и j .

Алгоритм вычисления температур состоит из следующих шагов.

В ходе процедуры решения решатель записывает в матричном виде:

$$[GG]\{T_{t+dt,n+1}\} = \{B\},$$

где $[GG]$ – матрица проводимостей; $\{T_{t+dt,n+1}\}$ – вектор температур на итерации $n+1$ в момент времени $t+dt$; $\{B\}$ – правосторонний вектор матричного уравнения.

Дифференциальное уравнение энергии для нестационарного режима на итерации $n+1$ и момента времени $t+dt$ для элемента i может быть записано следующим образом:

$$\begin{aligned} & -\frac{C_{i,t}(T_{t+dt,n+1} - T_{i,t})}{dt} + Q_{i,t+dt} + (1-\alpha)(\sum T_{j,t} GC_{ij} + \\ & + \sum (T_{j,t} + T_{abs})^4 GR_{ij} - T_{j,t} + T_{abs})^4 \sum GR_{ij}) + \\ & + \alpha(\sum T_{j,t+dt,n+1} GC_{ij} - T_{j,t+dt,n+1} \sum GC_{ij}) + \\ & + \sum (T_{j,t} + T_{abs})^4 GR_{ij} - (T_{j,t+dt,n+1} + T_{abs})^4 \sum GR_{ij}) = 0, \end{aligned} \quad (1)$$

где $[GC]$ – сумма нерадиационных связей между элементами i и j ; C_{it} – теплоёмкость элемента; GR_{ij} – значение радиационной проводимости, представляющее собой произведение постоянной Стефана – Больцмана, степени черноты, площади элемента и углового коэффициента; T_{abs} – значение температуры абсолютного нуля; α – весовой фактор, который различен для явной и неявной схемы нестационарного расчёта (значение α выбирается между 0 и 1, для стационарного расчёта $\alpha=0$).

Поскольку уравнение нелинейно, его линеаризуют относительно вычисляемых переменных и записывают в матричной форме. Для правостороннего вектора справедливо следующее соотношение:

$$\begin{aligned} B_i = & -\frac{C_{i,t} T_{i,t}}{dt} + Q_{i,t+dt} + \left(\frac{1}{\alpha} - 1\right) (\sum GC_{ij} (T_{j,t} + T_{abs}) + \\ & + \sum GR_{ij} ((T_{j,t} + T_{abs})^4 - (T_{j,t} + T_{abs})^4)) + \\ & + \sum GR_{ij} (-(T_{j,t+dt,n+1} + T_{abs})^4 + 4(T_{j,t+dt,n} + T_{abs})^3 T_{j,t+dt,n} + \\ & + (T_{j,t+dt,n} + T_{abs})^4 - 4(T_{j,t+dt,n} + T_{abs})^3 T_{j,t+dt,n}). \end{aligned}$$

Когда $i \neq j$, то для элемента матрицы проводимостей получаем следующее соотношение:

$$GG_{ij} = GG_{ij} + 4GR_{ij}(T_{j,t+dt,n} + T_{abs})^3.$$

Для граничных элементов с известной температурой стока $T_{j,t}$:

$$GG_{ij} = -1, B_i = T_{i,j}.$$

Полученную систему линейных уравнений решают методом бисопряжённых градиентов.

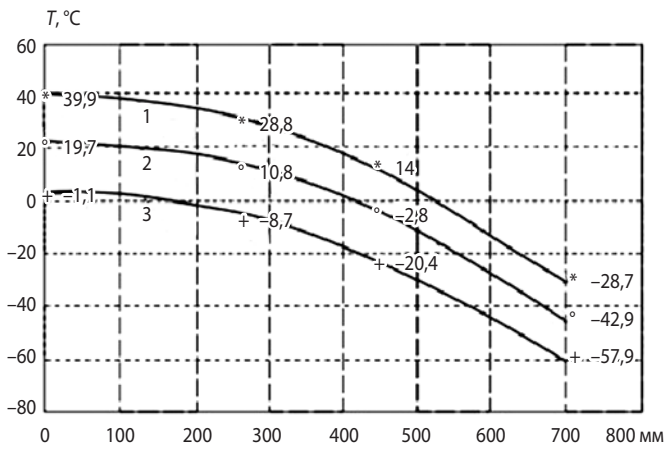
1.2. Математические модели модулей ИКИ

Для воспроизведения внешних тепловых потоков при тепловакуумной отработке КА вакуумные камеры оснащаются инфракрасными имитаторами тепловых потоков. Имитаторы выполнены из отдельных модулей, которые снабжены индивидуальными источниками питания и могут работать как автономно, так и в совокупности с другими модулями. По конструктивному исполнению и тепловому воздействию модули ИКИ существенно различаются. Наибольшее распространение получили: сетчатые модули, выполненные в виде токопроводящих сеток; модули в виде токопроводящих излучающих лент; модули, в которых излучающие ленты размещают в специальных отражателях.

При введении модулей ИКИ в совместную тепловую математическую модель объекта испытаний и систем ВК основная задача сводится к определению зависимости теплового потока в произвольной точке рабочего объёма камеры от электрической мощности, подводимой к модулю.

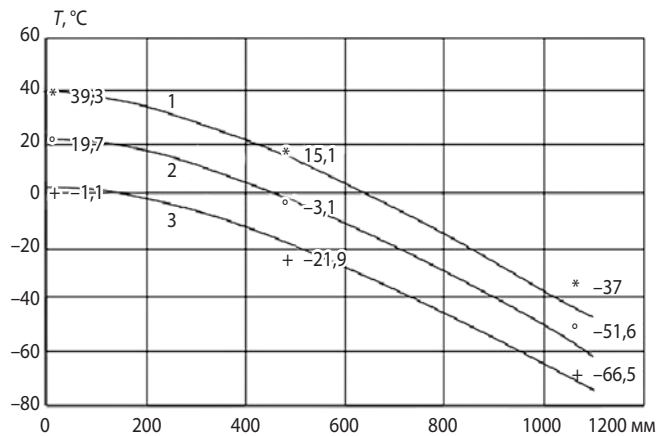
Для вакуумной камеры, использующей условно-линейчатые излучатели, тепловой поток характеризуется диффузным излучением плоского серого тела в полусферу по закону Ламберта и определение его зависимости от подводимой к модулю мощности не составляет труда, а для модулей ИКИ сетчатого типа и условно-линейчатых с отражателем эта зависимость носит сложный характер, и её определение потребовало дополнительных исследований по разработке математических моделей и их программной реализации.

Сетчатый модуль ИКИ представляет собой совокупность последовательно электрически запитанных параллельных нитей из токопроводящего материала с высокой степенью черноты. Не существует



1 – 1634 Вт; 2 – 1293 Вт;
3 – 989 Вт-мощности, подаваемые к модулю.

рисунок 1. Изменение температуры поверхности вдоль горизонтальной оси (расстояние от поверхности до модуля 1 м)



1 – 1634 Вт; 2 – 1293 Вт;
3 – 989 Вт-мощности, подаваемые к модулю.

рисунок 2. Изменение температуры поверхности вдоль вертикальной оси (расстояние от поверхности до модуля 1 м)

аналитических зависимостей, позволяющих определить локальный угловой коэффициент произвольно ориентированного тепловоспринимающего элемента с цилиндрической поверхностью ограниченной длины. Возникает необходимость в аппроксимации цилиндрической поверхности нити поверхностями многогранников. Характерные размеры многогранников вследствие малого диаметра нити малы по сравнению с расстоянием до тепловоспринимающей поверхности. Это приводит к математическим трудностям, порождающим ошибки вычисления угловых коэффициентов. Преодолению этих трудностей посвящены работы (Колесников А.В. и др., 2010; Колесников А.В. и др., 2015), в которых даны методический подход и алгоритмы решения, позволяющие ввести сетчатые ИКИ в общую тепловую модель.

Тепловая математическая модель ИКИ с отражателями определяется конструкцией модуля и теплофизическими свойствами его составных частей:

- степенью черноты ϵ токопроводящей ленты, рабочей и тыльной поверхностей отражателя;
- отражательной способностью рабочей поверхности отражателя, которая включает как диффузную d , так и зеркальную s отражательную способность.

Диффузно-зеркальный характер излучения рабочей поверхности отражателя потребовал разработки сложной математической модели модуля ИКИ. Соотношение диффузной и зеркальной составляющих излучения не поддается прямому измерению и может быть подобрано в математической модели только по результатам её верификации по экспериментальным данным. Для сравнения расчётных и экспериментальных данных проведена серия испытаний модулей ИКИ при различной подводимой к ним мощности и разном расстоянии от модуля до датчиков теплового потока (ДТП), расположенных в плоскостях, перпендикулярных нормали к модулю.

В результате сравнительного анализа для математической модели модуля определены значения теплофизических характеристик, при которых расчетные и экспериментальные температуры тепловоспринимающих поверхностей близки друг к другу:

- токопроводящая лента $\epsilon=0,95$;
- наружная поверхность отражателя $\epsilon=0,95$;
- рабочая поверхность отражателя $\epsilon=0,05$, $s=0,2$, $d=0,8$.

Сравнение расчётных и экспериментальных данных для указанных теплофизических характеристик приведено на рисунках 1 и 2.

2. Решение обратной задачи управления модулями ИКИ

Решение обратной задачи строится на минимизации функции (Палешкин А.В. и др., 2010; Howell J.R. et al., 2003):

$$F(Q) = \sum_{i=1}^M [q_{d,i} - q_{b,i}]^2, \quad (2)$$

где $q_{d,i}$ – целевой тепловой поток на поверхность; $q_{b,i}$ – рассчитанный тепловой поток на поверхность; Q – мощности источников тепла.

Для минимизации этой функции применяется метод сопряженных градиентов, который является итеративной процедурой. На каждой итерации выбирается направление спуска к минимуму C^k и шаг β^k , а затем значение Q_j обновляется:

$$Q_j^{k+1} = Q_j^k + C^k \beta^k, \quad (3)$$

где k – номер итерации; j – номер источника.

Направление спуска определяется как сопряжённое направлению градиента ∇G следующим образом:

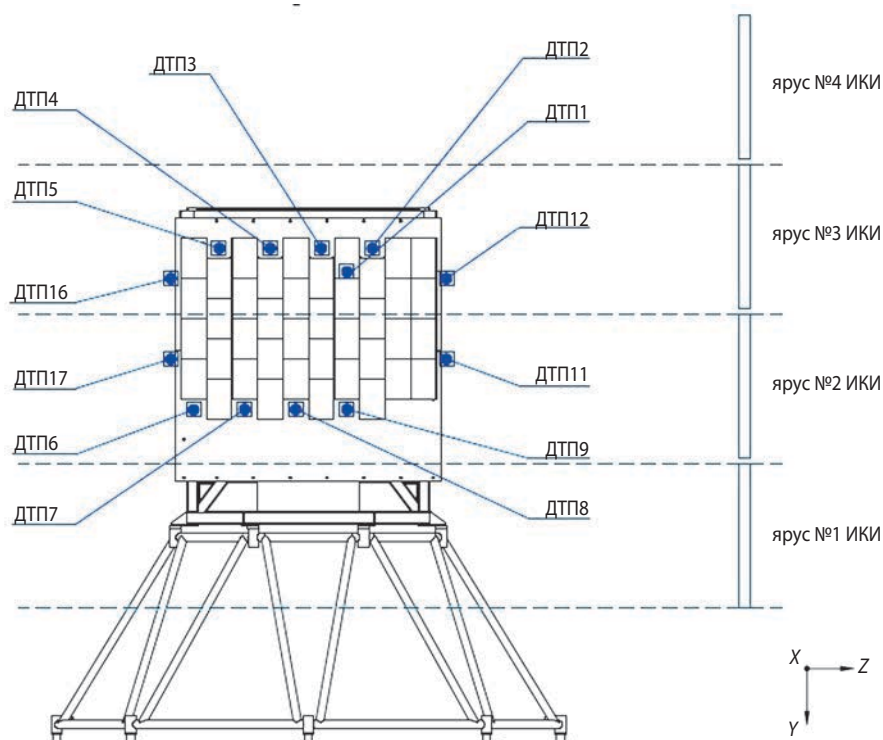


рисунок 3. Объект испытаний с установленными датчиками тепловых потоков

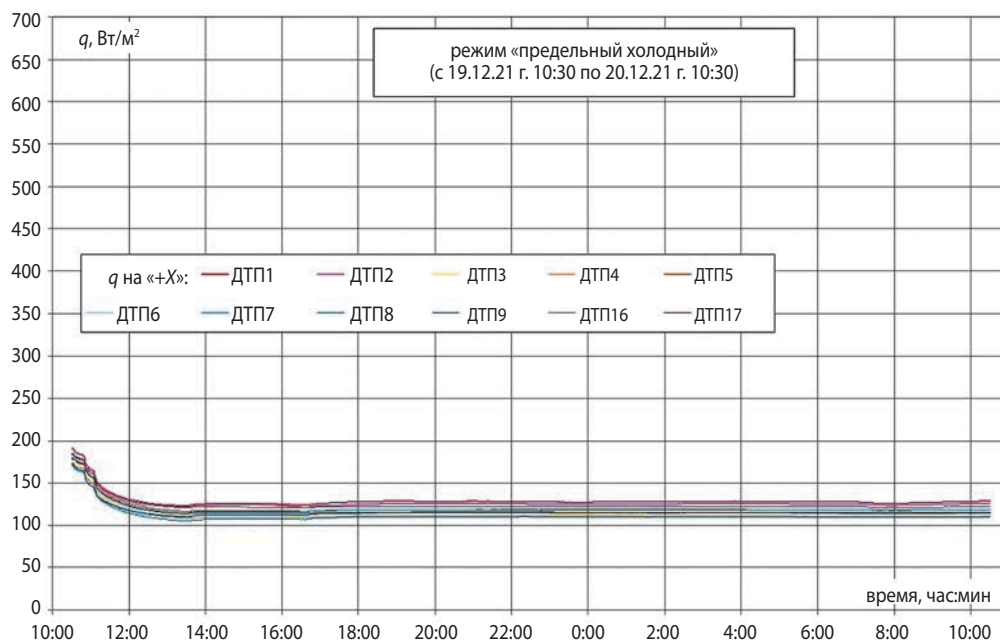


рисунок 4. Тепловой поток по поверхности объекта испытаний

$$C^k = \nabla G(Q) + \delta^k C^{k-1},$$

где δ^k – коэффициент сопряжения,

$$\delta^k = \frac{\sum_{j=1}^N [\nabla G_j(Q^k)]^2}{\sum_{j=1}^N [\nabla G_j(Q^{k-1})]^2},$$

где ∇G_j – j -компонент градиентного вектора, который определяется по формуле:

$$\nabla G_j(Q^k) = -2(S)^T(q_{d,i} - q_{b,i}(Q)),$$

где S – матрица чувствительности (или Якобиан). Индекс T означает транспонирование. Матрица чувствительности состоит из элементов:

$$S_{i,j} = \frac{\partial q_{d,i}}{\partial Q_j},$$

где $i=(1,...,M)$; $j=(1,...,N)$; M – количество поверхностей с целевым уровнем теплового потока; N – количество источников.

Значение шага в направлении спуска определяется выражением:

$$\beta^k = \frac{(SC)^T (q_d - q_b(Q^k))}{(SC)^T (SC)}.$$

На первом шаге итерации направление спуска выбирается по антиградиенту ∇G .

На каждом шаге вычисления матрицы чувствительности мощность источника увеличивается на небольшую величину (приращение), получившиеся приращения потоков на поверхности делятся на приращение мощности. Таким образом, вычисляются производные, которыми заполняется матрица чувствительности, для чего необходимо решить прямую задачу N раз.

Получившиеся по формуле (3) мощности источников проверяются на вхождение в диапазон от 0 до $Q_{\max}$. Значение, оказавшееся за пределами диапазона, принудительно выставляется в 0 или $Q_{\max}$ в зависимости от того, с какой стороны оно вышло за пределы диапазона.

Процедура повторяется, пока не выполнится неравенство:

$$F(Q) \leq R^2,$$

(где R – это погрешность расчёта) или пока максимальное число итераций не будет превышено.

Алгоритмы решения обратных задач управления модулями ИКИ с отражателями реализованы в виде программного комплекса, позволяющего определять подводимые к модулям мощности в зависимости от требуемого теплового потока на заранее определенные поверхности объекта испытаний.

Программный комплекс включает:

- программу минимизации функции (2) методом сопряженных градиентов, который является итерационной процедурой;
- общую тепловую модель объекта испытаний и систем ВК, в которой в рамках разработанной геометрической модели проводится расчет угловых коэффициентов и на каждой итерации решаются дифференциальные уравнения (1);
- файл конфигурации, в котором определенными командами задаются параметры обратной задачи: начальные мощности модулей ИКИ; максимально допустимая мощность модуля; целевые тепловые потоки на поверхности, принимающие излучение; допустимая погрешность расчёта и др.

Разработанный программный комплекс был реализован при тепловакуумной обработке объекта испытаний, приведенного на рисунке 3.

На плоскую поверхность объекта испытаний с помощью расположенных по окружности автономных модулей метровой длины требовалось подвести постоянный по поверхности тепловой поток 120 ± 12 Вт/м². С помощью программного комплекса был определён

необходимый состав модулей и мощности, подводимые к каждому из них. Тепловые потоки измерялись датчиками тепловых потоков, установленными в соответствие с рисунком 3. Результаты измерений, приведённые на рисунке 4, показали эффективность работы программного комплекса.

заключение

Управление имитаторами внешнего теплообмена КА при его тепловакуумной обработке на основе решения обратных задач существенно упрощает и повышает точность воспроизведения при ТВИ летных условий эксплуатации КА. Разработку соответствующих методик и программных комплексов целесообразно вводить в практику испытаний как при обработке теплового режима КА и его фрагментов, так и при проведении электрических испытаний летного КА в вакуумной камере

список литературы

Алифанов О.М. Обратные задачи теплообмена. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.

Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С. Методика предварительного анализа теплового режима приборной панели посадочного лунного модуля. Часть 1. Экспресс-анализ температурного состояния приборной панели // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 25-35.

Колесников А.В., Палешкин А.В. Численный метод выбора энергетического режима работы сетчатых нагревателей // Труды МАИ. 2010. № 39.

Колесников А.В., Палешкин А.В., Мамедова К.И. Методика выбора оптимального режима работы сетчатого нагревателя // Тепловые процессы в технике. 2015. Т. 7, № 1. С. 37-42.

Палешкин А.В., Колесников А.В. Оптимизация энергетического режима работы имитатора внешних тепловых нагрузок // Электронный журнал «Труды МАИ». 2010. № 37.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 80-й годовщине предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Ozisik M.N., Orlande H.R.B. Inverse Heat Transfer. Taylor & Francis, New York, 2000.

Howell J.R., Sarvari S.M.H., Mansouri S.H. Inverse Boundary Design Conduction-Radiation Problem in Irregular Two-Dimensional Domains // Numerical Heat Transfer Fundamentals, September 2003.

Статья поступила в редакцию 18.07.2023

Статья после доработки 19.07.2023

Статья принята к публикации 19.07.2023

КОНЦЕПЦИЯ ЭНЕРГОИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЛУНОХОДА В ПОЛЯРНЫХ ОБЛАСТЯХ

THE CONCEPT OF A LUNAR ROVER ENERGY INFORMATION SUPPORT IN THE MOON POLAR REGIONS



А.О. Дмитриев¹,
DmitrievAO@laspace.ru;
A.D. Dmitriev



О.Ю. Седых¹,
кандидат
технических наук,
SedykhOIU@laspace.ru;
O.Y. Sedykh



В.К. Сысоев¹,
доктор
технических наук,
SysoevVK@laspace.ru;
V.K. Sysoev



А.Д. Юдин¹,
кандидат
технических наук,
IUdinAD@laspace.ru;
A.D. Yudin

Предлагается создание системы энергоинформационного обеспечения лунохода в полярных областях Луны. Для этого необходимо создать сеть комбинированных оптико-электронных каналов на основе лазерного излучателя для решения задач по передаче энергии на фотоприёмные устройства лунохода, а также передачи информации через этот канал и использование его для освещения зоны движения лунохода.

Ключевые слова: луноход; лазер; связь; передача энергии; лёд.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.008

В самых высоких лунных широтах Солнце никогда не поднимается выше $1,5^\circ$ над горизонтом, отбрасывая длинные тени; излучение не может добраться до дна некоторых глубоких кратеров. Согласно данным лунного разведывательного орбитального аппарата НАСА (LRO), индийского орбитального аппарата Chandrayaan-1 и орбитального аппарата ЕКА SMART-1, эти «кратеры вечной тени» богаты водородом, что убедительно свидетельствует о возможном наличии водяного льда (*Andrew X. Wilcoski,*

The article covers creation of an energy information network for the lunar rover support in the Moon polar regions. For that purpose, a combined optical-electronic channels' network based on a laser emitter shall be created capable of energy transmission to the lunar rover photodetectors, as well as data transfer and illumination the lunar rover's travelling area.

Key words: lunar rover; laser; communication; energy transmission; ice.

Paul O. Hayne, Margaret E., 2022; Li S., Lucey P.G., Milliken R.E., Hayne P.O. et al., 2018). Помимо научного интереса, этот лёд будет ценен для будущей лунной базы как источник воды, кислорода, а также как источник водородного ракетного топлива (*Базров А.В., Мутькин А.С., Москатиньев И.В. и др., 2018).* Чтобы подтвердить наличие льда, нужны контактные исследования в этих затенённых кратерах проб реголита во многих местах для уверенного определения состава грунта, и в первую очередь,

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

присутствия водяного льда. Для этого оптимальным является использование передвижной лаборатории в виде лунохода. Любому луноходу, исследующему затенённые области, придётся столкнуться с ограниченной солнечной энергией, ионизирующим излучением и температурами, сравнимыми с поверхностью Плутона, вплоть до -240°C (Власенков Е.В., Хамидуллина Н.М., 2023; Хамидуллина Н.М., Зефиоров И.В., Черников П.С., 2021; Матвеев Ю.А., Сысоев В.К., Феофанов А.С., 2019).

Такие условия требуют создания исследовательского лунохода массой до 100 кг с работающей системой движения при экстремально низких температурах. Для работы в полярных областях, представляющих особый интерес для учёных из-за постоянного нахождения в тени, необходимо создавать специальную систему управления с минимальным энергопотреблением. Ясно, что ключевой системой такого лунохода будет система энергоснабжения.

Наиболее простым решением является установка мощных радиоизотопных термоэлектрических генераторов (РИТЭГ) с оцениваемой мощностью порядка $0,2 \div 0,5$ кВт. Однако такие термоэлектрические генераторы дорогостоящи, имеют большую массу, требуются значительные меры по безопасности, к тому же РИТЭГи производятся только в России и США. Все вышеперечисленное приводит к ограниченному применению РИТЭГов в космической отрасли.

Вторым вариантом решения проблемы, часто обсуждаемым в технических кругах ЕКА, России и Китая – это создание лазерного канала для энергообеспечения исследовательского лунохода на дне кратера (*Laser-powered rover to explore Moon's dark shadows; Rovers drive through Tenerife darkness; Евдокимов Р.А., Тугаенко В.Ю., 2019*).

Концепцию такого энергоинформационного канала предлагается рассмотреть в данной работе.

Разработка комбинированной системы энергоснабжения состоит из трёх этапов:

1. Создание связанной системы двух космических сегментов – станция с большой трансформируемой фотоэлектрической батареей ($\approx 5 \div 10$ кВт) на вершине кратера в комплекте с зеркальной системой с лазерным передатчиком и исследовательский луноход для работы на дне кратера, оснащённый батареей с фотоприёмным устройством лазерного излучения.

2. Оптимизация системы энергоснабжения лунохода, включающая маломощный РИТЭГ (≈ 5 Вт), высокоэффективные аккумуляторы и фотоприёмное устройство лазерного излучения.

3. Создание на основе этого лазерного передатчика информационно-измерительного канала между станцией и исследовательским луноходом.

На основании существующих и перспективных лунных миссий можно сформировать ряд ключевых требований к подобной системе «энергостанция – луноход»:

- зона прямой видимости между станцией и луноходом не более 10 км при угле уклона местности не более 10° ;
- потребляемая мощность исследовательского лунохода не более 100 Вт, дежурный режим не более 5 Вт. Ожидается среднее энергопотребление $300 \div 400$ Вт·ч за земные сутки;
- скорость передачи информации ≈ 1 Мб/с.
- точность измерения расстояния «солнечная энергостанция – луноход» до 10 см.

Рассмотрим первый этап решения этой проблемы – создание станции сбора и передачи энергии на луноходы. Станция предположительно будет состоять из вертикальных трансформируемых фотоизлучающих модулей мощностью фотопреобразования солнечной энергии до 10 кВт. Прототип подобной конструкции показан в презентации лунной базы «ЛУНА-СЕМЬ» (Проект «ЛУНА-СЕМЬ»). Предлагается усовершенствовать эту конструкцию:

- дополнительно установить на ней зеркальную систему диаметром $0,2 \div 0,3$ м для передачи лазерного излучения;
- разместить подобную энергостанцию на тяжёлом луноходе (рисунок 1), что позволяет за счёт мобильности наиболее рационально использовать такую станцию для энергоснабжения исследовательского лунохода.

Перспективные проекты предполагают шестиколёсные платформы тяжёлого лунохода массой от 1000 до 2000 кг. Мы предлагаем размещение полезной нагрузки массой до 500 кг при полной массе лунохода до 1500 кг.

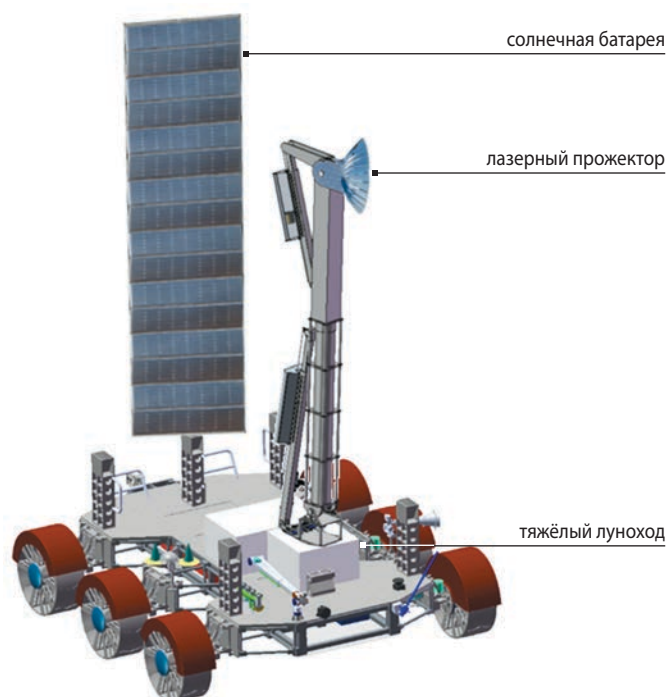


рисунок 1. Станция сбора и передачи энергии

На основании вышеописанного можно сформировать предварительные массогабаритные характеристики ключевых элементов энергостанции (таблица).

таблица – Предварительные массово-габаритные параметры ключевых элементов энергостанции

наименование	размеры, м	масса, кг
солнечная батарея (фотоизлучающая панель)	2×6×0,3	100
лазерный прожектор	Ø 0,2÷0,3	80
тяжёлый луноход	4×3×1,5	1500

Предполагаемые параметры лазерного канала передачи энергии:

- мощность ≈ 1000 Вт;
- длина волны $0,9 \div 1,06$ мкм;
- КПД системы $\approx 20\%$.

В ходе оценки современных фотоизлучающих систем авторами предложена реализация энергостанции с беспроводным каналом передачи энергии на базе автономных фотоизлучательных панелей, с применением устройства когерентного сложения излучения волоконных лазеров (сумматор) (Бочков А.В., Слобожанин А.Н., Слобожанина М.Г., 2019) и зеркальной системы с изменяемым фокусным расстоянием. Энергомодуль предлагается исполнять в виде панели, конструкция и схема которой показаны на рисунке 2.

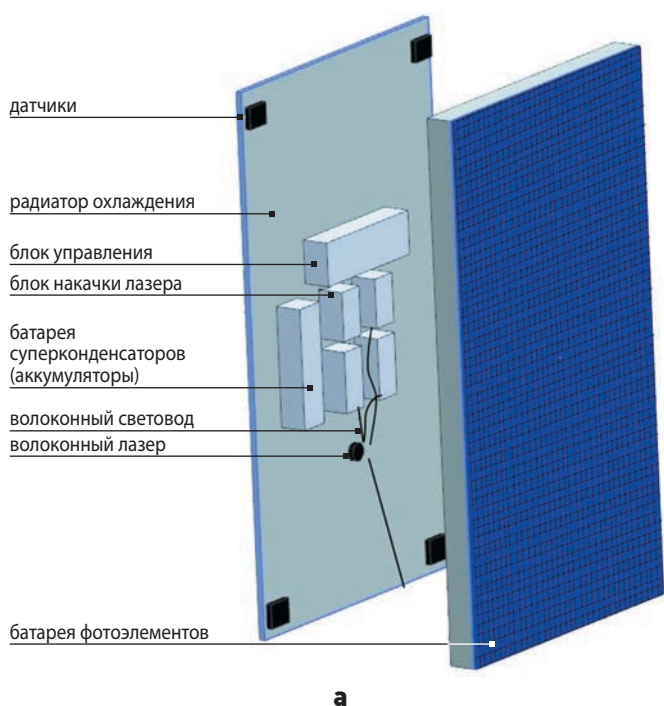
Такое построение энергомодуля позволит:

- минимизировать массогабаритные параметры;
- повысить надёжность – выход из строя одной и более излучательной панели не нарушит работу излучателя;
- повысить эффективность преобразования солнечного излучения в лазерное излучение.

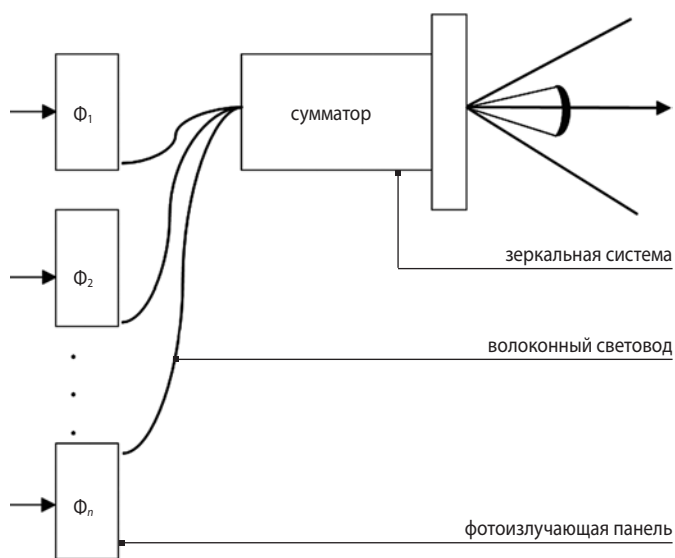
Одна сторона конструкции панели состоит из высокоэффективных фотопреобразователей солнечного излучения, противоположная сторона – из высокоэффективного радиатора. На панели расположены следующие служебные системы:

- система управления;
- система накопителей (суперконденсаторы или аккумуляторы);
- распределительная система светодиодной накачки волоконных лазеров;
- волоконные лазеры;
- система датчиков;
- устройство связи с блоком управления лунохода.

В качестве лазерного излучателя выбран волоконный лазер с длиной волны 1,06 мкм, что позволит получить лазерные пучки высокого качества. Диаметр лазерного пятна на расстоянии 10 км будет составлять ≈ 2 м, а плотность мощности лазерного излучения 250 Вт/м², что достаточно для освещения специализированной фотоэлектрической батареи лунохода (фотопреобразование планируется использовать по технологии солнечных элементов PERC – пассивации задней поверхности кремниевой пластины) с целью зарядки его аккумуляторов (рисунок 3а).



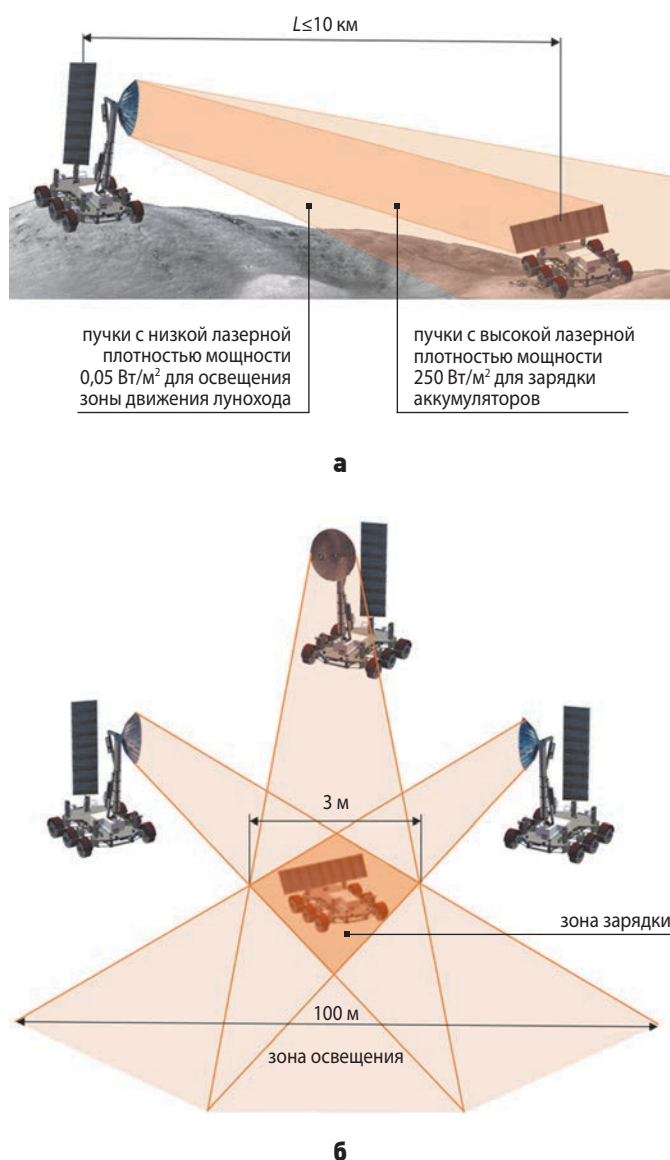
а



б

а – конструкция фотоизлучающей панели; **б** – функциональная схема энергомодуля.

рисунк 2. Энергомодуль лунной станции



а – использование одной энергостанции;
б – использование сети из трёх энергостанций.

рисунок 3. Схема энергоснабжения и освещения лунохода

При энергопотреблении 300÷400 Вт·ч за земные сутки достаточно будет обеспечивать зарядку аккумуляторов лазерным излучением 1000 Вт в течение 0,5 часа каждые земные сутки.

На основании проведённых результатов целесообразно рассмотреть вариант использования нескольких энергостанций для обеспечения энергоснабжения исследовательского лунохода (рисунок 3б). В такой схеме не только увеличивается надёжность энергоснабжения, но и появляется возможность создавать зоны освещения зоны движения лунохода в затенённых зонах за счёт расфокусировки лазерного излучения. В случае работы системы в освещающем режиме достаточно использовать расфокусированное излучение с плотностью мощности 0,05 Вт/м² на расстоянии 10 км.

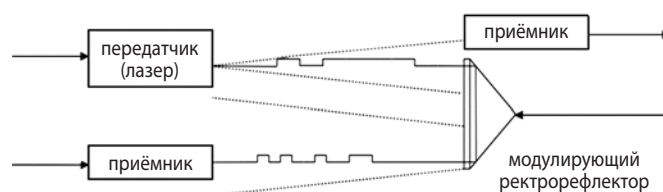


рисунок 4. Двусторонний лазерный канал передачи информации с модулирующей ретрорефлекторной системой

При этом мы видим несколько методов создания зоны освещённости движения лунохода:

- непрерывным излучением лазера, расфокусированным в зону диаметром 100 м;
- импульсно-периодической подсветкой, что позволит уменьшить мощностную нагрузку;
- сканированием узкого лазерного луча вокруг движения лунохода.

Также стоит отметить, что установка многозеркальной отражающей системы на штанге лунохода позволит увеличить зону освещения при использовании любого метода, описанного выше.

Многофункциональность такой энергостанции, помимо энергоснабжения и освещения зоны движения лунохода, может состоять в организации дополнительного лазерного высокоскоростного канала передачи двусторонней информации «луноход – энергостанция» с минимальным энергопотреблением на борту лунохода, а также высокоточной измерительной системы «зеркальный прожектор станции – луноход». Варианты построения энергоинформационной станции для оптической линии связи рассмотрены в (Калиновский В.С., Теруков Е.И., Ащеулов Ю.В. и др., 2023; Когновицкий С.О., Малевский Д.А., Ларионов В.Р., 2022). В работе (Зивенко Н.О., Гуцо Ю.П., Кузнецов В.В., 2019) показано возможное использование модулирующей ретрорефлекторной системы (рисунок 4). При этом предложено использование

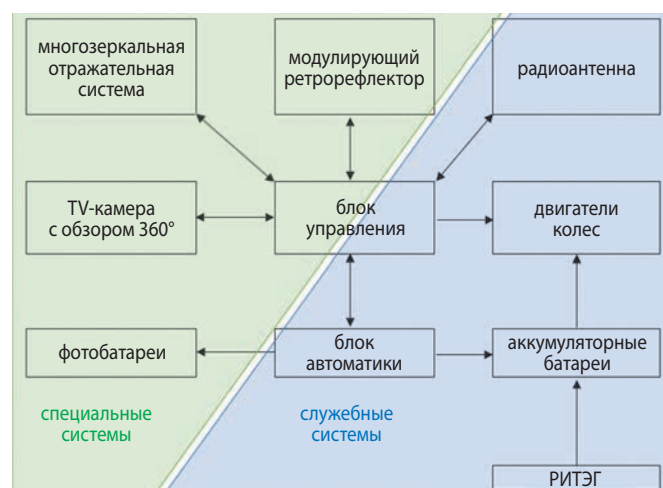


рисунок 5. Блок-схема работы лунохода

двух лазерных систем: длина волны 0,974 мкм для энергоснабжения, а длина волны 0,78 мкм – для передачи информации.

Состав исследовательского лунохода для обеспечения вышеперечисленных технологий должен содержать два комплекса:

1. Комплекс служебных систем – блок управления, радиоантенна, СОТР и другие системы, что обеспечивает функционирование лунохода.
2. Комплекс специальных систем – специализированные для лазерного излучения фотоэлектрические батареи, система для измерения расстояния и передача информации.

Блок-схема основных систем лунохода для работы в затенённых участках Луны показана на рисунке 5.

закключение

В статье предложен вариант создания комплексного энергоинформационного модуля на базе тяжёлого лунохода в роли энергостанции с целью поддержки миссий с малым исследовательским луноходом для исследования затенённых областей и кратеров Луны. Следует отметить, что доставка подобного тяжёлого лунохода массой до 1500 кг является сложной и затратной задачей, поэтому построение системы из нескольких таких энергостанций не является задачей ближайших миссий Российской лунной программы, а скорее будет актуально при построении полноценной лунной инфраструктуры – постоянной лунной базы. Однако, отправка одного такого тяжёлого лунохода-энергостанции при обеспечении его срока службы в несколько лет сможет стать вспомогательным инструментом сразу для нескольких последующих миссий в том же регионе и позволит сократить требования к энергообеспечению аппаратов этих миссий.

список литературы

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

Бочков А.В., Слобожанин А.Н., Слобожанина М.Г. Разработка типового лазерного канала для многоканальных лазерных систем с использованием когерентного сложения лазерного излучения // Фотон-экспресс. 2019. № 6. С. 402-403. DOI 10.24411/2308-6920-2019-16211.

Власенков Е.В., Хамидуллина Н.М. Радиационное воздействие на космонавтов при работах на Луне с перспективным луноходом // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 47-53.

Евдокимов Р.А., Тугаенко В.Ю. Дистанционное энергоснабжение потребителей на поверхности Луны // Известия РАН. Энергетика. 2019. № 5. С. 3-19.

Зивенко Н.О., Гуцко Ю.П., Кузнецов В.В., Маньяк А.П. и др. Особенности использования ретро-рефлекторных систем для передачи информации по открытому оптическому каналу // Материалы пятой школы-семинара молодых ученых «Фундаментальные проблемы системной безопасности» / Под ред. И.И. Косиновой. Воронеж: ИПФ «Воронеж», 2019. С. 12-16.

Калиновский В.С., Теруков Е.И., Ащеулов Ю.В., Контрош Е.В. и др. Разработка и исследование макета автономной энергоинформационной станции атмосферной оптической линии связи // Письма в журнал технической физики. 2023. Т. 49, №. 2. С. 21-25.

Когновицкий С.О., Малевский Д.А., Ларионов В.Р. Фотоприемное устройство для преобразования энергии и информации, передаваемых по атмосферному лазерному каналу // Письма в журнал технической физики. 2022. Т. 48, № 19. С. 3-7.

Матвеев Ю.А., Сысоев В.К., Феофанов А.С. Анализ областей применения луноходов для перспективных исследований // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2019. № 11. С. 43-49.

Хамидуллина Н.М., Зефиоров И.В., Черников П.С. Анализ одиночных эффектов, создаваемых космическим ионизирующим излучением в интегральных микросхемах радиоэлектронной аппаратуры межпланетных космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 61-68.

Andrew X. Wilcoski, Paul O. Hayne, Margaret E. Landis Polar Ice Accumulation from Volcanically Induced Transient Atmospheres on the Moon // The Planetary Science Journal, 2022. Vol. 3, № 5. P. 1-16. DOI: 10.3847/PSJ/ac649c.

Li S., Lucey P.G., Milliken R.E., Hayne P.O. et al. Direct evidence of surface exposed water ice in the lunar polar regions // PNAS. 2018. Vol. 115, № 36. P. 8907-8912. DOI: 10.1073/pnas.1802345115.

Проект «Луна-Семь». URL: <https://spacelin.ru/lunasem/prezentatsiya/> (дата обращения: 04.07.2023).

Laser-powered rover to explore Moon's dark shadows. URL: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Laser-powered_rover_to_explore_Moon_s_dark_shadows (дата обращения: 04.07.2023).

Rovers drive through Tenerife darkness. URL: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Rovers_drive_through_Tenerife_darkness (дата обращения: 04.07.2023).

Статья поступила в редакцию 05.08.2023

Статья после доработки 05.08.2023

Статья принята к публикации 05.08.2023

СОЗДАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СТЕНДОВ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ МАССОВО-ИНЕРЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК В ДИНАМИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ

CREATION AND STUDY OF A TEST BENCH MATHEMATICAL MODEL FOR THE MASS-INERTIAL CHARACTERISTICS MEASURING IN DYNAMIC OPERATION MODE



С.В. Дыцков¹,
аспирант,
sergey.dytskov@tsagi.ru;
S.V. Dytskov

В статье рассматриваются вопросы математического моделирования стендов, приведено описание конструкции моделируемых стендов, разработаны две эквивалентные схемы первого и второго приближений, составлены и исследованы математические модели, проанализированы полученные результаты и сформулированы рекомендации по доработке конструкции и методологии исследуемых стендов.

Ключевые слова:
координаты центра масс;
тензор инерции; моменты инерции;
эквивалентная схема;
упругая деформация конструкции.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.009

ВВЕДЕНИЕ

Одним из важнейших этапов анализа любой сложной системы является этап математического моделирования, по результатам которого дополняют требования к конструкции, системам измерения и управления. В статье приведено описание конструкции моделируемых стендов, в зависимости

The article covers issues related to mathematical simulation of test benches, design of the simulated benches; two equivalent schemes of the first and second approximations are provided, mathematical models are compiled and investigated, the results obtained are analysed and recommendations are formulated for finalizing the design and methodology of the test benches under study

Keywords:
center of mass coordinates;
tensor of inertia; moments of inertia;
equivalent scheme;
elastic deformation of the structure.

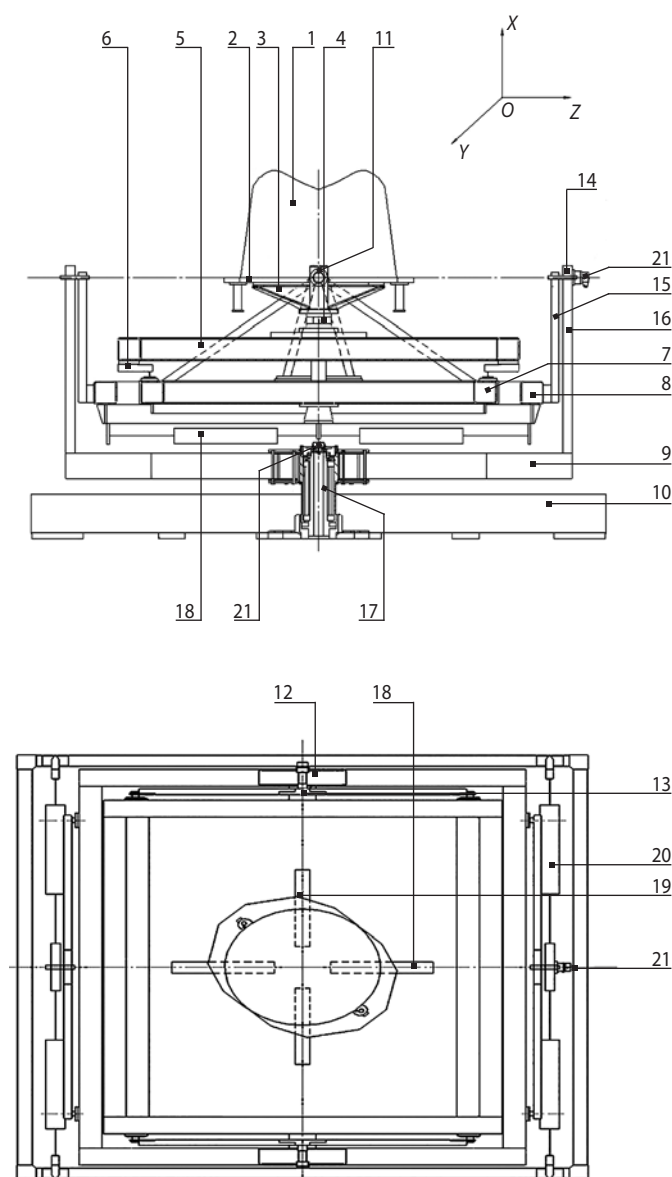
от сделанных допущений разработаны две эквивалентные схемы первого и второго приближений, составлены и исследованы математические модели, проанализированы полученные результаты и сформулированы рекомендации по доработке конструкции и методологии исследуемых стендов.

¹ ФАУ «ЦАГИ», Россия, Московская область, г. Жуковский.

Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Russia, Moscow region, Zhukovsky.

1. Описание конструкции моделируемого стенда

С середины 2000-х годов под научным руководством В.В. Богданова, В.В. Петровнича и К.Д. Бухарова в Федеральном автономном учреждении «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ») активно развивалось направление разработки средств измерений геометрии масс. Схемотехнические решения отрабатывались как непосредственно на образцах стендов, так и исследовались с помощью математических моделей (Беляков А.А. и др., 2023). Для отработки последовательности создания модели разрабатываемых стендов измерения массово-инерционных характеристик изделий в качестве образца для верификации использовался стенд, схема которого приведена на рисунке 1 (Богданов В.В. и др., 2012).



рисунк 1. Схема исследуемого стенда

Изделие 1 через оснастку 2 монтируется на опорной крестовине 3, установленной на верхнем основании динамометрического элемента 4, который своим нижним основанием закреплён на динамометрической платформе 5, опирающейся на четыре весоизмерительных датчика 6, закреплённых на внутренней платформе OZ 7 взвешивающей системы.

Внутренняя платформа OZ 7 соединена с внешней платформой OY 8 посредством двух горизонтальных шарниров 11, установленных на кронштейнах 12 и 13. Внешняя платформа OY 8 соединена с нижней платформой OX 9 при помощи двух горизонтальных шарниров 14, установленных на кронштейнах 15, 16. Нижняя платформа OX соединена с неподвижной платформой посредством вертикального шарнира 17. Оси шарниров направлены вдоль координатных осей стенда так, что внутренняя платформа OZ 7 совершает колебания вокруг оси OZ , внешняя платформа OY 8 – вокруг оси OY , а нижняя платформа OX 9 – вокруг оси OX . Внутренняя платформа OZ 7 соединена с внешней OY 8 парой пружин 18, ориентированных вдоль оси OZ . Внешняя платформа OY 8 соединена с нижней OX 9 парой пружин 19, ориентированных вдоль оси OY . Нижняя платформа OX 9 соединена с неподвижной платформой 10 двумя парами пружин 20. Пары пружин ориентированы перпендикулярно осям шарниров соответствующей платформы в целях образования колебательной системы из каждой платформы.

Таким образом, организованы три независимые колебательные системы, каждая из которых способна совершать колебания вокруг одной из ортогональных осей. Шарниры рам соединены с датчиками углов 21.

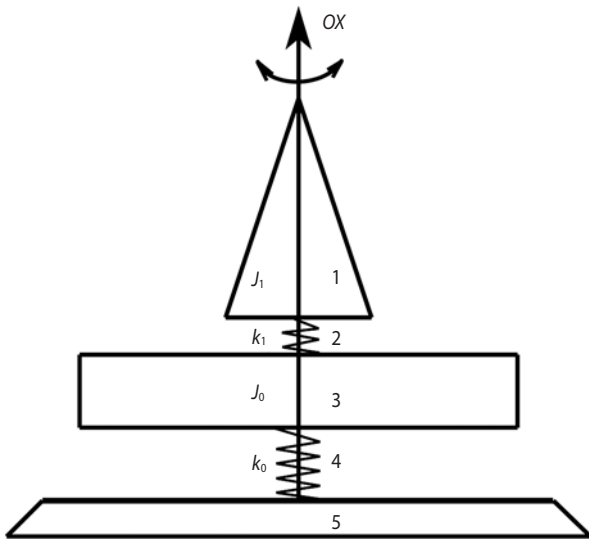
Для измерения I_{xx} инициируются колебания поворотной рамы 9 относительно основания 10 вокруг оси OX . Рамы 5, 7 и 8 стенда неподвижны друг относительно друга. В ходе измерений записываются мгновенные значения момента силы и угла. Момент силы M_x является сигналом весового элемента 4. Угол поворота φ (рамы 9 относительно основания 10) является сигналом датчика углового положения ЛИР 158. В ходе обработки определяются параметры колебаний.

2. Математическая модель с постоянными коэффициентами (первое приближение)

2.1. Разработка модели

Для построения математической модели первого приближения стенд заменяется эквивалентной схемой, представленной на рисунке 2.

Неподвижное основание 5 соединено посредством пружины 4 с рамой стенда 3. Сборка тел 1 (объект + кантователь + крестовина) закреплена посредством весового элемента 2 к поворотной раме стенда 3.



рисунки 2. Эквивалентная схема измерения I_{xx}

Принимаются следующие допущения:

- пружина 4 линейна и обладает жесткостью k_0 ;
- рама стенда 3 обладает моментом инерции вокруг вертикальной оси OX , равным I_0 ;
- весовой элемент 2 рассматривается как линейная пружина с жесткостью k_1 ;
- сборка тел 1 рассматривается как одно тело с моментом инерции вокруг оси OX , равным I_1 .

Угол поворота рамы 3 относительно основания 5 обозначается переменной X , угол поворота сборки 1 относительно неподвижного основания 5 – переменной X_1 . Тогда угол поворота сборки 1 относительно рамы 3 равен $X_1 - X_0$.

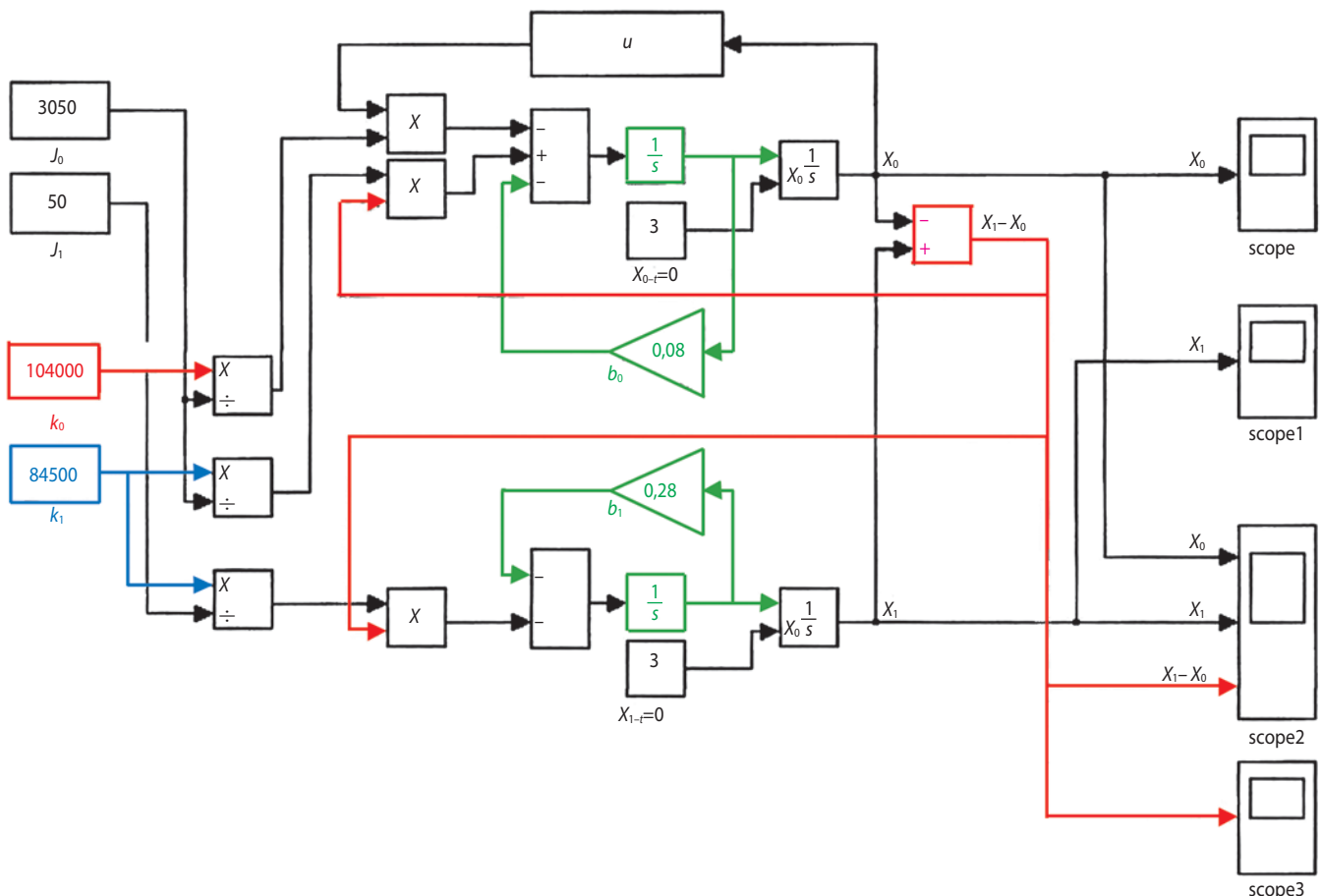
Система уравнений выглядит следующим образом (Курс теоретической механики, 2005):

$$\begin{cases} I_0 \cdot \frac{d^2 X_0}{dt^2} = -k_0 \cdot X_0 + k_1 \cdot (X_1 - X_0) - b_0 \cdot \frac{dX_0}{dt}; \\ I_1 \cdot \frac{d^2 X_1}{dt^2} = -k_1 \cdot (X_1 - X_0) - b_1 \cdot \frac{dX_1}{dt}. \end{cases} \quad (1)$$

В первом приближении считается, что все коэффициенты постоянны.

Используя стандартные средства пакета MatLab Simulink, выполняется построение решающего устройства системы моделирования для системы уравнений (1), блок-схема которого приведена на рисунке 3 (Дьяконов В.П., 2011).

При построении математической модели стенда будет иметь значение только качественное соответствие поведения модели и стенда. Такой подход оправдан, поскольку конечной целью является проверка рабочих формул стенда и указание дополнительных требований к конструкции стенда.



рисунки 3. Блок-схема решающего устройства системы моделирования

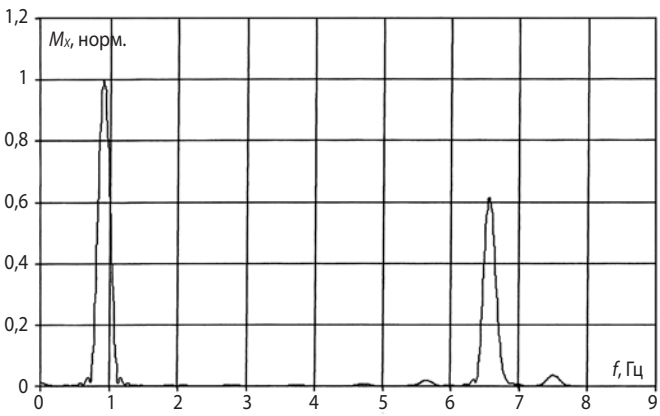


рисунок 4. Нормированный сигнал на единицу спектра сигнала M_x

Рассматривается реальный сигнал M_x , полученный в ходе проведения измерений с контрольного приспособления производства ФАУ «ЦАГИ». Расчётный I_{xx} составляет 48,78 кг·м². Производится Фурье преобразование (Горшков Л.К. и др., 2022), а также нормируется на единицу спектра, представленный на рисунке 4. Длина реализации составляет 400 точек, длительность 10 секунд.

Найдём частоту колебаний f_0 . Для определения частоты колебаний f_0 необходимо к части спектра 0,8–1,0 Гц применить метод золотого сечения с критерием останова $df < 0,005$ Гц. Получим $f_0 = 0,931$ Гц.

Расчётное значение момента инерции рам стенда вокруг вертикальной оси составляет $I_0 = 3050$ кг·м².

Пренебрегая наличием тела I_1 , можно рассчитать жёсткость пружин стенда k_0 :

$$k_0 = I_0 \cdot (2 \cdot \pi \cdot f_0)^2,$$
$$k_0 \approx 10400 \text{ Н·м.}$$

Аналогично рассчитывается $f_1 = 6,542$ Гц.

В результате:

$$k_1 = I_0 \cdot (2 \cdot \pi \cdot f_1)^2,$$
$$k_1 \approx 84500 \text{ Н·м.}$$

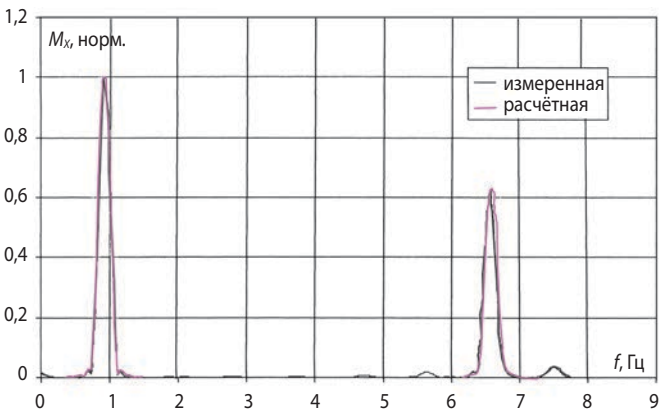


рисунок 5. Спектры измеренной и расчётной реализаций

Численное решение системы уравнений (1) с граничными условиями:

$$\frac{dX_0}{dt}(0) = \frac{dX_1}{dt}(0) = 0,$$
$$X_0(0) = X_1(0) = 3.$$

Коэффициенты затухания b_0 и b_1 выбираются таким образом, чтобы амплитуды, соответствующие частотам f_0 и f_1 динамических спектров сигналов, совпадали.

Таким образом, $b_0 = 0,08 \cdot I_0$ и $b_0 = 0,28 \cdot I_0$.

Спектры расчётного и измеренного сигналов приведены на рисунке 5. Длина реализации равна 400 точек, 10 секунд.

2.2. Исследование влияния жёсткости динамометрического элемента на погрешность измерения I_{xx}

Рассмотреть влияние жёсткости весового элемента – параметра k_1 математической модели – на результат измерения I_{xx} можно, используя построенную ранее математическую модель, представленную на рисунке 3. Решение можно построить для различных параметров I_1 .

Расчёты приводятся для параметров математической модели, представленных в таблице 1.

таблица 1 – Параметры математической модели

наименование параметра	единицы измерений	значение
I_1	кг·м ²	10; 25; 50; 100; 150
I_0	кг·м ²	3050
k_0	Н·м/°	104000
k_1	Н·м/°	84500
b_0	б/р	$0,08 \cdot I_0$
b_1	б/р	$0,28 \cdot I_0$

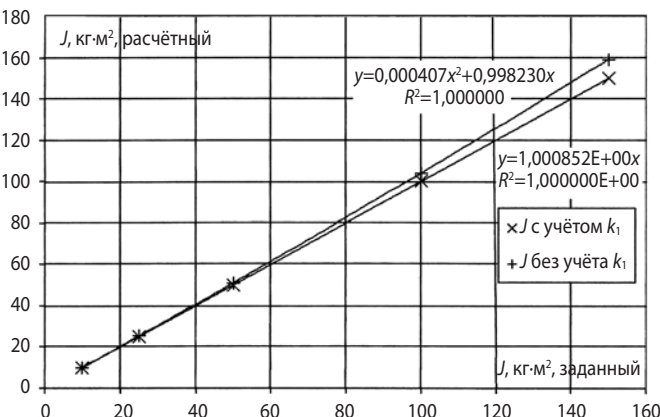


рисунок 6. Влияние жёсткости весового элемента на результат измерения I_{xx}

таблица 2 – Обработка данных численного эксперимента без учёта жёсткости весового элемента k_1

наименование параметра	значения параметров для различных I_1				
I_1 , кг·м ² , заданный	10	25	50	100	150
A_j , °	1,397	1,385	1,363	1,320	1,276
A_M , Н·м	8,327	20,653	40,743	79,128	114,984
F , рад/с	5,830	5,812	5,791	5,742	5,693
I_1 , кг·м ² , рассчитанный	10,024	25,212	50,929	103,886	158,882
dI_1 , %	0,24	0,85	1,86	3,89	5,92

таблица 3 – Обработка данных численного эксперимента с учётом жёсткости весового элемента k_1

наименование параметра	значения параметров для различных I_1				
I_1 , кг·м ² , заданный	10	25	50	100	150
A_j , °, без учёта k_1	1,397	1,385	1,363	1,320	1,276
A_{j_NEW} , °, с учётом k_1	1,403	1,399	1,391	1,374	1,354
A_M , Н·м	8,327	20,653	40,743	79,128	114,984
F , рад/с	5,830	5,812	5,791	5,742	5,693
I_1 , кг·м ² , без учёта k_1	10,024	25,211	50,929	103,886	158,882
dI_1 , %	0,24	0,85	1,86	3,89	5,92
I_{1_NEW} , кг·м ² , с учётом k_1	10,009	25,022	50,043	100,086	150,127
dI_{1_NEW} , %	0,09	0,09	0,09	0,09	0,08

Значения параметра I_1 , равные 100 кг·м² и 150 кг·м², выходят за рамки измеряемого диапазона стенда (4–60 кг·м²), но они интересны с физической точки зрения.

Результаты анализа без учёта жёсткости динамометрического элемента k_1 сведены в таблицу 2.

В таблице 2 амплитудные значения углового положения объекта, его момента силы и частоты приведены для момента времени $t=15$ с, то есть в середине реализации. Значения I_1 – усреднённые по всей реализации.

Стоит отметить, что при $I_1=50$ кг·м² амплитуда смоделированного сигнала момента составляет $A_M \approx 40$ Н·м. Это соответствует границе расчётного диапазона для весового элемента стенда.

Возрастание погрешности dI_1 , приведённой в таблице 2, связано с тем, что датчик угла поворота измеряет угол φ в то время, как истинное угловое положение тела I_1 соответствует углу $(\varphi + k_1 \cdot M_X)$.

Произведя коррекцию на жёсткость весового элемента k_1 получим данные, представленные в таблице 3.

Графически результат представлен на рисунке 6.

Нетрудно видеть, что чем больше тело, тем больше создаваемый момент силы M_X , тем больше угловая деформация весового элемента и, следовательно, тем больше погрешность измерений. И напротив, чем меньше тело, тем меньше угловая деформация весового элемента и тем ближе два решения сходятся друг к другу.

2.3. Выводы по результатам моделирования первого приближения

Построение модели первого приближения направлено на исследование влияния следующих эффектов на результат обработки:

- наличия упругой деформации весового элемента;
- возбуждения собственной частоты весового элемента.

Жёсткость весового элемента вносит существенный вклад в результат измерения I_{XX} . Относительная погрешность, связанная с отсутствием в обработке коррекции на жёсткость весового элемента,

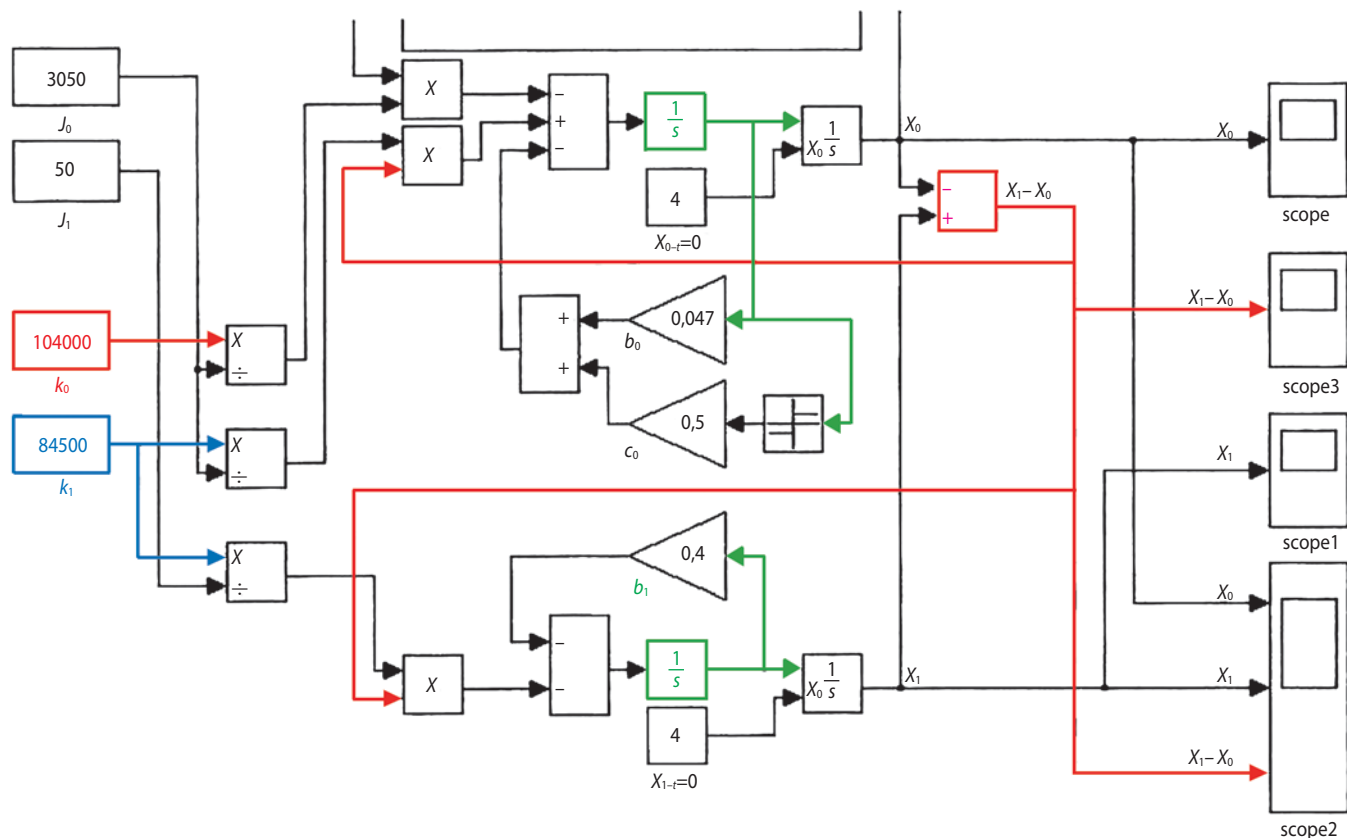


рисунок 7. Блок-схема решателя нелинейной системы уравнений

при измерении I_{xx} расчетной конфигурации контрольного приспособления составляет 1,86%.

Описанная методика обработки расчётных сигналов позволяет скорректировать результат измерения. Граничные условия с физической точки зрения означают, что поворотная рама была отклонена от положения равновесия. Система покоилась. В момент времени 0 с раму мгновенно отпустили. Согласно результатам моделирования, собственная частота весового элемента ($f=6,5$ Гц) возбуждается даже при наличии идеальной схемы раскачки срывного типа, что проиллюстрировано на рисунке 4.

3. Математическая модель с нелинейными коэффициентами (второе приближение)

3.1. Разработка модели

При проведении реальных измерений было установлено, что частота колебаний главной гармоники $f=0,93$ Гц, показанная на рисунке 4, зависит от времени. В первую очередь, это связано с нелинейной характеристикой пружин стенда. С целью учёта этого эффекта в математическую модель добавляется нелинейная пружина k_0 . Необходимо приблизить частотные характеристики модели к характеристикам реального сигнала. В математическую модель

добавляются члены, отвечающие сухому трению. Подбирая комбинацию коэффициентов, можно приблизить форму расчётного сигнала к форме реального. Система уравнений (1) примет вид:

$$\begin{cases} I_0 \cdot \frac{d^2 X_0}{dt^2} = -k_0 \cdot f(X_0) + k_1 \cdot (X_1 - X_0) - \\ - b_0 \cdot \frac{dX_0}{dt} - c_0 \cdot \text{sign}\left(\frac{dX_0}{dt}\right); \\ I_1 \cdot \frac{d^2 X_1}{dt^2} = -k_1 \cdot (X_1 - X_0) - b_1 \cdot \frac{dX_1}{dt}. \end{cases} \quad (2)$$

Далее выполняется построение решателя для системы уравнений (2), блок-схема которого приведена на рисунке 7.

В процессе подбора параметров модели не стоит задачи точной идентификации системы, поскольку интерес представляет определение алгоритма обработки сигналов для широкого диапазона параметров модели.

Используя преобразование Фурье, можно провести анализ сигнала угла, взятого из измерения объекта с известными значениями массы, координат центра масс и моментов инерции. Зависимость частоты главной гармоники от времени приведена на рисунке 8.

таблица 5 – Ход обработки численного решения

наименование параметра	значения параметров для различных временных рамок t_0 и t_1									
t_0 , точки	0	0	0	0	400	400	400	800	800	1200
t_1 , точки	1600	1200	800	400	1600	1200	800	1600	1200	1600
A_j , °, без учёта k_1	1,576	2,063	2,618	3,259	1,110	1,538	2,029	0,712	1,087	0,371
A_M , Н·м	49,058	63,918	80,766	100,157	34,905	47,983	62,896	22,709	34,266	12,092
F , рад/с	5,909	5,8926	5,879	5,868	5,937	5,913	5,894	5,978	5,942	6,041
I_1 , кг·м ² , рассчитанный	50,040	50,074	50,087	50,093	50,034	50,076	50,087	50,031	50,078	50,054
dI_1 , %	0,08	0,15	0,17	0,19	0,07	0,15	0,17	0,06	0,16	0,11

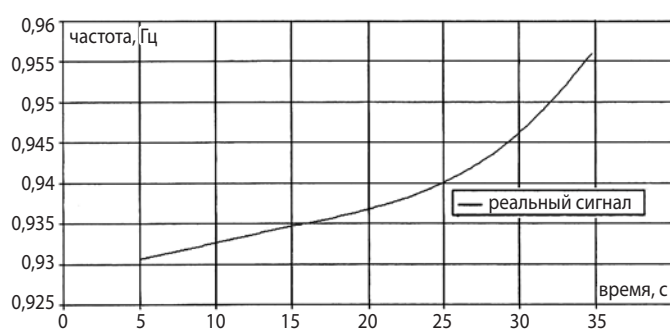


рисунок 8. Зависимость частоты главной гармоники от времени

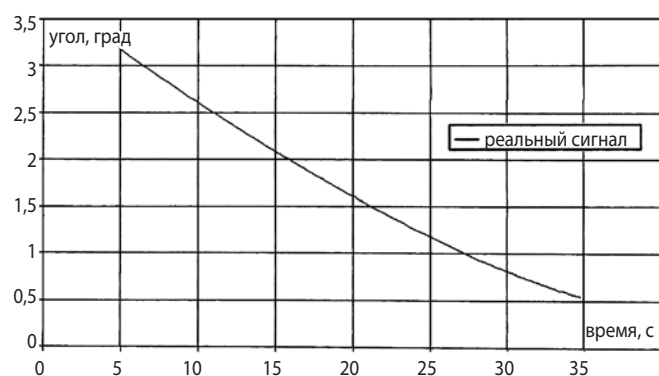


рисунок 9. Зависимость амплитуды сигнала от времени

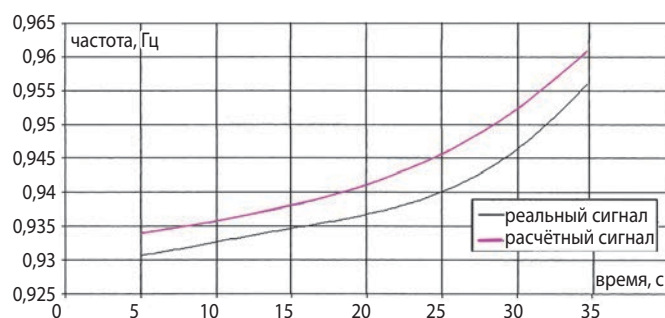


рисунок 10. Частота главной гармоники расчетного и реального сигналов угла от времени

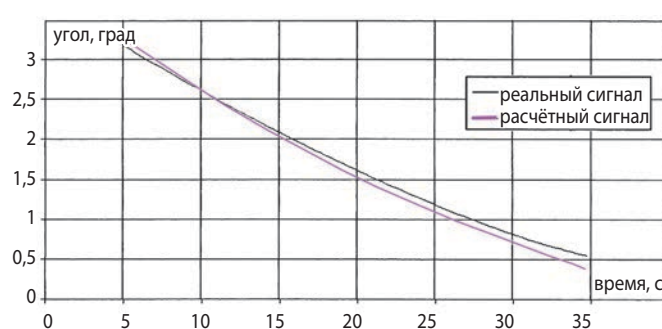


рисунок 11. Зависимость амплитуды расчетного и реального сигналов угла от времени

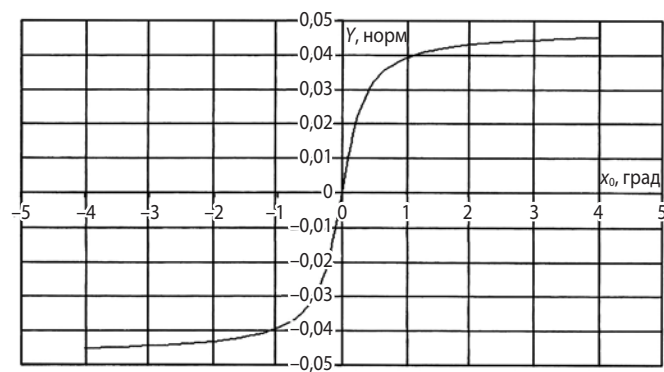
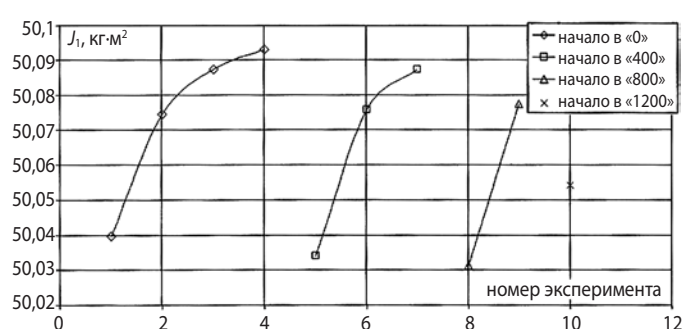
рисунок 12. Нелинейная часть параметра k_0 

рисунок 13. Зависимость результата обработки от числа точек

СОЗДАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СТЕНДОВ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ МАССОВО-ИНЕРЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК В ДИНАМИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ

Зависимость амплитуды главной гармоники сигнала от времени представлена на рисунке 9.

Предположительно, зависимость $k_0(X_0)$ в системе уравнений (2) имеет вид:

$$k_0 \cdot f(X_0) = k_0 \cdot [a_1 \cdot X_0 + a_2 \cdot \arctg(a_3 \cdot X_0)].$$

Далее производится подбор параметров модели, значения приведены в таблице 4.

таблица 4 – Параметры математической модели второго приближения

наименование параметра	значение
I_1 , кг·м ²	50
I_0 , кг·м ²	3050
$k_0 \cdot f(X_0)$, Н·м/°	$104000 \cdot [1,01 \cdot X_0 + 0,03 \cdot \arctg(3,7 \cdot X_0)]$
k_1 , Н·м/°	84500
b_0	$0,047 \cdot I_0$
b_1	$0,4 \cdot I_0$
c_0	$0,5 \cdot I_0$

Для указанных значений параметров модели можно построить численное решение. Зависимости частоты и амплитуды сигнала угла от времени приведены на рисунках 10 и 11.

Нелинейная часть параметра k_0 математической модели приведена на рисунке 12.

3.2. Исследование влияния изменения частоты главной гармоники на погрешность измерения I_{xx}

В целях проведения исследований влияния изменения частоты главной гармоники сигнала необходимо построить численное решение для системы уравнений 2 с параметрами, приведёнными в таблице 4. Ход обработки и полученный результат для различных временных рамок t_0 и t_1 приведены в таблице 5.

На рисунке 13 изображено графическое представление результата обработки. По оси ординат отложено значение расчётного момента инерции, по оси абсцисс – номер эксперимента, соответствующий номеру столбца в таблице 5.

3.3. Выводы по результатам моделирования второго приближения

Построение модели второго приближения направлено на исследование влияния следующих эффектов на результат обработки:

- наличие упругой деформации весового элемента;

- возбуждения собственной частоты весового элемента;
- наличия нелинейной пружины k_0 и, следовательно, изменения частоты главной гармоники колебаний;
- наличия комбинации сухого и вязкого трений.

Изменение частоты главной гармоники сигнала во времени вносит существенный вклад в результат измерения.

Погрешность обработки главным образом связана с наличием упругой деформации весового элемента и нелинейной характеристикой пружин стенда.

Представленная на рисунке 13 зависимость результата обработки от числа точек показывает, что после старта колебаний стенда – момента времени «0 секунд» – собственные колебания весового элемента (с частотой $f_1=6$ Гц) затухают быстрее, чем колебания стенда (с частотой $f_0 \approx 1$ Гц). Поэтому, чем дальше начальная точка обработки t_0 от старта колебаний в «0 секунд», тем меньше вклад пика ($f_1 \approx 6$ Гц) в спектральный состав сигнала момента и тем меньше погрешность обработки.

Таким образом, одним из путей снижения погрешности измерений является применение плавной раскочки стенда.

список литературы

Беляков А.А., Шулепов А.И. Концепция автоматизируемой пространственной матрично-топологической модели компоновки бортовой аппаратуры в приборном отсеке космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 84-92.

Богданов В.В., Панченко И.Н., Някк В.А., Галанский П.Н. и др. Стенд для измерения массы, координат центра масс и моментов инерции изделия // Патент РФ № 2506551 с приоритетом от 14.05.2012. Бюлл. № 4. Патентообладатель ФАУ «ЦАГИ».

Горшков Л.К., Софьин А.П., Федорова Л.А., Уханов И.Г. К вопросу о разработке и создании устройств с амeboидными движителями // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 52-56.

Дьяконов В.П. MATLAB и SIMULINK для радиоинженеров. М.: ДМК Пресс, 2011. 976 с.

Курс теоретической механики: учебник для вузов / Под общ. ред. К.С. Колесникова, 3-е издание, стереотип. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 736 с.

Статья поступила в редакцию 14.09.2023

Статья после доработки 15.09.2023

Статья принята к публикации 15.09.2023

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЛУАТАЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ



А.Ю. Колобов¹,
доцент, кандидат
технических наук,
KolobovAIU@laspace.ru;
A.Yu. Kolobov

Предложена методика интервальной оценки вероятности безотказной работы (ВБР) разгонных блоков по результатам эксплуатации с использованием в качестве предварительной информации проектных оценок. Проведено сравнение предложенной методики с оценками, полученными методами наибольшего правдоподобия и несмещённых оценок. Приведён пример применения методики на примере оценки надёжности разгонного блока «Фрегат».

Ключевые слова:

*вероятность безотказной работы;
разгонный блок;
интервальные оценки;
предварительная информация;
метод наибольшего правдоподобия;
метод несмещённых оценок.*

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.010

ESTIMATION PROCEDURE FOR PROBABILITY OF UPPER STAGES NON-FAILURE OPERATION CONSIDERING FLIGHT OPERATION RESULTS AND A PRIORY INFORMATION



Ю.А. Петров¹,
кандидат
технических наук,
PetrovIUA@laspace.ru;
Yu.A. Petrov

The article proposes procedure of interval estimate of probability of upper stage non-failure operation considering flight operation results and using preliminary design evaluation. It gives comparison of proposed procedure with evaluations obtained by maximum likelihood method and unbiased estimates method. The procedure implementation is provided by example of estimation of probability of the Fregat upper stage non-failure.

Keywords:

*probability of non-failure operation;
upper stage;
interval estimate;
a priory information;
maximum likelihood method;
unbiased estimates method.*

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

ВВЕДЕНИЕ

Разгонные блоки (РБ) ракет космического назначения предназначены для выведения космического аппарата (КА) в заданную точку околоземного пространства, а также для направления КА на отлётную или межпланетную траекторию.

Разгонные блоки значительно расширяют возможности ракет-носителей по весу выводимой полезной нагрузки и точности выведения космических аппаратов, а также увеличивают срок службы космических аппаратов за счёт экономии расходуемых средств при выведении космического аппарата на заданную орбиту.

В Советском Союзе и в России разработан целый ряд разгонных блоков.

РБ семейства «Л» использовались вместе с ракетами-носителями «Молния» до сентября 2010 года. Было осуществлено 320 пусков с использованием РБ «Л» шести различных модификаций.

РБ семейства «Д» используются с ракетами-носителями типа Н-1, «Протон», «Зенит» и «Ангара». На настоящее время выполнено 336 полётов пятнадцати модификаций РБ.

РБ семейства «Бриз» использовался с ракетами-носителями лёгкого класса «Рокот». На декабрь 2019 года осуществлён 31 пуск РБ «Бриз» двух модификаций.

РБ «Фрегат» разработки АО «НАО Лавочкина» предназначен для использования в комбинации с ракетами-носителями типа «Союз» и «Зенит». Были разработаны модификации «Фрегат-М», «Фрегат-МТ» и «Фрегат-СБ» (*Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022*).

Преимуществами РБ «Фрегат» являются наличие автономной системы управления с алгоритмами выхода из нештатных ситуаций и спутниковой навигации (*Дишель В.Д., Елисеева М.А. и др., 2022*), а также время активного существования до двух суток (*Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022*).

За счёт дополнительных и сбрасываемых баков повышена эффективность и грузоподъёмность базового РБ «Фрегат».

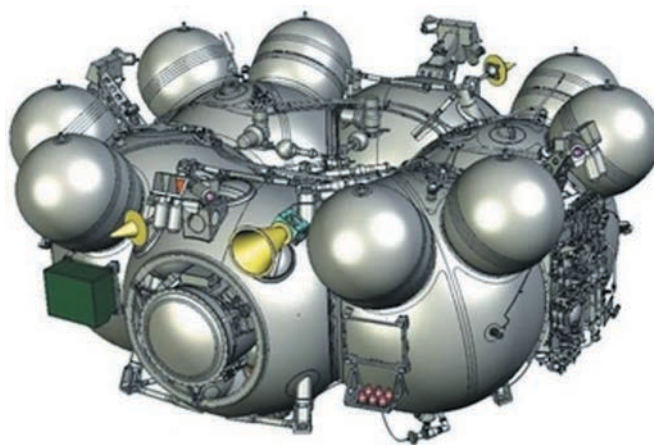
РБ семейства «Фрегат» могут запускаться с четырёх космодромов: Байконур, Плесецк, Восточный и Гвианский космический центр.

На август 2023 года выполнено 117 пусков с участием РБ «Фрегат» и выведено на околоземные и отлётные траектории 875 космических аппаратов.

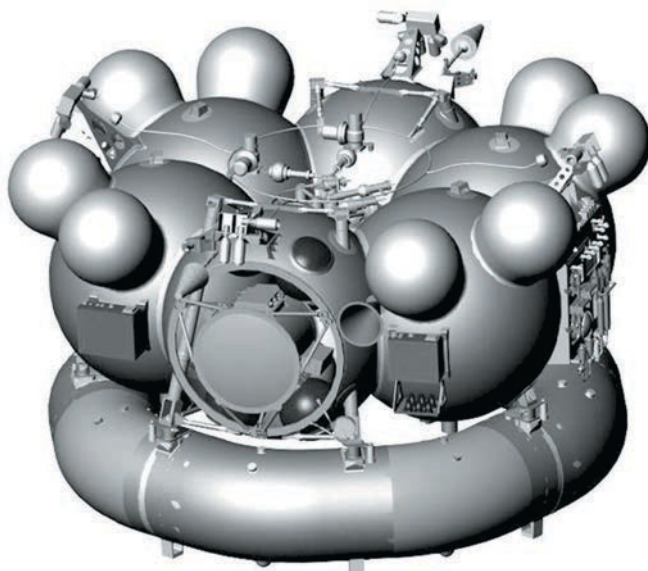
Блок выведения (БВ) «Волга» разработан для использования в составе ракет-носителей «Союз-2». На октябрь 2022 года выполнено восемь пусков БВ «Волга».



а



б



в

- а** – РБ «Фрегат»;
- б** – РБ «Фрегат-МТ»;
- в** – РБ «Фрегат-СБ».

рисунки 1. Модификации РБ «Фрегат»

Были также разработаны БВ «Икар» и кислородно-водородный РБ 12КРБ для индийской ракеты-носителя GSLV, которые выполнили по шесть полётов.

В настоящее время ГКНПЦ им. М.В. Хруничева разрабатывается перспективный кислородно-водородный разгонный блок КВТК для ракеты космического назначения тяжёлого класса «Ангара-А5».

Используемая в данной работе статистика получена с официального сайта ГК «Роскосмос». Результаты проведённых оценок ВБР РБ «Фрегат» приведены для демонстрации методов и не являются официальными.

1. Постановка задачи

Контроль и подтверждение надёжности должны проводиться на всех этапах жизненного цикла изделий.

На этапе проектирования – это проектные расчёты, основанные на данных о надёжности изделий-аналогов и статистических справочных данных о надёжности комплектующих. На этапе наземной экспериментальной отработки (НЭО) контроль надёжности проводится расчётно-экспериментальным методом по результатам испытаний. На этапах лётных испытаний (ЛИ) и эксплуатации контроль надёжности осуществляется расчётно-экспериментальным путём по результатам пусков.

У всех расчётно-экспериментальных методов имеется существенный недостаток: для подтверждения требований технического задания (ТЗ) к вероятности безотказной работы, которые в настоящее время для разгонных блоков находятся на уровне до 0,99, требуется большая выборка. Так, для подтверждения уровня 0,99 в зависимости от метода оценки нужно от 48 до 98 успешных пусков.

Если же заданный уровень ВБР необходимо подтвердить с заданной доверительной вероятностью γ , то задача подтверждения требований ещё более усложняется.

Необходимый объём испытаний средств выведения n (успешных пусков) для подтверждения заданного уровня безотказности $\hat{P}$ с доверительной вероятностью γ определяется по формуле (Гнеденко Б.Н., Беляев А.Д., Соловьев А.Д., 1965).

$$n \geq \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln \hat{P}}.$$

Так, для подтверждения вероятности безотказной работы средства выведения на уровне 0,99 с доверительной вероятностью 0,8 необходимо осуществить не менее 160 успешных пусков подряд. Неуспешные пуски резко снижают подтверждённые уровни надёжности.

Следовательно, на этапах ЛИ и начальной стадии эксплуатации невозможно подтвердить требования ТЗ. Приходится подтверждение требований проводить поэтапно с установлением отдельным Решением контрольных уровней, меньших заданного в ТЗ.

При проведении оценок надёжности на этапе эксплуатации чаще всего используют метод максимального правдоподобия и метод несмещённых оценок. При этом оценки ВБР, полученные методом максимального правдоподобия, получаются выше.

В данной работе предлагается метод оценок ВБР разгонных блоков с использованием предварительной информации. В качестве предварительной информации используются проектные оценки, полученные на этапе разработки рабочей документации.

2. Общие положения методик оценки ВБР по результатам эксплуатации

Исходными данными для оценок ВБР разгонных блоков являются: общее количество пусков, количество успешных и неуспешных пусков, количество незачётных пусков.

К незачётным отказам относятся отказы, обусловленные:

- нарушением правил эксплуатации;
- воздействием неблагоприятных возмущающих факторов (силовых воздействий, ошибочных команд и др.) со стороны РН, обтекателя полезной нагрузки;
- отказами нештатного (временного) оборудования, устанавливаемого на РБФ;
- воздействием внешних факторов, не предусмотренных ТТЗ на разработку;
- отказами агрегатов и систем РБ, причина которых однозначно установлена, внедрены мероприятия, исключающие повторения отказа по данной причине, и эффективность этих мероприятий подтверждена успешными результатами испытаний РБ при последующих пусках.

3. Исходные данные для оценки ВБР РБ «Фрегат» по результатам эксплуатации

На момент написания статьи осуществлено 117 пусков с использованием РБ «Фрегат» всех модификаций. Из них 114 пусков успешных и три пуска – незачётные.

К незачётным пускам отнесены пуски:

1. 23.12.2011 – отказ ракеты-носителя.
2. 22.08.2014 – причина однозначно установлена.

После проведения мероприятий, исключающих повторение отказа по данной причине, эффективность этих мероприятий подтверждена 17 успешными результатами испытаний РБ при последующих пусках.

3. 28.11.2017 – причина однозначно установлена. После проведения мероприятий, исключающих повторение отказа по данной причине, эффективность этих мероприятий подтверждена 52 успешными результатами испытаний РБ при последующих пусках, в том числе 12 – пусками с космодрома Восточный.

4. Оценка ВБР РБ методом максимального правдоподобия

При использовании метода максимального правдоподобия (Волков Л.И., Шишкевич А.М., 1975; Справочник по прикладной статистике, 1989) оценка ВБР и её среднеквадратическое отклонение (СКО) определяются по формулам

$$\hat{P} = 1 - \frac{m}{n}, \quad \sigma_{\hat{P}} = \sqrt{\frac{\hat{P}(1-\hat{P})}{n-1}},$$

где n – количество зачётных испытаний; m – количество зачётных отказов (неуспешных испытаний).

При отсутствии отказов $\hat{P}$ и $\sigma_{\hat{P}}$ определяют по следующим формулам:

$$\hat{P} = 1 - \frac{1}{2(n+2)}, \quad \hat{\sigma}_{\hat{P}} = \frac{1}{2(n+2)} \sqrt{\frac{5n+7}{n+3}}. \quad (1)$$

Методом максимального правдоподобия по формулам (1) получаем $\hat{P}=0,9956$ и $\hat{\sigma}_{\hat{P}}=0,0095$.

5. Оценка ВБР РБ методом несмещённых оценок

Метод несмещённых оценок разработан в Военной академии РВСН имени Петра Великого доктором технических наук, профессором Б.И. Сухорученковым (Сухорученков Б.И., 2010). Метод основан на построении по выборке плотности вероятности оценок неизвестных параметров модели ВБР изделия

$$f(p) = (n+1)C_n^m p^{(n-m)}(1-p)^m,$$

$$\text{где } C_n^m = \frac{n!}{m!(n-m)!}.$$

Метод несмещённых оценок позволяет получить состоятельные несмещённые и эффективные оценки ВБР и её СКО.

Получаемые оценки имеют минимальную дисперсию.

При использовании метода несмещённых оценок ВБР и её СКО определяются по формулам

$$\hat{P} = \frac{n+1-m}{n+2}, \quad \sigma_{\hat{P}}^2 = \frac{(m+1)(n+1-m)}{(n+2)^2(n+3)}. \quad (2)$$

Оценка методом несмещённых оценок по формулам (2) составит $\hat{P}=0,9913$ и $\hat{\sigma}_{\hat{P}}=0,0085$.

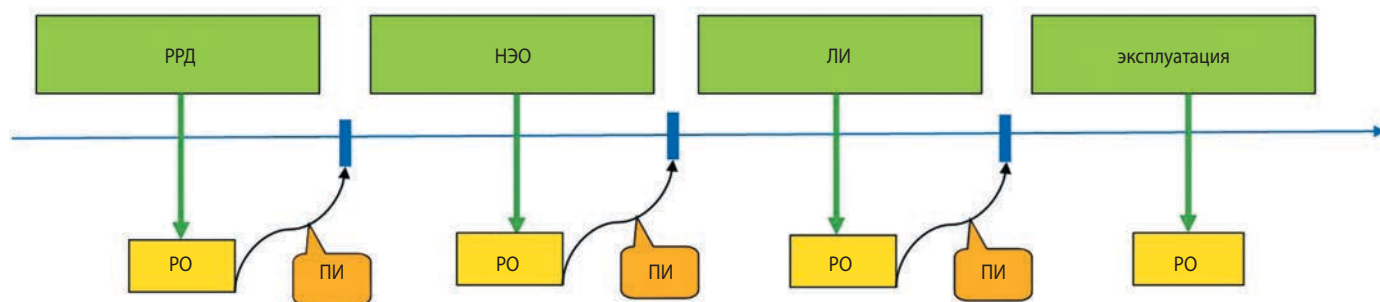
6. Оценка ВБР РБ с использованием предварительной информации

Алгоритм поэтапной оценки надёжности разгонных блоков с учётом предварительной информации представлен на рисунке 2. При оценке ВБР по этой методике на каждом этапе оценок используются оценки, полученные на предыдущем этапе (т.е. оценки по объединённой информации). Корректность такого объединения данных оценивается по Z-критерию Фишера:

$$Z = \frac{|\hat{P}_1 - \hat{P}_0|}{\sqrt{\sigma_{\hat{P}_1}^2 + \sigma_{\hat{P}_0}^2}} \leq 1,6,$$

где $\hat{P}_1$ и $\sigma_{\hat{P}_1}^2$ – значения ВБР и дисперсии ВБР по результатам оценки на рассматриваемом этапе без учёта предварительной информации; $\hat{P}_0$ и $\sigma_{\hat{P}_0}^2$ – значения ВБР и дисперсии ВБР с учётом только предварительной информации.

В качестве предварительной информации используются проектные оценки ВБР, оценки по результатам наземных испытаний, оценки по результатам лётных испытаний (ЛИ).



РРД – этап разработки рабочей документации; **НЭО** – этап наземной экспериментальной отработки; **ЛИ** – лётные испытания; **РО** – результат оценки ВБР; **ПИ** – предварительная информация.

рисунк 2. Алгоритм надёжности разгонных блоков с учётом априорной информации

Поэтапная оценка ВБР и её СКО проводится по формулам (Колобов А.Ю., Дикун Е.В., 2017):

$$\hat{P} = \hat{P}_0 + K_0 K_b |\hat{P}_1 - \hat{P}_0|; \quad (3)$$

$$\sigma_{\hat{P}}^2 = (K_0 K_b)^2 \sigma_{\hat{P}_1}^2 + (1 - K_0 K_b)^2 \sigma_{\hat{P}_0}^2; \quad (4)$$

$$K_0 = 1 - \Phi(Z); \quad (5)$$

$$K_b = \frac{\sigma_{\hat{P}_0}^2}{\sigma_{\hat{P}_1}^2 + \sigma_{\hat{P}_0}^2}. \quad (6)$$

Оценим ВБР РБ «Фрегат» с учётом предварительной информации.

В качестве предварительной информации предлагается использовать проектную оценку ВБР РБ «Фрегат», которая составляет $\hat{P} = 0,9931$.

Однако существующие методики проектных оценок ВБР не позволяют получить оценки дисперсии ВБР.

Учитывая, что проектные расчёты надёжности изделий ракетно-космической техники дают хорошую сходимость с результатами эксплуатации, с учётом закона больших чисел принимаем гипотезу, что проектные оценки ВБР РБФ однородны с экспериментальными оценками по результатам ЛИ и эксплуатации.

В этом случае при проектных оценках надёжности РБФ можно принимать величину дисперсии равной дисперсии для соответствующего уровня ВБР при отсутствии неуспешных пусков. Полученные оценки СКО точечной проектной оценки вероятности безотказной работы средств выведения будут верхними оценками и не будут завышать нижние доверительные границы ВБР (Гнеденко Б.Н., Беляев А.Д., Соловьев А.Д., 1965; Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.В., 2019).

В этом случае проектное значение дисперсии ВБР можно получить, подставляя в формулу (1) эквивалентное количество пусков, определяемое по следующей формуле (Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.В., 2019):

$$n^* = \frac{1}{2(1 - \hat{P}_0)} - 2.$$

Тогда при $\hat{P}_0 = 0,9931$ $n^* = 70,46 \approx 70$ и $\hat{\sigma}_{\hat{P}_0} = 0,01535$.

Оценку ВБР без учёта предварительной информации проводим методом максимального правдоподобия. Оценка составит $\hat{P}_1 = 0,9956$ и $\hat{\sigma}_{\hat{P}_1} = 0,0095$.

Проверяем корректность объединения данных: $Z = 0,0505 < 1,6$. Критерий Фишера выполняется. Таким образом корректность объединения проектных и эксплуатационных данных корректна.

По формулам (3)–(6) получаем оценку ВБР РБ «Фрегат» по результатам 117 пусков с учётом предварительной информации:

$$\Phi(Z) = 0,5199, K_0 = 0,4801, K_b = 0,09631,$$

$$\hat{P} = 0,9931, \hat{\sigma}_{\hat{P}} = 0,01532.$$

заключение

Оценки ВБР, выполненные по результатам эксплуатации методами максимального правдоподобия и несмещённых оценок, а также с использованием предварительной информации, имеют близкие значения. При этом оценка методом несмещённых оценок имеет наименьшую дисперсию.

Предложенная методика оценки ВБР разгонных блоков по результатам эксплуатации с использованием предварительной информации даёт оценку, результат которой находится в интервале оценок методов максимального правдоподобия и несмещённых оценок, что позволяет рекомендовать его к использованию в практике.

В качестве предварительной информации предлагается использовать проектные оценки ВБР.

список литературы

- Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надёжность летательных аппаратов. М.: Высш. школа, 1975. 296 с.
- Гнеденко Б.Н., Беляев А.Д., Соловьев А.Д. Математические методы в теории надёжности. М.: Наука, 1965. 584 с.
- Дишель В.Д., Елисеева М.А. и др. Системы управления АО «НПЦАП» в проектах АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 76-81.
- Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.В. Определение надёжности средств выведения с использованием априорной информации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 52-55.
- Колобов А.Ю., Дикун Е.В. Интервальные оценки безотказности единичных космических аппаратов // Надёжность. 2017. Т. 17, № 4. С. 23-26.
- Сухорученков Б.И. Анализ малой выборки. Прикладные статистические методы. М.: Вузовская книга, 2010. 384 с.
- Справочник по прикладной статистике. В 2-х т. Т. 1 / Под ред. Э. Ллойда, У. Ледермана, Ю.Н. Тюрина. М.: Финансы и статистика, 1989. 510 с.
- Шириаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Статья поступила в редакцию 26.09.2023

Статья после доработки 26.09.2023

Статья принята к публикации 26.09.2023

К ВОПРОСУ ВЫБОРА КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ СОЗДАНИЯ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ИНЕРЦИОННЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ

ON THE QUESTION OF THE CHOICE OF STRUCTURAL MATERIALS FOR THE CREATION OF MULTIFUNCTIONAL INERTIAL PENETRATORS



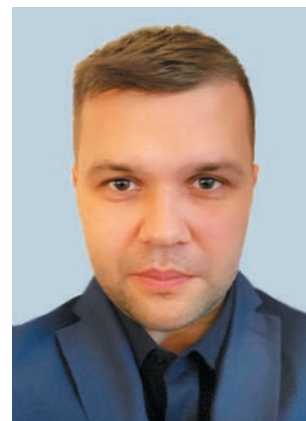
Е.В. Леун¹,
кандидат
технических наук,
leunev@laspase.ru;
E.V. Leun



Д.Б. Добрица¹,
кандидат
технических наук,
dobrizadb@laspase.ru;
D.B. Dobriza



А.А. Поляков¹,
alexey.poliakov@laspase.ru;
A.A. Poliakov



С.А. Чалов¹,
chalovsa@laspase.ru;
S.A. Chalov

В статье рассматриваются особенности создания ударно внедряющихся в исследуемые небесные тела (ИНТ) разделяющихся инерционных пенетраторов с головной частью, в боковую и/или тыльную стенки корпуса которой вводятся неудаляемая и/или удаляемая защитные перегородки из различных конструкционных материалов. Обсуждаются особенности применения искусственного сапфира и упрочненного льдокомпозиата, возможности обеспечения визуального и прямого контакта с подповерхностной средой ИНТ для видеорегистрации динамики ударного проникания пенетратора в него и проведения специализированных исследований.

Ключевые слова:
космические исследования;
пенетратор;
сапфир;
упрочнение льда;
льдокомпозиаты.

The article discusses the features of the creation of separable inertial penetrators that percussively penetrate into the studied celestial bodies (SCB) with a head part, into the side and/or back walls of the body of which non-removable and/or removable protective partitions made of various structural materials are introduced. The features of the use of artificial sapphire and hardened ice composite, the possibility of providing visual and direct contact with the subsurface medium of the SCB for video recording of the dynamics of impact penetration of the penetrator into it and conducting specialized studies are discussed.

Keywords:
space research;
penetrator;
high-strength transparent materials;
ice hardening; ice composites.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.011

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

введение

В НПО Лавочкина в течение многих лет ведется работа по совершенствованию инерционных пенетраторов – космических зондов для доставки научной аппаратуры путем ударного внедрения в грунт исследуемых небесных тел (ИНТ) для их изучения. Пенетраторы разрабатывались в рамках проектов «ЛУНА-ГЛОБ», «МАРС-96» и других (Леун Е.В. и др., 2022; Ширшаков А.Е. и др., 2022).

Как правило, пенетраторы состоят из двух частей, разделяющихся в процессе ударного внедрения – головной погружаемой и хвостовой, остающейся на поверхности ИНТ. Статья посвящена головной части, называемой в дальнейшем для удобства – пенетратором; обычно он выполнялся герметичным металлическим. Изучались мягкие грунты, а в состав научной аппаратуры входили сейсмометр, акселерометр, магнитометр, термодатчики, различные спектрометры.

Расширение решаемой пенетраторами научной программы возможно за счёт увеличения перечня контактных исследований подповерхностных сред (грунты, различные виды льдов: водный, метановый, аммиачный, углекислый и др., жидкости, парогазовые смеси) в естественных условиях («in situ») за счёт введения дополнительных защитных окон пенетратора из высокопрочных и прозрачных и/или удаляемых материалов.

Также возможно использование пенетратора в качестве основы для движущихся в твердой и/или жидкой фазах подповерхностных сред беспилотных исследовательских аппаратов: глубинного каротажного зонда (ГКЗ) и/или лодки.

1. Защитные перегородки в пенетраторах: возможности и материалы

Расширение функциональных возможностей и научной программы пенетраторов обеспечивается использованием одной или нескольких неудаляемых и/или удаляемых защитных перегородок соответственно в боковых и/или тыльных стенках пенетратора.

Неудаляемая перегородка из высокопрочного оптически прозрачного материала, выдерживающего нагрузку ударного проникновения, позволяет наблюдать в иллюминатор, как через окно внешнее пространство вокруг пенетратора (Леун Е.В. и др., 2023). Одна или две видеокамеры осуществляют видеорегистрацию для видеоанализа двух- или трёхмерных изображений подповерхностных сред. Выпуклая внешняя форма защитной перегородки позволяет использовать встроенную оптическую систему типа «рыбий глаз» с широким полем обзора, а нанесённая на неё масштабированная сетка позволяет откалибровать смещения.

Физические параметры материалов перегородок приведены в таблице. Большинство материалов из этой таблицы являются экзотичными, дорогими, получаемыми малыми изделиями. Самыми доступными и технологически отработанными (технологии выращивания Вернейля, Чохральского, Киропулоса, Степанова и др.) можно считать корунды, а именно искусственный сапфир. Он обладает уникальным сочетанием физических характеристик: широкое окно прозрачности (диапазон светопропускания) в интервале

таблица – Физические параметры высокопрочных и оптически прозрачных материалов

материал (химическая формула)	модуль упругости E , ГПа	микротвёрдость $H_{\text{мт}}$, ГПа	плотность ρ , кг/м ³	окно прозрачности $\Delta\lambda_{\text{оп}}$, мкм
алмаз (C)	950	84–98	3550	0,225–25
эльбор ¹ (BN)	720	80–90	3450	нд ³
стишовит (SiO ₂)	450	32–33	4350	нд ³
карбид кремния (SiC)	375	33–36	3210	0,3–1,2
фианит (ZrO ₂ , Zr _{0,8} Ca _{0,2} O _{1,92})	200–370	12	10000	0,26–7,5
корунды ² (Al ₂ O ₃)	350	20–23	4020	0,17–5,5
оксинитрид алюминия ALON (Al ₂₃ O ₂₇ N ₅)	323	18	3700	0,25–4
Примечания ¹ Другие названия: боразон, кубонит, цингсонгит или киборит. ² Сапфир, рубин, искусственный сапфир. ³ Нет данных.				

длин волн $\Delta\lambda_{\text{сиф}}=0,17...5,5$ мкм, высокие твёрдость, прочность, стойкость к термоудару и теплопроводность, низкие коэффициент трения и термическое расширение при высоких температурах, химическая инертность и радиационная стабильность.

Удаляемая перегородка выступает в роли временной высокопрочной пробки, заглушки для открываемого бокового или тыльного канала (шлюза), защищающей его во время ударного проникновения. Соблюдение требуемого температурного режима для неё позволяет предотвратить сублимацию льда. После удаления перегородки обеспечивается прямой доступ к исследуемой подповерхностной среде или проход для исследовательских зондов, движущихся в твёрдой или жидкой фазах подповерхностных сред: глубинного каротажного зонда или лодки для реализации специализированных исследований. Основой перегородки является форма водного льда, различные методы упрочнения которого рассмотрены далее.

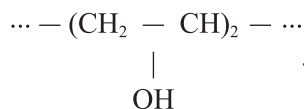
2. Анализ возможностей упрочнения льдов

Известны кристаллические и аморфные формы льдов со строго упорядоченным и случайным расположением молекул воды. Кристаллических форм льда (Ih, Ic, II, III, IV, V, VII, VIII, IX и т.д.) обнаружено более десяти. Аморфные льды существуют в трёх формах: аморфный лёд низкой плотности (АЛНП, или low density amorphous – LDA, $\rho=0,92$ г/см³), аморфный лёд высокой плотности (АЛВП, или high density amorphous – HDA, $\rho=1,17$ г/см³) и аморфный лёд очень высокой плотности (АЛОВП, или very high density amorphous – VHDA, $\rho=1,24$ г/см³).

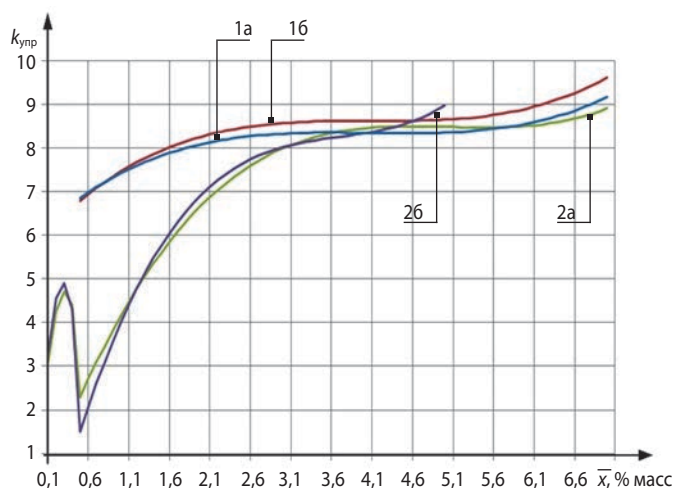
Большинство форм таких льдов создаются под высоким давлением в диапазоне от 0,5 ГПа до 3,5 ГПа. Однако после снятия давления их прочность повышается лишь в два-три раза, поэтому перспективы их применения малы.

Более высокое упрочнение льдов перспективно при создании льдокомпозитов. Одна из перспективных технологий упрочнения льда основана на приготовлении водного раствора и последующем замораживании синтетического полимера – поливинилового спирта (ПВС, международные обозначения: PVOH, PVA или PVAL).

ПВС представляет собой линейный полимер из повторяющихся звеньев с условной химической формулой:



Собственные свойства полимера в основном определяются длиной его цепей, т.е. значением n ;



рисунк 1. Зависимости упрочнения льда $k_{\text{упр}}$ от концентрации $\bar{x}$ добавленного в воду полимера ПВС

общепринятой характеристикой является значение молекулярной массы ПВС. Степень упрочнения ПВС-содержащего льда зависит как от характеристик используемой марки ПВС, так и от его концентрации в замораживаемом растворе.

Так, в результате замораживания при температуре минус 60°C раствора, состоящего из ПВС-молекулярной массы порядка 70 тыс. Дальтон с соотношением ПВС (7,0 мас. %) и воды (93 мас. %), упрочнение льда составило ≈ 10 раз (Рогожин С.В. и др., 1991). На рисунке 1 показаны зависимости упрочнения льда $k_{\text{упр}}$ от концентрации $\bar{x}$ добавленного ПВС для четырёх режимов: 1а, 1б, 2а, 2б, где цифрами 1 и 2 – обозначено формирование льда по способу (Рогожин С.В. и др., 1991) и вне его пределов, режимов, буквами а и б – формирование льда в блоке и послойное формирование льда.

Применяя более высокомолекулярный ПВС (коммерчески доступны его марки с молекулярной массой до ≈ 150 тыс. Дальтон), можно достичь упрочнения льда в $\approx 40...50$ раз. Помимо этого, добавление в воду мелкого порошка, например из перемолотого высокопористого ракушечника, также даёт прирост прочности формируемого льда, близкий к вышеуказанному для полимера ПВС. Так, сочетание ПВС и порошка высокопористого ракушечника позволит создать структуру, подобную льдобетону, с упрочнением как минимум в 50–70 раз. Если принять начальную прочность пресноводного льда равной ≈ 18 МПа, итоговая прочность такого льдокомпозита может составить до 1–1,2 ГПа.

Упрочнение льда происходит также при понижении температуры. Так, по данным (Petorvic J.J., 2003), понижение температуры от минус 10°C до минус 50°C обычного льда приводит к его упрочнению с ≈ 15 МПа до 35 МПа, т.е. в $\approx 2,3$ раза.

3. Особенности ударного внедрения пенетраторов в грунт ИНТ

Максимальная глубина воронки $l_{\text{вор}}$ от проникновения пенетратора, как недеформируемого ударника, в ИНТ определяется по формуле (Федоров С.В. и др., 2013):

$$l_{\text{вор}} = \frac{m}{2F_A} \ln \left[\frac{F_A}{F_C} v_{\text{уд}}^2 + 1 \right], \quad (1)$$

где m – масса пенетратора; A и C – эмпирические коэффициенты, зависящие от физико-механических свойств материала преграды; $v_{\text{уд}}$ – начальная скорость удара; F_A и F_C – инерционный и прочностной коэффициенты силы сопротивления, рассчитываемые по формулам:

$$F_A = AS_m \sin \gamma,$$

$$F_C = CS_m (1 + 0,5 \operatorname{ctg} \gamma).$$

Здесь γ – угол раствора конуса пенетратора; $S_m = \frac{\pi d_0^2}{4}$ – площадь миделя (поперечного сечения) пенетратора; d_0 – диаметр пенетратора.

На основании формулы (1) можно записать выражение для соотношения массы пенетратора m к глубине воронки $l_{\text{вор}}$:

$$\frac{m}{l_{\text{вор}}} = \frac{2F_A}{\ln \left[\frac{F_A}{F_C} v_{\text{уд}}^2 + 1 \right]}. \quad (2)$$

При постоянных значениях параметров F_A , F_C и $v_{\text{уд}}$ соотношение (2) постоянно, однако оно может меняться без увеличения скорости удара $v_{\text{уд}}$ для сегментированных ударников в зависимости от количества элементов, их разнесения, а также от формы носа головной части.

В (Федоров С.В. и др., 2013) была определена зависимость глубины воронок $l_{\text{вор}}$ пенетратора массой $m=5$ кг, $d_0=70$ мм в прочной каменной среде ($C=100$ МПа) от угла раствора конуса пенетратора в диапазоне от 0° до 20° для скоростей в диапазоне от 500 до 2500 м/с с интервалом 500 м/с. С учётом полученных данных для дальнейших расчётов можно записать ряд по форме $l_{\text{вор}}(v_{\text{уд}})$: 0,8 м (500 м/с), 2 м (1000 м/с), 3,8 м (1500 м/с), 5,8 м (2000 м/с), 7,8 м (2500 м/с).

4. Ударное нагружение пенетратора при внедрении в ИНТ

Для проведения измерений параметров ИНТ наиболее желательная глубина проникновения приборов научной аппаратуры 5–6 м. Принимая во внимание то, что согласно формуле (1) глубина воронки $l_{\text{вор}}$ в ИНТ пропорциональна массе пенетратора, значения $l_{\text{вор}}$ были пересчитаны для увеличения массы в семь раз,

т.е. для $m=35$ кг, сформирован ряд: 5,6 м (500 м/с), 14 м (1000 м/с), 26,6 м (1500 м/с), 40,6 м (2000 м/с), 54,6 м (2500 м/с). Как видно, приемлемая глубина воронки $l_{\text{вор}}=5,6$ м достигается при скорости ударного внедрения $v_{\text{уд}}=500$ м/с пенетратора массой $m=35$ кг.

При использовании выражений для напряжения ударного сжатия $\sigma_{\text{уд}} = m a_{\text{уд}} / S = m a_{\text{уд}} / \pi d_0^2$ и торможения $a_{\text{уд}} = v_{\text{уд}}^2 / 2l_{\text{вор}}$, возникающего при ударе, уравнение для напряжения ударного сжатия преобразуется к виду:

$$\sigma_{\text{уд}} = 2 \frac{m}{l_{\text{вор}}} \cdot \frac{v_{\text{уд}}^2}{\pi d_0^2}. \quad (3)$$

Используя для расчётов по формуле (3) данные по глубине воронки $l_{\text{вор}}=5,6$ м, созданной при скорости ударного внедрения $v_{\text{уд}}=500$ м/с пенетратора массой $m=35$ кг, получаем напряжение ударного сжатия $\sigma_{\text{уд}} \approx 205$ МПа.

В (Савиных А.С. и др., 2011) представлены экспериментально определенные значения откола в разных кристаллографических направлениях образцов монокристаллических сапфировых дисков толщиной 5 мм и диаметром 22 мм или 50 мм при ударном сжатии алюминиевой пластины толщиной 0,4 мм, разогнанной взрывными устройствами до скоростей 1200 ± 50 м/с, 1300 ± 50 м/с и 1550 ± 50 м/с. Показано, что максимальные значения откольной прочности $\sigma_{\text{отк}} \sim 12\text{--}13$ ГПа реализуются при максимальном напряжении ударного сжатия 16 ГПа, соответствующем скорости удара 1300 ± 50 м/с в образцах с ориентацией m (1010) и a (1020). При этом можно подобрать определенное сочетание параметров (размеры образцов, материал экрана и др.), при котором откол сапфира будет исключен.

Как видно, расчётное напряжение ударного сжатия $\sigma_{\text{уд}}$ существенно меньше вышеупомянутого значения экспериментальной определенной откольной прочности сапфира $\sigma_{\text{отк}}$: $\sigma_{\text{уд}} \ll \sigma_{\text{отк}}$, что подтверждает возможность применения его в пенетраторе для ударного внедрения в прочную каменную среду.

5. Особенности контактных исследований подповерхностных сред

Научная программа контактных исследований подповерхностных сред состоит из видеорегистрации и видеоанализа динамики ударного проникания пенетратора, а также включает специализированные исследования после его остановки: медико-биологические, теплофизические, физико-механические, электромагнитные, исследования структуры, компонентного и химического составов.

Ударное проникновение пенетратора в ИНТ является быстротекущим процессом, динамические

параметры которого определяют требования к скорости съёмки для видеорегистрации и последующего видеоанализа. При допущении, что характер такого движения равнозамедленный, время $t_{уд}$ до его полной остановки составит

$$t_{уд} = \frac{2l_{вор}}{v_{уд}}.$$

Считая, что за один кадр пенетратор сместится на $\Delta l_{пен} = 1$ см, формируя смаз изображения, общее количество кадров N_k за все время ударного внедрения можно рассчитать по формуле:

$$N_k = \frac{l_{вор}}{\Delta l_{пен}},$$

а скорость съёмки $v_{вк}$ видеокамеры

$$v_{вк} = \frac{N_k}{t_{уд}} = \frac{v_{уд}}{2\Delta l_{пен}}.$$

Тогда при скорости удара $v_{уд} = 1000$ м/с и глубине воронки $l_{вор} = 5$ м время ударного внедрения составит $t_{уд} = 10$ мс с общим числом кадров $N_k = 500$. Для обеспечения этого скорость съёмки должна быть не меньше $v_{вк} = 50000$ кадров/с, что вполне достижимо для современных высокоскоростных видеокамер.

Полученные изображения будут искажены: смазом от движения пенетратора; изменением чувствительности пикселей; влиянием шумов: внутреннего и импульсного, вызванного сбоем в работе сенсоров ПЗС-матрицы или их выходом из строя, гауссова шума – в электронных цепях и других причин и т.п.

Искажения смаза уменьшаются при использовании технологии временной задержки накопления «e2v» за счёт сканирования строк матрицы видеокамеры сонаправленно с движением ударного внедрения (Петрошенко М. и др., 2012). Дополнительная коррекция изображений возможна математико-компьютерными методами, в т.ч. с применением алгоритмов восстановления смазанных изображений. Время реализации одного из них при скорости компьютера ~ 1 млрд операций/с занимает всего $\sim 0,1$ с (Сизиков В.С. и др., 2013).

После остановки пенетратора начинаются специализированные исследования подповерхностной среды. Медико-биологические исследования *in situ* проводят через сапфировое окно на основе современных высокоразрешающих полупроводниковых приёмников изображения (Занин К.А. и др., 2022). Первым осуществляют поиск наличия признаков жизни: затем определяют структуру и компонентный состав веществ, по которым породу относят к вулканической, осадочной или метаморфной, восстанавливая картину прежних геологических процессов (Кораблев О.И. и др., 2010).

Спектрометром определяют химический состав входящих в вещество элементов. Набор родительских

молекул H_2O , NH_3 , NH_4SH_3 , H_2CO , CH_3OH , CH_3CN , HCN , H_2S , CO , CO_2 и CH_4 обнаруживается в спектральном диапазоне $\Delta\lambda_{рм} = 1-4$ мкм, т.е. внутри окна прозрачности сапфира:

$$\Delta\lambda_{рм} < \Delta\lambda_{сапф}.$$

Профили спектров минералов в основном узкие, а вид и положение можно точно определить, и при высоком спектральном разрешении это позволяет получить информацию об их физическом состоянии (Кораблев О.И. и др., 2010).

После удаления перегородки из льдокомпозиата и открытия канала к подповерхностной среде из пенетратора (точка А) выдвигается ГКЗ двунаправленного движения, подобный созданному для эксперимента ТЕРМО-ЛР на посадочном аппарате «ЛУНА-27» (рисунок 2а). Двигаясь подобно червяку в грунте и формируя в нём канал, ГКЗ также выполняет часть специализированных исследований: при физико-механических исследованиях определяются плотность, механические и деформационные характеристики, в теплофизических и электромагнитных – теплопроводность, теплоёмкость и диэлектрическая проницаемость, магнитная восприимчивость соответственно (Слюта Е.Н. и др., 2021). Введение в ГКЗ прозрачных сапфировых окон также может реализовать видеорегистрацию для видеоанализа и медико-биологических исследований подобные вышеописанным.

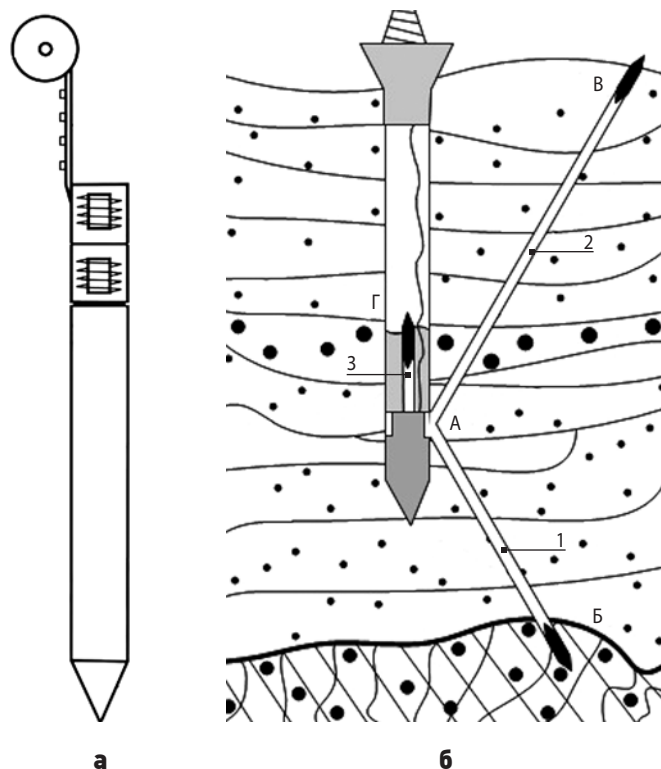


рисунок 2. Общий вид ГКЗ для эксперимента ТЕРМО-ЛР на посадочном аппарате «ЛУНА-27» (**а**), формирование тупикового 1 и сквозных 2, 3 каналов при движении ГКЗ в подповерхностной среде (**б**)

Наклонные траектории движения ГКЗ 1 и 2 (рисунок 2б), в зависимости от научной программы, могут создавать тупиковый (точка Б) и сквозной до поверхности ИНТ (точка В) каналы. Вертикальная траектория движения ГКЗ 3 позволяет также создать сквозной канал (точка Г) в засыпанном грунтом пенетраторе (из-за обрушения устья воронки) с выходом через отверстие от удаленной тыльной перегородки из льдокомпозита.

Достоинством сквозных каналов является возможность использования их для разных т.н. технологических целей, например для транспортировки капсулированных образцов грунта. Предполагается, что отбор, анализ и упаковка точечных проб подповерхностной среды с сохранением летучих веществ осуществляется специальными и/или капсулирующими устройствами для миссий с возвратом грунта на Землю (Литвак М.Л. и др., 2020).

6. Конструктивные особенности и возможности многофункциональных инерционных пенетраторов

В соответствии с вышеизложенным разработана конструкция многофункционального пенетратора (рисунок 3а). В зависимости от ударной нагрузки, возникающей при проникновении в ИНТ, корпус пенетратора может быть однородным, например, из вольфрама или сплавов на его основе (ВНЖ, ВНМ) – левая нижняя часть на рисунке 3а. Однако для пенетратора с составным корпусом (правая нижняя часть на рисунке 3а) выдерживаемая ударная нагрузка может достигать более высоких значений (Савиных А.С. и др., 2011), и этот вариант рассмотрен ниже.

Заостренный наконечник 1 выполнен из плотного металла, например на основе вольфрама, с учётом исключения возможности гидродинамического срабатывания с образованием потоков высокотемпературных паров, определяемого следующим соотношением скорости удара $v_{уд}$ и скорости звука в материале наконечника $v_{зв}$:

$$v_{уд} \leq 0,75 v_{зв}.$$

Пластина 2 изготовлена из высокотвердого керамического карбида бора (B_4C), используемого в специзделиях для поглощения ударной нагрузки за счёт растрескивания. Корпус 3 выполнен из меди, демпфирующей ударное импульсное нагружение; в нём создана камера 4 научной аппаратуры с введением сапфировой перегородки 5 в боковой стенке, а также подвижной шторки 6 и перегородки 7 из льдокомпозита в боковую или тыльную стенку. Кабель 8 используется для электрической связи с хвостовой частью пенетратора.

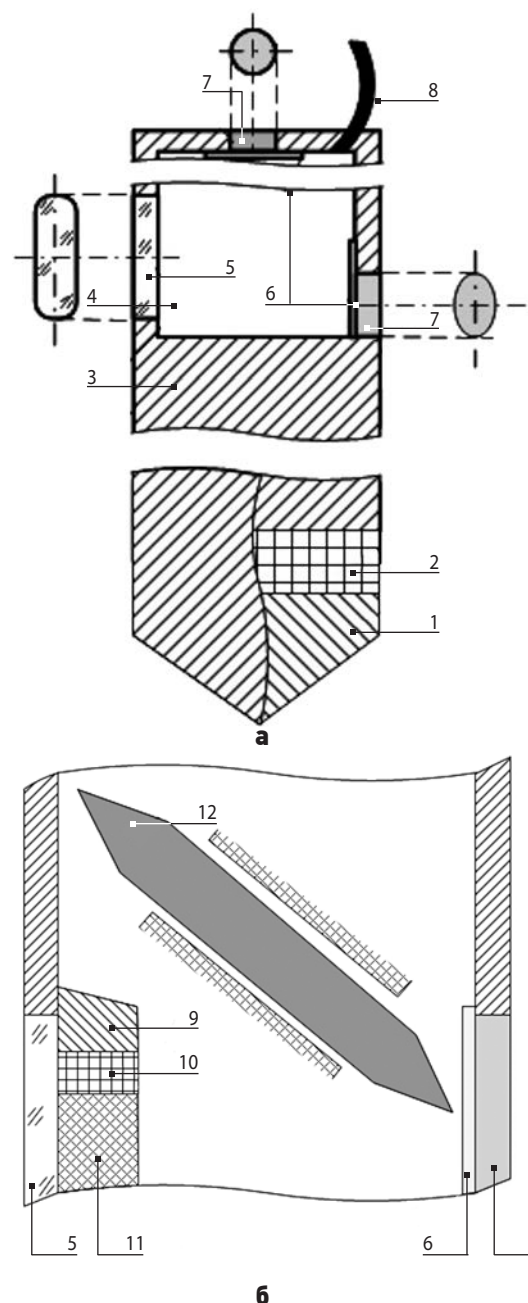


рисунок 3. Общий вид многофункционального пенетратора (а), размещение приборов внутри камеры научной аппаратуры 4: микроскопа 9, видеокамеры 10 и спектрометра 11 перед сапфировой перегородкой 5 и ГКЗ 12 перед перегородкой 7 из льдокомпозита (б)

При ударном внедрении наконечник 1, проникая в ИНТ, по мере движения звуковой волны давления передает ударную нагрузку на пластину 2, которая при перегрузке растрескивается, поглощая значительную часть энергии удара. Действие оставшейся части энергии демпфируется медной частью корпуса 3.

Видеокамера 10, расположенная перед сапфировой перегородкой 5 (рисунок 3б), производит съёмку структуры подповерхностной среды оптически (за счёт визуального контакта), регистрируя глубину и особенности ударного проникания в ИНТ для последующего видеонализа.

После остановки пенетратора реализуются специализированные исследования микроскопом 9 и спектрометром 11 через сапфировую перегородку; осуществляются медико-биологические исследования и изучение структуры, компонентного и химического составов, подобные вышеописанным; нагревом удаляется перегородка 7 из льдокомполита, обеспечивая доступ (прямой контакт) к подповерхностной среде, окружающей пенетратор, а подвижная шторка 6 используется для открытия шлюза.

заключение

Расширение функциональных возможностей пенетраторов достигается введением в их боковую и/или тыльную стенки корпуса головной части неудаляемой и/или удаляемой защитных перегородок из высокопрочного и оптически прозрачного искусственного сапфира и льдокомполита соответственно. Оптическая прозрачность искусственного сапфира и удаляемость льдокомполита позволяют обеспечить визуальный и прямой контакт с подповерхностной средой ИНТ для видеорегистрации с последующим видеоанализом динамики ударного проникновения пенетратора в ИНТ и проведения специализированных исследований.

Составная конструкция пенетратора, выполненная также из различных конструкционных материалов (в частности, заострённый наконечник из вольфрама или его сплавов ВНЖ, ВНМ – керамической пластины из высокотвердого карбида бора (B_4C) – медного корпуса), позволяет выдерживать высокие нагрузки в процессе ударного внедрения в ИНТ.

Авторы благодарят доктора химических наук, профессора, заведующего лаборатории криохимии (био)полимеров Института элементоорганических соединений им. А.Н. Несмеянова (ИНЭОС РАН, Москва) В.И. Лозинского за профессиональные консультации в области льдокомполитов, а также кандидата физико-математических наук, старшего научного сотрудника отдела экстремальных состояний вещества Федерального исследовательского центра проблем химической физики и медицинской химии РАН А.С. Савиных (ФИЦ ПХФ и МХ, г. Черноголовка, Московская обл.) за профессиональные консультации в области ударной прочности сапфиров.

список литературы

Занин К.А., Москатиньев И.В. Перспективы развития космических систем оптико-электронного наблюдения с учётом совершенствования полупроводниковых приёмников изображения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 3-10.

Кораблев О.И., Бондаренко А.В., Докучаев И.В., Иванов А.Ю. и др. Микроскоп-спектрометр проекта

ФОБОС-ГРУНТ // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2010. Т. 44, № 5. С. 431-436.

Леун Е.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Поляков А.А. и др. Обзор схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов // Космическая техника и технологии. 2022. № 2. С. 103-117.

Леун Е.В., Поляков А.А., Чалов С.А. К вопросу визуализации и проведения контактных исследований подповерхностных слоев грунта // Техника и технология нефтехимического и нефтегазового производства: материалы 13-й Междунар. науч.-техн. конф. / редколл.: В.А. Лихолобов и др. Омск, 2023. С. 105-106.

Литвак М.Л., Носов А.В., Козлова Т.О., Михальский В.И. и др. Глубинные грунтозаборные устройства для будущих российских лунных полярных миссий // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2020. Т. 54, № 3. С. 225-246.

Петрошенко М., Соломицкий Д. Технологии компании e2v // Компоненты и технологии. 2012. № 11. С. 80-85. URL: http://www.npk-photonica.ru/images/tehnologii_e2v.pdf (дата обращения: 09.07.2023).

Рогожин С.В., Чеверев В.Г., Вайнерман Е.С. и др. Способ получения искусственного льда // АС 1649218 СССР, МПК F 25 C 1/00, C 09 K 3/24. № 4694538; заявл. 23.05.89; опубл. 15.05.91.

Савиных А.С., Канель Г.И., Разоренов С.В. Прочность сапфира при откольном разрушении // Письма в Журнал технической физики. 2011. Т. 37, № 7. С. 8-15.

Сизиков В.С., Кирьянов К.А. Два быстрых алгоритма восстановления смазанных изображений // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 10. С. 24-30.

Слюта Е.Н., Маров М.Я., Дунченко А.Г., Маковчук В.Ю. и др. Эксперимент Термо-ЛР на посадочном аппарате Луна-27: изучение теплофизических, физико-механических и электромагнитных свойств лунного грунта // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2021. Т. 55, № 5. С. 454-475.

Федоров С.В., Федорова Н.А. Влияние импульса реактивной тяги на глубину проникновения исследовательского зонда в грунт планеты // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 1. С. 148-157.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-й годовщине предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Petorvic J.J. Review Mechanical properties of ice and snow // January Journal of Materials Science. 2003. Vol. 38. P. 1-6. DOI: 10.1023/A:1021134128038.

Статья поступила в редакцию 11.09.2023

Статья после доработки 12.09.2023

Статья принята к публикации 12.09.2023

ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ И ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ АЛЮМИНИЕВЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ВНУТРЕННЕЙ ПОЛОСТИ ОПТИЧЕСКИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

CREATION PROSPECTS AND APPLICATION FEATURES OF THERMAL CONTROL COATINGS OF ALUMINIUM STRUCTURAL ELEMENTS OF THE INTERNAL CAVITY OF SPACECRAFT OPTICAL SYSTEMS



А.О. Штокал¹,
кандидат
технических наук,
siaauthemocl@yandex.ru;
A.O. Shtokal



Е.В. Рыков¹,
RykovEV@laspace.ru;
E.V. Rykov



О.П. Баженова²,
bazhenova_laspace@
mail.ru;
O.P. Bazhenova



С.В. Шостак²,
кандидат
технических наук,
shostaksv@laspace.ru;
S.V. Shostak

Указаны особенности применения терморегулирующих покрытий алюминиевых конструктивных элементов внутренней полости оптических систем космических аппаратов. Приводятся данные о перспективных терморегулирующих покрытиях на алюминиевых сплавах. Проанализированы спектральные коэффициенты отражения изучаемых терморегулирующих покрытий в диапазоне длин волн 3–20 мкм. Рассчитаны коэффициенты отражения ρ и коэффициенты теплового излучения ε рассматриваемых терморегулирующих покрытий. Сделаны выводы о критериях подбора и способах совершенствования терморегулирующих покрытий алюминиевых конструктивных элементов внутренней полости оптических систем космических аппаратов.

The article covers application features of thermal control coatings of aluminium structural elements of the internal cavity of spacecraft optical systems. Data on promising thermal control coatings on aluminium alloys are presented. The spectral return factors of the studied thermal control coatings in the wavelength range of 3–20 μm are analyzed. Return factors ρ and thermal emissivity factors ε of the considered thermal control coatings are calculated. Conclusions about the selection criteria and methods for improving the thermal control coatings of aluminum structural elements of the internal cavity of spacecraft optical systems are drawn.

¹ Филиал АО «НПО Лавочкина», Россия, г. Калуга.
Affiliate of Lavochkin Association, JSC, Russia, Kaluga.

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

Ключевые слова:

*алюминиевый сплав;
оксидирование;
коэффициент отражения;
коэффициент теплового излучения;
космический аппарат;
оптическая система;
терморегулирующее покрытие.*

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.012

ВВЕДЕНИЕ

Значительное количество космических аппаратов (КА) оснащаются оптическими системами. Это связано с высокой эффективностью научных наблюдений с околоземной орбиты: отсутствует искажение и поглощение электромагнитного излучения наблюдаемого внеземного объекта атмосферой Земли, имеется возможность свободного и одновременного наблюдения удалённых объектов земной поверхности в разных спектрах электромагнитного излучения.

Практически все оптические системы КА являются прецизионными – в них имеются конструктивные элементы, обеспечивающие точность взаимного расположения оптики, регулировку требуемого её расположения с минимально возможной дискретностью; бленды, отсекающие паразитное излучение и повышающие качество получаемой оптической системой информации; нагреватели, обеспечивающие оптимальный температурный режим функционирования оптики; приборы, осуществляющие обработку поступающей информации о наблюдаемом объекте.

Для качества получаемой оптической системой информации существенное значение имеет минимизация излучения, отражённого внешними поверхностями конструктивных элементов оптической системы, а также недопущение его попадания в оптический тракт и чувствительные элементы приборов.

При разработке конструктивных элементов внутренней полости оптических систем КА используются следующие подходы к решению обозначенной задачи:

- применение в конструкции внутренней полости оптических систем кольцевых диафрагм, подавляющих паразитное излучение, образующееся при отражении от поверхностей оптической системы (Яскович А.Л., Власенко О.В., Макаров В.П., 2014);
- применение поглощающих покрытий на внешних поверхностях конструктивных элементов внутренней полости оптической системы (Шугаров А.С., Саванов И.С., Кузин С.В., 2014).

Key words:

*aluminium alloy;
oxidation;
return factor;
thermal emissivity;
spacecraft;
optical system;
thermal control coating.*

В качестве поглощающих покрытий внешних поверхностей конструктивных элементов внутренней полости оптической системы используются терморегулирующие покрытия, способные наряду с обеспечением требуемых параметров излучения (поглощения) в заданном диапазоне длин волн успешно функционировать в условиях эксплуатации оптической системы КА на целевой орбите.

Таким образом, терморегулирующие покрытия конструктивных элементов внутренней полости оптических систем должны обладать следующими эксплуатационными характеристиками:

- высоким коэффициентом излучения (поглощения);
- высокими защитными свойствами, не допускающими изменения покрытий и металлической подложки в процессе наземной эксплуатации;
- стойкостью к тепловым расширениям в пределах эксплуатационной температуры;
- высокой адгезией к металлической подложке, а также между слоями покрытия, если оно является многослойным;
- стойкостью к факторам космического пространства (ионизирующее излучение, атомарный кислород, высокий вакуум);
- низким уровнем газовой выделенности в условиях эксплуатации (Мошнеев А.А., Ильясов М.Ф., Зверев А.В. и др., 2014).

В связи с необходимостью одновременного удовлетворения приведённых выше требований в условиях эксплуатации значительную сложность представляет задача подбора и формирования пригодных терморегулирующих покрытий.

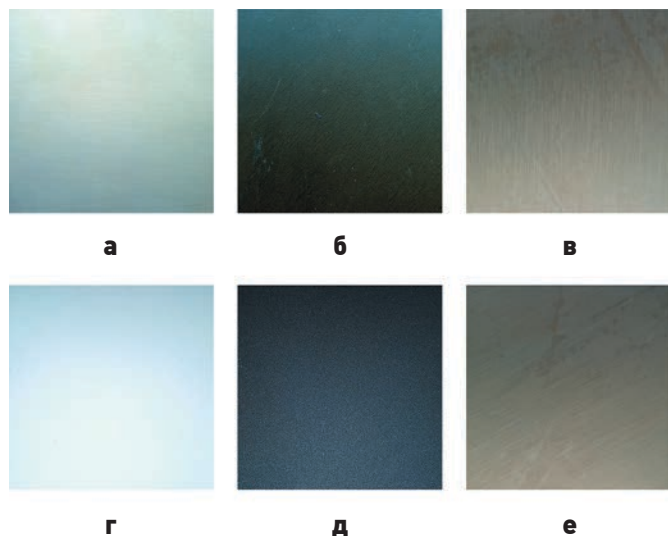
1. Подбор и формирование терморегулирующих покрытий экспериментальных образцов

В качестве материала наибольшей номенклатуры деталей оптических систем КА применяются алюминиевые сплавы. Исходя из этого, в качестве подложки экспериментальных образцов был выбран

лист из алюминиевого сплава АМг6 толщиной 2 мм. Представляет практический интерес масштабный фактор – как зависят терморегулирующие свойства сформированного покрытия от размера подложки той же толщины, при этом необходимо сравнить параметры сформированного покрытия в различных участках крупногабаритного образца. Для этого в качестве экспериментального образца изготовили диск из алюминиевого сплава АМг6 диаметром 420 мм и толщиной 2 мм.

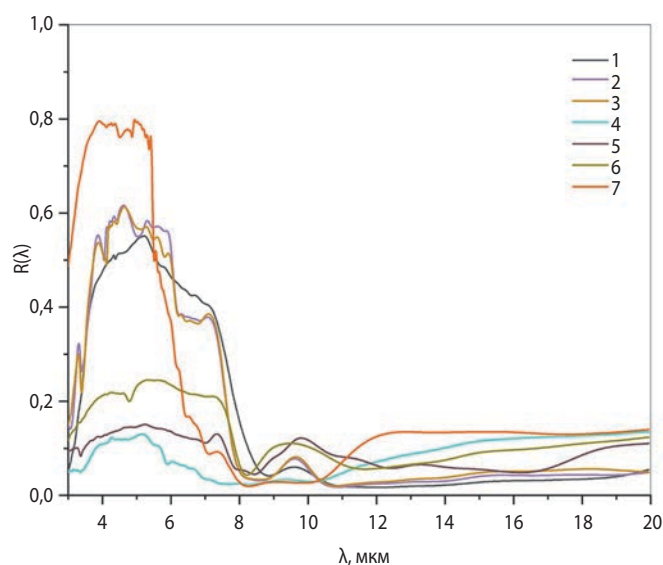
В процессе изучения технологических возможностей воздействия на сформированное покрытие с целью управления терморегулирующими свойствами покрытия необходимо произвести механическую шлифовку одной стороны экспериментального образца.

Экстраполяция графика зависимости коэффициента теплового излучения от температуры поверхности, приведённая в работе (Тораби М., Азис А., Саедодин С., 2012), показывает перспективность использования оксидных покрытий на алюминиевой подложке. Наиболее технологически освоенным, наименее пористым покрытием, обеспечивающим высокие защитные свойства, является оксидное покрытие алюминиевых сплавов, выполняемое анодированием. Также имеются сведения (Вахтеев Е.В.,



- а** – покрытие Ан.Окс.нхр с последующей механической шлифовкой;
б – анодно-окисное покрытие, сформированное в серно-щавелевокислом электролите;
в – покрытие Ан.Окс.нхр крупногабаритной поверхности, участок 1;
г – покрытие Ан.Окс.нхр крупногабаритной поверхности, участок 2;
д – МДО-покрытие Мд.Окс.чёрный;
е – МДО-покрытие Мд.Окс.белый.

рисунок 1. Экспериментальные образцы с оксидными покрытиями



- 1** – покрытие Ан.Окс.нхр;
2 – покрытие Ан.Окс.нхр крупногабаритной поверхности, участок 1;
3 – покрытие Ан.Окс.нхр крупногабаритной поверхности, участок 2;
4 – анодно-окисное покрытие, сформированное в серно-щавелевокислом электролите;
5 – интерференционное металлокерамическое покрытие из 10 слоёв, наносимое в вакууме по технологии ИТПЭ РАН;
6 – МДО-покрытие Мд.Окс.чёрный;
7 – МДО-покрытие Мд.Окс.белый.

рисунок 2. Спектральный коэффициент отражения экспериментальных образцов в диапазоне длин волн 3–20 мкм

Михеев А.Е., 2011) об успешном формировании терморегулирующих покрытий методом микродугового оксидирования алюминиевых сплавов, при этом достигнуты следующие эксплуатационные характеристики: коэффициент теплового излучения ϵ до 0,83, удельное сопротивление от 10^4 до 10^8 Ом·м.

В качестве терморегулирующих покрытий экспериментальных образцов были выбраны:

- анодно-окисное, наполненное в растворе хроматов Ан.Окс.нхр, выполненное согласно ГОСТ 9.301-86 (ГОСТ 9.301-86, 2010), с последующей механической шлифовкой с использованием пневмо-полировальной машины и без неё;
- анодно-окисное, наполненное в растворе хроматов Ан.Окс.нхр, выполненное согласно ГОСТ 9.301-86, сформированное на поверхности крупногабаритной подложки;
- анодно-окисное, сформированное в серно-щавелевокислом электролите, состоящем из 180–250 г/л серной кислоты, 10–20 г/л щавелевой кислоты, 1,5–2,5 г/л азотнокислого магния, 1,5–2,5 г/л азотнокислого марганца, 0,2–1,0 г/л

уротропина, при температуре 15–30°C, анодной плотности тока 1,0–2,5 А/дм², напряжении 15–20 В; режимы формирования подобраны эмпирически исходя из требований по защитной способности, электрическому сопротивлению и стойкости к пробойному напряжению, а также для придания покрытию терморегулирующих свойств;

- интерференционное металлокерамическое покрытие из десяти слоёв, наносимое в вакууме по технологии ИТПЭ РАН;
- МДО-покрытие Мд.Окс.чёрный, сформированное согласно ГОСТ Р 9.318-2013 (ГОСТ Р 9.318-2013, 2014);
- МДО-покрытие Мд.Окс.белый, сформированное согласно ГОСТ Р 9.318-2013.

Внешний вид экспериментальных образцов с оксидными покрытиями приведён на рисунке 1.

Для адекватности полученных экспериментальных данных исследовали одинаковую площадь терморегулирующего покрытия на каждом экспериментальном образце.

2. Методика определения терморегулирующих свойств покрытий

Измерение спектрального коэффициента отражения $R(\lambda)$ в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм на экспериментальных образцах проводилось на Фурье-спектрометре «Frontier» с приставкой отражения

«Mid-IR IntegratIR» фирмы «Perkin Elmer» абсолютным методом Тейлора.

Результаты измерений спектрального коэффициента отражения $R(\lambda)$ экспериментальных образцов в графическом виде представлены на рисунке 2.

Ввиду отсутствия видимых различий на графиках спектрального коэффициента отражения $R(\lambda)$ покрытия Ан.Окс.нхр с последующей механической шлифовкой и без неё на рисунке 2 представлен только спектральный коэффициент отражения $R(\lambda)$ покрытия Ан.Окс.нхр.

Измерение спектральных коэффициентов отражения $R(\lambda)$ было осуществлено в соответствии с ГОСТ Р 59313-2021 (ГОСТ Р 59313-2021, 2021). Значения коэффициентов отражения вычислены по формуле:

$$\rho = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \rho_{\lambda} I_{0\lambda} d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{0\lambda} d\lambda}.$$

где ρ_{λ} – значения спектрального коэффициента отражения, измеренные на спектральных приборах в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм; λ_1 – нижний предел интегрирования 3 мкм; λ_2 – верхний предел интегрирования 20 мкм; $I_{0\lambda}$ – значения интенсивности спектрального распределения Планка при температуре 20°C в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм.

Сумма всех трёх видов излучения, а именно излучаемого объектом, отражённого от объекта, проходящего через объект, принимается равной 1 (Аксенова Д.К., Довгялло А.И., Сармин Д.В., Угланов Д.А.

таблица 1 – Коэффициенты отражения ρ и коэффициенты теплового излучения ϵ терморегулирующих покрытий экспериментальных образцов

№	терморегулирующее покрытие экспериментального образца	коэффициент отражения ρ	коэффициент теплового излучения ϵ
1	покрытие Ан.Окс.нхр	0,138	0,862
2	покрытие Ан.Окс.нхр крупногабаритной поверхности, участок 1	0,134	0,866
3	покрытие Ан.Окс.нхр крупногабаритной поверхности, участок 2	0,134	0,866
4	анодно-окисное покрытие, сформированное в серно-щавелевокислом электролите	0,071	0,929
5	интерференционное металлокерамическое покрытие из 10 слоёв, наносимое в вакууме по технологии ИТПЭ РАН	0,087	0,913
6	МДО-покрытие Мд.Окс.чёрный	0,117	0,883
7	МДО-покрытие Мд.Окс.белый	0,150	0,850

и др., 2017): $\varepsilon + \rho + \tau = 1$. В нашем случае коэффициентом пропускания можно пренебречь, таким образом, формула примет вид: $\varepsilon + \rho = 1$, используем её для вычисления коэффициентов теплового излучения ε на основе вычисленных ранее коэффициентов отражения ρ : $\varepsilon = 1 - \rho$.

Вычисленные коэффициенты для каждого экспериментального образца приведены в таблице 1.

Известно, что закон смещения Вина устанавливает зависимость длины волны, на которой спектральная плотность потока излучения поверхности достигает своего максимума, от температуры поверхности: $\lambda_{\max} = b/T$,

где $\lambda_{\max}$ – длина волны излучения с максимальной интенсивностью, м; b – постоянная Вина, $b = 0,002898 \text{ м} \cdot \text{К}$; T – температура излучающей поверхности, К.

Например, для температуры поверхности 36°C конструктивного элемента внутренней полости оптической системы КА длина волны излучения с максимальной интенсивностью будет равна $\lambda_{\max} = 0,002898/309 = 9,38 \cdot 10^{-6} \text{ м} = 9,38 \text{ мкм}$

В случае разработки конструктивного элемента внутренней полости оптической системы, важнейшей эксплуатационной характеристикой которого является тепловое излучение (нагревателя, корпуса прибора, радиатора), важно учитывать не только интегральное значение коэффициента теплового излучения в диапазоне длин от 3 до 20 мкм, но и монохромное значение коэффициента теплового излучения на длине волны излучения с максимальной интенсивностью, зависящей от рабочей температуры конструктивного элемента.

3. Анализ результатов

Среди всех рассмотренных терморегулирующих покрытий наибольшими значениями коэффициентов теплового излучения в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм обладают:

- МДО-покрытие Мд.Окс.чёрный $\varepsilon = 0,883$;
- интерференционное металлокерамическое покрытие из десяти слоёв, наносимое в вакууме по технологии ИТПЭ РАН, $\varepsilon = 0,913$;
- анодно-окисное покрытие, сформированное в серно-щавелевокислом электролите $\varepsilon = 0,929$.

Значимого влияния последующей механической обработки (механической шлифовки) на терморегулирующие свойства покрытия Ан.Окс.нхр не выявлено.

Терморегулирующие свойства покрытия Ан.Окс.нхр на крупногабаритной подложке на участках 1 и 2 имеют одинаковые значения – коэффициент отражения в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм $\rho = 0,134$; коэффициент теплового излучения в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм $\varepsilon = 0,866$, что говорит о незначительных локальных различиях сформированного покрытия в пределах поверхности крупногабаритного образца; имеются незначительные расхождения спектральных коэффициентов отражения в окрестности длины волны 6 мкм и в интервале длин волн от 13 до 18 мкм, не оказывающие, однако, влияния на интегральные значения терморегулирующих свойств покрытия.

Обнаружено незначительное различие терморегулирующих свойств покрытия Ан.Окс.нхр на небольшом и крупногабаритном экспериментальных образцах (коэффициенты отражения в диапазоне длин волн 3–20 мкм ρ составляют 0,138 и 0,134 соответственно; коэффициенты теплового излучения в диапазоне длин волн 3–20 мкм составляют 0,862 и 0,866 соответственно), что свидетельствует о слабом влиянии на терморегулирующие свойства покрытия Ан.Окс.нхр габаритов покрываемой металлической подложки.

У МДО-покрытия Мд.Окс.белый, покрытия Ан.Окс.нхр на крупногабаритной поверхности образца, покрытия Ан.Окс.нхр наблюдается существенный рост спектрального коэффициента отражения в диапазоне длин волн от 3 до 7,5 мкм. Данные покрытия нежелательно применять в конструктивных элементах внутренней полости оптической системы, важнейшей эксплуатационной характеристикой которых является тепловое излучение, при температурах эксплуатации от 111°C .

Если рабочая температура поверхности конструктивного элемента внутренней полости оптической системы КА, важнейшей эксплуатационной характеристикой которого является тепловое излучение, находится в узкой окрестности 36°C , следует применять в качестве терморегулирующих такие покрытия, как Ан.Окс.нхр; анодно-окисное, сформированное в серно-щавелевокислом электролите; МДО-покрытие Мд.Окс.белый.

Заключение

Согласно проведённым исследованиям важнейшими критериями подбора терморегулирующих покрытий являются коэффициенты теплового излучения в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм. В том случае,

если важнейшей эксплуатационной характеристикой конструктивного элемента внутренней полости оптической системы КА является тепловое излучение, необходимо также учитывать спектральный коэффициент отражения покрытия в окрестности длины волны, соответствующей рабочему диапазону оптической системы.

Среди изученных покрытий наибольшими коэффициентами теплового излучения в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм обладают: МДО-покрытие Мд.Окс. чёрный; интерференционное металлокерамическое покрытие из десяти слоёв, наносимое в вакууме по технологии ИТПЭ РАН; анодно-окисное покрытие, сформированное в серно-щавелевокислом электролите; в узкой окрестности рабочей температуры 36°C лучше излучают такие покрытия как Ан.Окс.нхр; анодно-окисное, сформированное в серно-щавелевокислом электролите; МДО-покрытие Мд.Окс.белый; наиболее равномерным излучением в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм обладает интерференционное металлокерамическое покрытие из десяти слоёв, наносимое в вакууме по технологии ИТПЭ РАН.

Габариты покрываемой металлической подложки и последующая механическая обработка (механическая шлифовка) слабо влияют на терморегулирующие свойства покрытия Ан.Окс.нхр; также в пределах крупногабаритной поверхности подложки эти свойства покрытия меняются незначительно.

Имеются сведения (Алякрецкий Р.В., Брокс А.А., Ан А.Д., Гирн А.В., 2012) о возможности управления терморегулирующими свойствами МДО-покрытий на алюминиевых сплавах путём оптимизации технологических режимов формирования МДО-покрытий: состава электролита, а также расстояния между электродами, что представляется весьма перспективным с точки зрения создания терморегулирующего покрытия с заранее заданными эксплуатационными характеристиками.

Можно заключить, что наиболее перспективными покрытиями алюминиевых сплавов с точки зрения достижения заранее заданных терморегулирующих свойств оказываются такие, которые обладают наиболее гибкими возможностями регулирования технологических параметров своего формирования: состава электролита, токовых режимов, времени экспозиции, расположения покрываемой поверхности детали относительно электрода, а также химического и структурного состава формируемых слоёв.

список литературы

Аксенова Д.К., Довгялло А.И., Сармин Д.В., Угланов Д.А. и др. Определение коэффициента излучения

материалов ограждающих конструкций при проведении энергетического обследования: Методические указания к лабораторной работе. Самара: Самар. нац. исслед. ун-т им. академика С.П. Королёва (Самарский университет), 2017. 29 с.

Алякрецкий Р.В., Брокс А.А., Ан А.Д., Гирн А.В. Исследование влияния технологических режимов МДО обработки на терморadiaционные свойства терморегулирующих покрытий элементов КА // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2012. Т. 1, № 8. С. 35.

Вахтеев Е.В., Михеев А.Е. Разработка технологии нанесения терморегулирующих покрытий на элементы космических аппаратов методом микродугового оксидирования // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2011. Т. 1, № 7. С. 37-38.

ГОСТ 9.301-86. Единая система защиты от коррозии и старения. Покрытия металлические и неметаллические неорганические. Общие требования. М.: ФГУП «Стандартинформ», 2010. 15 с.

ГОСТ Р 59313-2021. Системы космические. Методы измерения коэффициента поглощения солнечного излучения и коэффициента теплового излучения терморегулирующих покрытий и материалов. М.: ФГУП «Стандартинформ», 2021. 20 с.

ГОСТ Р 9.318-2013. Единая система защиты от коррозии и старения. Покрытия нанокристаллические неметаллические неорганические, полученные методом микродугового оксидирования на алюминии и его сплавах. Общие требования и методы контроля. М.: ФГУП «Стандартинформ», 2014. 16 с.

Мошнеев А.А., Ильясов М.Ф., Зверев А.В. и др. Особенности конструкции телескопа Т-170М // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 53-60.

Тораби М., Азис А., Саедодин С. Применение полусферических радиационных экранов со степенью черноты, зависящей от температуры, для снижения теплообмена между двумя концентрическими полусферами // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 4. С. 497-505.

Шугаров А.С., Саванов И.С., Кузин С.В. Приемники излучения в проекте «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 86-91.

Яскович А.Л., Власенко О.В., Макаров В.П. Оптическая схема телескопа Т-170М комплекса научной аппаратуры «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 61-65.

Статья поступила в редакцию 27.07.2023 г.

Статья после доработки 27.07.2023 г.

Статья принята к публикации 27.07.2023 г.

МЕТОДИКА РАСЧЁТА КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТРАНСПОРТНЫХ КАНАЛОВ КАПИЛЛЯРНЫХ ВНУТРИБАКОВЫХ УСТРОЙСТВ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ КОСМИЧЕСКИХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

CALCULATION PROCEDURE FOR DESIGN PARAMETERS OF TRANSPORT CHANNELS OF CAPILLARY IN-TANK DEVICES FOR SPACE PROPULSION SYSTEMS PROPELLANT TANKS



Л.Г. Александров¹,
кандидат
технических наук,
*AleksandrovLG@
laspace.ru;*
L.G. Aleksandrov



С.Б. Константинов¹,
доцент, кандидат
технических наук,
konstantinov@laspace.ru;
S.B. Konstantinov



А.В. Корольков²,
профессор,
доктор физико-
математических наук,
an_korolkov@mail.ru;
A.V. Korolkov



В.Б. Сапожников²,
профессор, доктор
технических наук,
sapozhnikov47@mail.ru;
V.B. Sapozhnikov

На примере варианта конструкции внутрибакового устройства капиллярного типа топливного бака космической двигательной установки, имеющего в своём составе транспортные каналы, представлена расчётная зависимость площади поперечного сечения транспортного канала клиновидной формы, занятого жидкостью, от величины телесного угла клина и смачивающих свойств жидкости. Показано использование полученной зависимости в методике расчёта гидравлических потерь жидкого компонента топлива в транспортном канале. Дан критерий оценки работоспособности транспортного канала с учётом соотношения гидравлических потерь в потоке жидкости и капиллярных сил в его поверхностном слое.

Using the example of a design option of the capillary-type intra-tank device of a space propulsion propellant tank including transport channels, the calculation dependence is presented of the cross-sectional area of the wedge-shaped transport channel occupied by liquid on the value of the solid angle of the wedge and the wetting properties of the liquid. Implementation of the obtained dependence is shown for calculating the liquid propellant component hydraulic losses in the transport channel. The criterion for evaluating the performance of a transport channel is given, considering the hydraulic losses ratio in the fluid flow and capillary forces in its surface layer.

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

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.
Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

Ключевые слова:

космическая двигательная установка;
топливный бак;
внутрибаковое устройство капиллярного типа;
транспортный канал;
телесный угол; смачиваемость;
гидравлическое сопротивление;
капиллярные силы;
поверхностный слой жидкости.

Keywords:

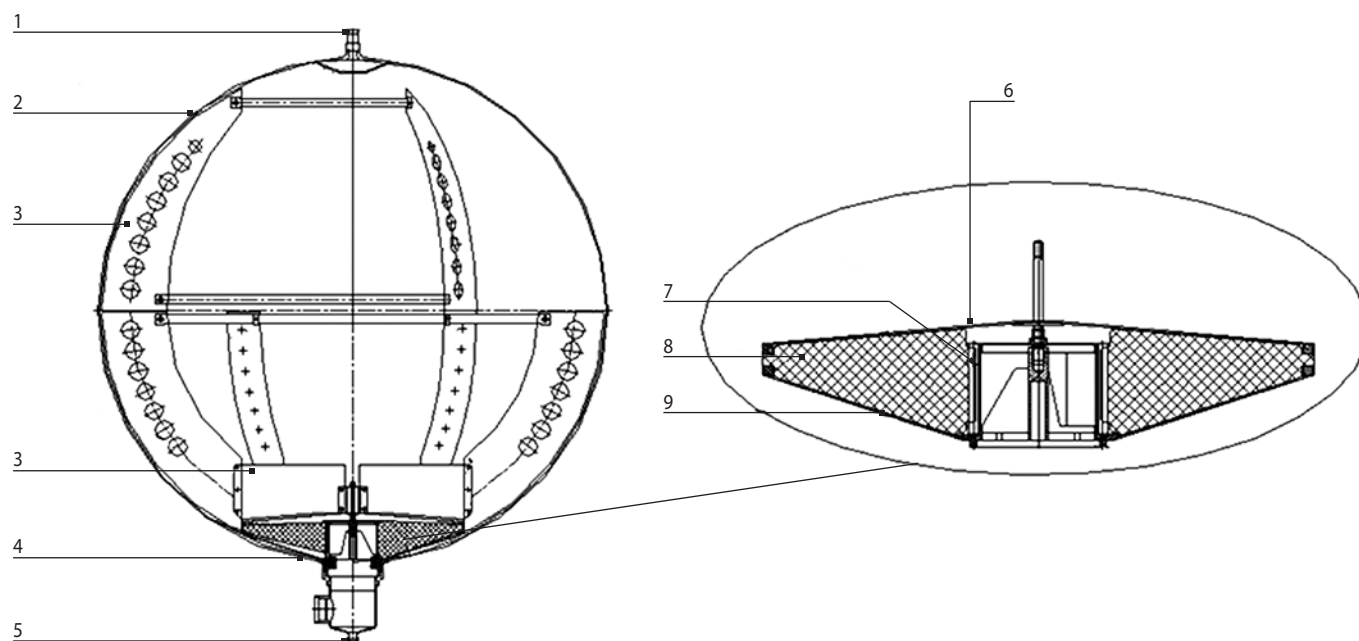
space propulsion system;
propellant tank;
in-tank capillary device;
transport channel;
solid angle; wettability;
hydraulic resistance;
capillary forces;
liquid surface layer.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.013

ВВЕДЕНИЕ

В процессе развития космических жидкостных двигательных установок многоразового включения появились разнообразные конструкции внутрибаковых устройств топливных баков, обеспечивающие в условиях космического полёта отсутствие газовых включений в жидких компонентах топлива на выходе из топливных баков. Отечественное космическое ракетное двигателестроение с целью обеспечения многократного запуска космических двигательных установок (КДУ) давно и успешно использует в качестве внутрибаковых устройств разделительные металлические диафрагмы, металлические сильфоны и эластичные вытеснительные устройства в виде мешков из химически стойких плёночных материалов (Челомей В.Н., 1978; Ушаков В.В. и др., 2020).

Осваивается применение внутрибаковых устройств капиллярного типа (Багров В.В. и др., 1997; Новиков Ю.М. и др., 2021). Работа последних основана на превалирующем действии силы поверхностного натяжения на границе раздела «газ – жидкость – твёрдая поверхность» в условиях малой гравитации над массовой силой. Применение внутрибаковых устройств капиллярного типа (ВБУ КТ) при схожих или нескольких лучших массовых характеристиках, чем у других типов упомянутых конструкций внутрибаковых устройств, позволяет реализовать более высокую степень выработки компонентов топлива, нежели в случае применения металлических диафрагм, или обеспечить практически неограниченный рабочий ресурс по сравнению с применением эластичных вытеснительных устройств из неметаллических материалов.



1 – штуцер наддувный; 2 – оболочка бака; 3 – перегородки ВБУ КТ;
4 – фазоразделитель; 5 – штуцер топливный; 6 – внешний верхний сетчатый экран;
7 – внутренний сетчатый экран; 8 – лепесток; 9 – внешний нижний сетчатый экран.

рисунок 1. Эскиз топливного бака с ВБУ КТ

1. Особенности конструкции рассматриваемого варианта ВБУ КТ

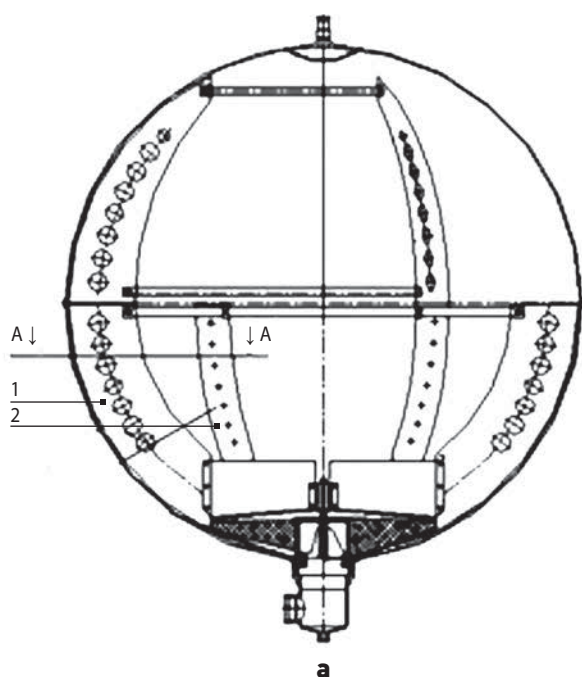
В работе рассматривается вариант конструкции ВБУ КТ топливного бака космической двигательной установки на жидких компонентах топлива, представленный на рисунке 1. Как правило, в составе КДУ имеются двигатели коррекции и двигатели системы стабилизации и ориентации, работу которых в непрерывных или импульсных режимах должно обеспечивать рассматриваемое ВБУ КТ. В топливных баках с ВБУ КТ жидкие компоненты топлива через тонкий поверхностный слой граничат с объёмом вытесняющего газа. В условиях микрогравитации граница раздела «газ – жидкость» стремится принять форму с минимальной поверхностной энергией, т.е. принимает сферическую форму или близкую к ней. При эволюциях КА вокруг центра масс или коррекциях с перемещением по траектории полёта граница раздела «газ – жидкость» может разрушаться, образуя в жидких компонентах топлива долго не объединяющиеся друг с другом газовые пузыри или капли жидкости в газовой области топливного бака. Основной объём жидкого компонента топлива за счёт сил адгезии прилипает к внутренней поверхности стенок бака, а также содержится в полостях ВБУ. Поэтому конструкция ВБУ КТ должна создавать условия, когда силы поверхностного натяжения на границе раздела «газ – жидкость – твёрдая поверхность» способствуют преимущественному расположению

некоторого объёма компонента топлива в области выходного штуцера топливного бака для обеспечения запуска и последующей работы двигателей КДУ. В рассматриваемой конструкции ВБУ КТ – это меридиональные и радиальные перегородки.

Для предотвращения попадания газовых включений вместе с жидким компонентом топлива из бака в топливную магистраль в состав ВБУ КТ должен входить фазоразделитель. В данной конструкции ВБУ КТ фазоразделитель, расположенный под радиальными перегородками, установлен на нижней полусфере топливного бака перед штуцером бака для выхода топлива к двигателям.

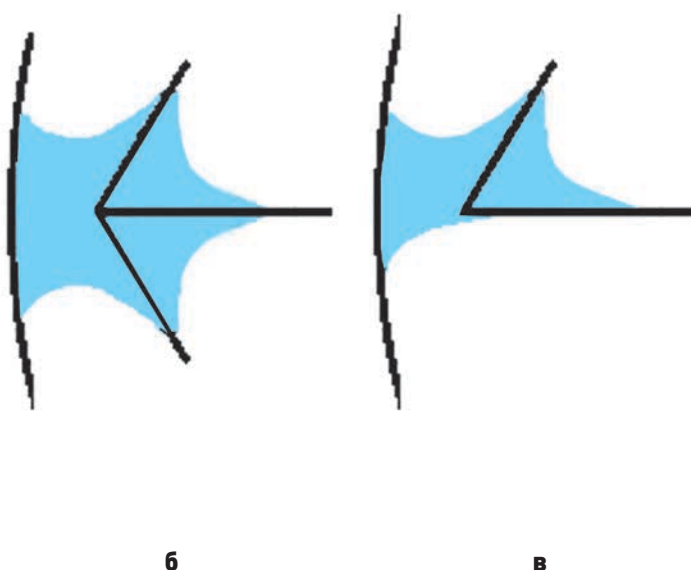
В условиях космического полёта часть жидкого компонента топлива может оказаться вне связи с областью расположения основного объёма компонента у фазоразделителя и выходного штуцера бака. Чтобы связь периферийных объёмов топлива с основным объёмом топлива не прерывалась, в состав конструкции ВБУ КТ должны входить конструктивные элементы, осуществляющие эту связь. Это, например, транспортные каналы, сформированные отбортовками меридиональных перегородок (см. рисунок 2).

В условиях малой гравитации транспортные каналы клиновидной формы в поперечном сечении под действием силы поверхностного натяжения жидкости заполнены жидким компонентом топлива. При работе двигателей КДУ по ним транспортируется компонент топлива с периферии бака в область расположения основного объёма компонента топлива у выходного



A-A вариант 1

A-A вариант 2



а – Схема конструкции ВБУ КТ: **1** – меридиональная перегородка большая, **2** – меридиональная перегородка малая; **б** – транспортный канал большой; **в** – транспортный канал малый.

рисунк 2. Варианты конструктивного исполнения транспортных каналов

штуцера с необходимым для работы двигателей массовым расходом компонента.

2. К выбору числа меридиональных перегородок

Для сбора жидкого компонента топлива в нижней полусфере бака под действием сил поверхностного натяжения в составе ВБУ КТ имеются перегородки, расположенные в меридиональных сечениях топливного бака. Причём в нижней части бака их больше. У выходного штуцера в нижней части меридиональные перегородки переходят в радиальные перегородки, образующие над фазоразделителем клиновые полости. Меридиональные перегородки делят объём жидкости в баке на такое количество равных долей, для которых отношение массовой силы к силе поверхностного натяжения, выраженное числом Бонда (B_o), меньше единицы:

$$B_o = \frac{\rho_{\text{ж}}}{\sigma_{\text{ж}}} \cdot a \cdot l^2.$$

где $\rho_{\text{ж}}$, $\sigma_{\text{ж}}$ – плотность и коэффициент поверхностного натяжения жидкости соответственно; a – действующее ускорение; l – характерный размер, масштаб которого рассчитывается по формуле

$$l_o = \sqrt{\frac{\sigma_{\text{ж}}}{\rho_{\text{ж}} \cdot a}}. \quad (1)$$

Выражение (1) получило название «капиллярное число». Число меридиональных и радиальных перегородок, как правило, оптимизируется на основе анализа отношения массы перегородок к величине удерживающей жидкость между перегородками силы поверхностного натяжения в моменты действия продольных и боковых ускорений от работающих двигателей КА. Для уменьшения веса конструкции ВБУ на практике число меридиональных перегородок выбирается в области значений $B_o < 100$, в которой действие силы поверхностного натяжения становится заметным. Так, например, в топливном баке ДУ космического аппарата «Купон» оптимальным по действию силы поверхностного натяжения топлива было признано число меридиональных перегородок, равное 16. Однако для снижения массы ВБУ КТ конструкция была выполнена с числом перегородок, равным 12.

При этом, чтобы жидкость внутри клиновых полостей удерживалась, а газовые включения вытеснялись из жидкостного элемента клиновой полости, для значения угла клина α должно выполняться неравенство:

$$(\Theta + \alpha/2) < \pi/2,$$

где Θ – угол смачивания твёрдой поверхности перегородки жидкостью.

3. К выбору конструктивных параметров транспортного канала

Самая простая конструкция транспортного канала реализуется в форме канала с открытым руслом, сформированного в виде идущего в меридиональной плоскости от верхнего полюса бака к нижнему полюсу зазора между внутренней поверхностью топливного бака и отбортовкой меридиональной перегородки. На рисунке 2 приведены варианты транспортных каналов, которые можно представить в виде набора клиновых каналов с размером смачивающей жидкостью стороной клина порядка 20–40 мм. Для оценки возможностей канала по транспортировке топлива с периферии бака к выходному штуцеру (случай работы двигателей малой тяги при разгрузке от накопленного кинетического момента управляющих гироскопов) необходимо определить гидравлическое сопротивление открытого русла канала $\Delta P_{\text{тр}}$, которое оно оказывает потоку жидкого компонента топлива, и сравнить его со значением капиллярного скачка давления $\Delta P_{\text{кап}}$ – в поверхностном слое жидкостного элемента в поперечном сечении транспортного канала, изображённого на рисунке 3. Таким образом, условие существования непрерывного потока жидкости в транспортном канале запишется в виде:

$$\Delta P_{\text{тр}} < \Delta P_{\text{кап}} \quad (2)$$

$$\text{где } \Delta P_{\text{кап}} = \sigma_{\text{ж}} \left(\frac{1}{r_{\text{к}}} + \frac{1}{R_{\text{к}}} \right) - \text{формула Лапласа.} \quad (3)$$

Так как радиус кривизны свободной поверхности жидкостного элемента в поперечном сечении канала $r_{\text{к}}$ значительно меньше радиуса кривизны свободной поверхности жидкости вдоль транспортного канала $R_{\text{к}}$, то формула (3) примет вид:

$$\Delta P_{\text{кап}} = \frac{\sigma_{\text{ж}}}{r_{\text{к}}}.$$

Для каналов с открытой поверхностью (открытых русел) согласно работе (Киселёв Г.П., 1974) потери давления на трение рассчитываются по формуле:

$$\Delta P_{\text{тр}} = \frac{\rho_{\text{ж}} \cdot U^2 \cdot l}{C^2 \cdot R}, \quad (4)$$

где l – длина участка, на котором рассматривается движение потока; C – коэффициент трения (коэффициент Шези); R – гидравлический радиус; U – скорость потока в канале.

Усреднённое значение скорости жидкостного потока U в канале

$$U = \frac{R_{\text{дс}} \cdot N_{\text{дс}}}{\rho_{\text{ж}} \cdot S_{\text{кн}} \cdot J_{\text{уд}} \cdot N_{\text{к}}}, \quad (5)$$

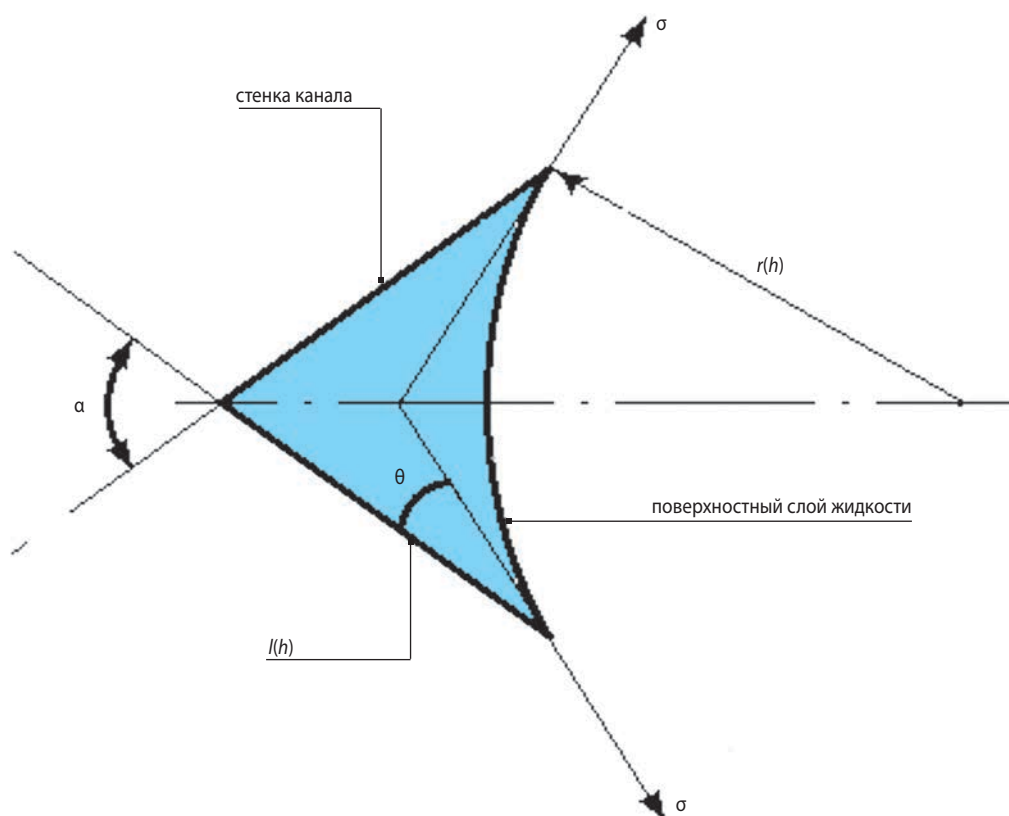


рисунок 3. Жидкостный элемент в поперечном сечении транспортного канала в условиях действия малой гравитации (значение ускорения близко к нулю)

где $R_{дс}$ – тяга одного двигателя; $N_{дс}$ – количество одновременно работающих двигателей; $J_{уд}$ – удельный импульс тяги ДС в пустоте; N_k – количество жидкостных каналов в баке; S_{kh} – площадь поперечного сечения жидкостного потока в транспортном канале на расстоянии h от поверхности основного объема жидкого компонента топлива.

Для расчёта значения S_{kh} с учётом результатов работы (Корольков А.В. и др., 2018; Александров Л.Г. и др., 2021) получим выражение для площади жидкостного элемента в клиновом пространстве (рисунок 3) на уровне границы раздела «газ – жидкость» основного объема жидкого компонента, когда $h=0$ и угол смачивания $\theta \neq 0^\circ$:

$$S_{ж0} = l_0^2 \left\{ 0.5 \sin \alpha - \frac{\pi \left[90^\circ - \left(\frac{\alpha}{2} + \theta \right) \right]}{180^\circ} \times \frac{\left(\sin \frac{\alpha}{2} \right)^2}{\left[\cos \left(\frac{\alpha}{2} + \theta \right) \right]^2} + \left(\sin \frac{\alpha}{2} \right)^2 \times \tan \left(\frac{\alpha}{2} + \theta \right) \right\}. \quad (6)$$

Результаты расчётов, проведённые по формуле (6) в области значений телесного угла α от 20 до 90 угловых градусов и угла смачивания θ от 0 до 15 угловых градусов, которая характерна для топливной пары АТ+НДМГ и материалов конструкции топливных баков типа нержавеющая сталь или алюминиевые сплавы, приведены на рисунке 4. Графики показывают, что наполнение жидкостью клиновое пространство

транспортного жёлоба при $\theta=0^\circ$ максимально в области значения телесного угла $\alpha \approx 70^\circ$ и с ростом значения угла смачивания жидкости смещается к $\alpha \approx 90^\circ$.

Если действующее на космический аппарат ускорение не равно нулю $a \neq 0$ и его составляющая действует в меридиональной плоскости в направлении от выходного штуцера бака, то это способствует уменьшению наполнения клиновой полости жидкостью по мере удаления поперечного сечения жидкостного

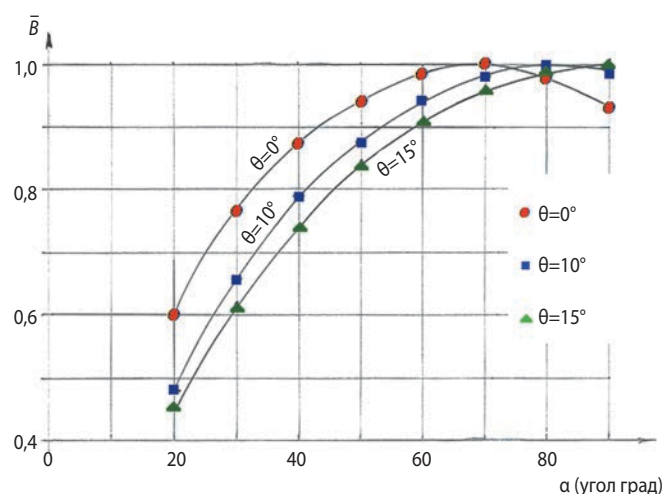


рисунок 4. Зависимость наполнения клинового транспортного канала от величины телесного угла α и угла смачивания θ жидкости

элемента от выходного штуцера, т.е. от границы раздела «газ – жидкость» основного объёма топливного компонента в баке. Так как поверхностные силы удерживают в этом случае столб жидкости высотой h , то можно записать для капиллярного давления в поперечном сечении жидкостного элемента и гидростатического давления равенство:

$$\rho_{ж} \cdot a \cdot h = \frac{\sigma_{ж}}{r_{к\hbar}}.$$

С помощью рисунка 3 составляется выражение, связывающее $r_{к\hbar}$ и l_h :

$$l_h = r_{к\hbar} \frac{\cos(\frac{\alpha}{2} + \theta)}{\sin \frac{\alpha}{2}}. \quad (7)$$

Вычисленное из (7) значение l_h используется в выражении (6) для определения площади жидкостного элемента $S_{ж\hbar}$ в сечении h . Далее рассчитывается средняя площадь поперечного сечения в столбе жидкости высотой h :

$$S_{ср\ ж\hbar} = \frac{S_{ж0} + S_{ж\hbar}}{2}. \quad (8)$$

Значение средней площади жидкостного элемента из (8) используется в выражениях (4), (5) для вычисления скорости потока и перепада давления, вызванного трением жидкости о стенки транспортного канала $\Delta P_{тр\ h}$. Если выполняется неравенство $\Delta P_{тр\ h} < \frac{\sigma_{ж}}{r_{к\hbar}}$, то выбирается следующее поперечное сечение транспортного канала вверх по потоку жидкости и расчёт повторяется. Вычисление значений $\Delta P_{тр\ h}$ продолжается до тех пор, пока или h не станет равной длине канала h_k с условием выполнения неравенства (2) или на некотором шаге вычислений неравенство (2) перестанет выполняться. В последнем случае придётся или увеличить значение смоченной жидкостью стороны канала l_o , или увеличить число каналов, т.е. увеличить значение проходного сечения жидкостного сечения в канале, снизив при этом потери на трение потока в канале. Подтверждающий расчёт проводится по приведённой методике.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлена методика оценки числа меридиональных перегородок ВБУ КТ для обеспечения локализации жидкого компонента топлива в области выходного штуцера топлива из бака.

Дана методика расчёта конструктивных параметров транспортного канала клиновидной формы в поперечном сечении в зависимости от телесного

угла клина и угла смачивания твёрдой поверхности канала компонентом топлива.

Приведён критерий работоспособности транспортного канала к транспортированию компонента топлива в виде условия превышения значения капиллярного давления в поверхностном слое потока над значением гидравлического сопротивления канала потока жидкого компонента.

Представленная в работе методика оценки числа меридиональных перегородок и конструктивных параметров транспортных каналов позволяет провести эскизное проектирование конструкции топливного бака с ВБУ КТ с последующим уточнением с помощью модельных испытаний на макетах топливного бака с ВБУ КТ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Александров Л.Г., Константинов С.Б., Корольков А.В., Сапожников В.Б. Топливный бак с капиллярным внутрибаковым устройством космической двигательной установки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С.15-21.

Багров В.В. и др. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов. М.: УПНЦ «Энергомаш», 1997. 328 с.

Киселёв Г.П. Справочник по гидравлическим расчётам. Изд. 5-е. М.: Энергия, 1974. 312 с.

Корольков А.В., Королькова Л.В., Сапожников В.Б. и др. Оценка объёма жидкости в телесных углах транспортных желобов топливного бака космического аппарата // Лесной вестник/ Forestry Bulletin. 2018. Т. 22, № 2. С. 120-124. DOI.10.18698/2542-1468-2018-2-120-124.

Новиков Ю.М., Александров Л.Г., Богданов А.А., Большаков В.А. и др. Проницаемые структуры на основе комбинированного пористого сетчатого металла и сварочная технология производства изделий из них для двигательных установок космических летательных аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 44-51.

Ушаков В.В., Щербаков А.М. Регулируемый наддув ракетного бака // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 57-61.

Челомей В.Н. и др. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями// М.: Машиностроение, 1978. 240 с.

Статья поступила в редакцию 04.10.2023

Статья после доработки 04.10.2023

Статья принята к публикации 04.10.2023

К ВОПРОСУ ЗАМЕНЫ ЗАРУБЕЖНЫХ ИМПОРТНЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ В ПЕЧАТНЫХ АНТЕННЫХ РЕШЁТКАХ

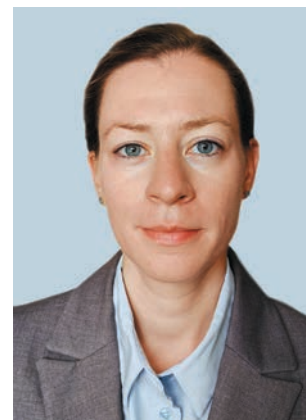
ON THE ISSUE OF SUBSTITUTION OF IMPORT STRUCTURAL MATERIALS IN PRINTED ANTENNA ARRAYS BY DOMESTIC ONES



Т.Р. Сабиров¹,
SabirovTR@laspace.ru;
T.R. Sabirov



В.О. Крылов¹,
KrylovVO@laspace.ru;
V.O. Krylov



Е.С. Малевич¹,
MalevichES@laspace.ru;
E.S. Malevich

В статье рассматривается один из вариантов подбора и замены импортного пеноматериала на отечественный аналог для использования в составе излучающего модуля антенной решётки. Прочие конструкционные элементы антенной решётки выполнены из материалов отечественного производства. Проводится экспериментальное исследование диэлектрической проницаемости образцов отечественных материалов пенопласта с последующей сборкой на них конструкций антенн и измерением радиотехнических характеристик. Даются рекомендации по проведению дальнейших испытаний материалов для возможности последующего внедрения их на производстве антенн для ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: печатная антенна; антенная решётка; пенопласт; диэлектрическая проницаемость; импортозамещение.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.014

ВВЕДЕНИЕ

В последнее время остро стоит вопрос импортозамещения материалов для ракетно-космической отрасли. Основная задача состоит в том, чтобы подобрать отечественные аналоги, которые не уступали бы по своим техническим характеристикам и свойствам импортным материалам.

The article deals with one of the options for selection and substitution of imported foam by a domestic analogue for the antenna array radiating module. Other structural elements of the antenna array are made of domestic materials. An experimental study of the dielectric constant of samples of domestic foam plastic materials is being carried out, followed by the antenna structures assembly and the measurement of radio technical characteristics. Recommendations are provided on further materials testing to enable their subsequent introduction into the space antennas production.

Keywords: printed antenna; antenna array; plastic foam; dielectric constant; import substitution.

Особенно важно, чтобы материалы, которые используются в составе конструкций антенного и СВЧ-оборудования, не ухудшали свои механические и радиотехнические характеристики в процессе эксплуатации, так как это может напрямую влиять на успешность выполнения целевой задачи космических аппаратов.

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

В авиационной технике часто применяются пенопласты на основе полиимидных смол. Эти полимерные материалы нового поколения обладают уникальными свойствами: термостойкостью и работоспособностью в широком диапазоне температур (от -196°C до $250\text{--}350^{\circ}\text{C}$), устойчивостью к радиационному воздействию и ультрафиолетовым лучам, высокой прочностью, низкой газопроницаемостью, коррозионной инертностью, хорошими диэлектрическими характеристиками (Доброхотова М.Л. и др., 1969).

Поли(мет)акриламид – это композитный пеноматериал, обладающий высокой термостойкостью и структурой с закрытыми порами. В радиотехнике применяют жёсткие (листовые) пеноматериалы. Жёсткие полиимидные пены обладают изотропной ячеистой структурой (Бессонов М.И. и др., 1982). В мире самый популярный жёсткий листовой полиимид авиационного, судостроительного, аэрокосмического и радиотехнического назначения выпускается под маркой RОНACELL (Evonik Industries, Германия).

В конструкциях антенн и антенных решёток (Алексеева А.М. и др., 2022) полиметакриламидные пенопласты используются в составе многослойной структуры в качестве жёсткой опоры, на которую с помощью клея или переносных слоёв липкости наносят стеклотекстолитовые платы с полосковой линией (Leilei Y. et al., 2021). Закрытая ячеистая структура позволяет полиметакриламидам не впитывать смолы при склейке, хорошо взаимодействовать с металлическими конструкциями, обладать высокой коррозионной и химической стойкостью.

Полиметакриламиды обладают хорошей влагонепроницаемостью и термостойкостью по сравнению с пенопластами на основе поливинилхлорида.

Измерение электрофизических характеристик полимеров, определяющих их поведение в переменных электрических полях (диэлектрическая проницаемость и тангенс угла диэлектрических потерь), представляет собой непростую теоретико-экспериментальную задачу.

1. Измерение диэлектрической и магнитной проницаемости материала нерезонансным методом

1.1. Методы измерения комплексной диэлектрической и магнитной проницаемости

При создании устройств СВЧ важно иметь информацию об электрических и магнитных свойствах используемых в конструкции материалов.

Комплексная диэлектрическая проницаемость может обозначаться следующим образом:

$$\kappa = \tilde{\kappa} = \epsilon_r = \tilde{\epsilon}_r.$$

Связь между напряжённостью электрического поля $\vec{E}$ и вектором смещения электрического поля $\vec{D}$ определяется выражением:

$$\vec{D} = \epsilon \cdot \vec{E},$$

где $\epsilon = \tilde{\epsilon} = \epsilon_0 \cdot \epsilon_r$ – абсолютная диэлектрическая проницаемость; ϵ_r – относительная диэлектрическая проницаемость, величина безразмерная; $\epsilon_r \approx 8,85 \cdot 10^{-12}$ Ф/м – диэлектрическая проницаемость вакуума.

Диэлектрическая проницаемость описывает взаимодействие материала с электрическим полем $\vec{E}$ и является комплексной величиной:

$$\epsilon_r = \epsilon'_r - j\epsilon''_r,$$

где ϵ'_r – действительная часть диэлектрической проницаемости; ϵ''_r – мнимая часть диэлектрической проницаемости.

Для определения величины потерь также вводят ещё параметр тангенса угла потерь или тангенса дельта:

$$\tan \delta = \frac{|\epsilon''_r|}{\epsilon'_r} = \frac{1}{Q},$$

где Q – это добротность материала.

Комплексную диэлектрическую проницаемость удобно представить в виде векторной диаграммы, относительные потери в материале определяются отношением потерянной энергии к запасённой (рисунок 1).

Комплексная магнитная проницаемость материала определяется аналогичным выражением:

$$\mu_r = \mu'_r - j\mu''_r,$$

где μ'_r – действительная часть магнитной проницаемости; μ''_r – мнимая часть магнитной проницаемости.

В случаях, когда магнитная проницаемость очень близка к 1 и не зависит от частоты, её учёт не влияет на параметры антенн.

Измерение диэлектрических или магнитных свойств материалов даёт информацию, необходимую при разработке антенн, антенных решёток, СВЧ-оборудования.

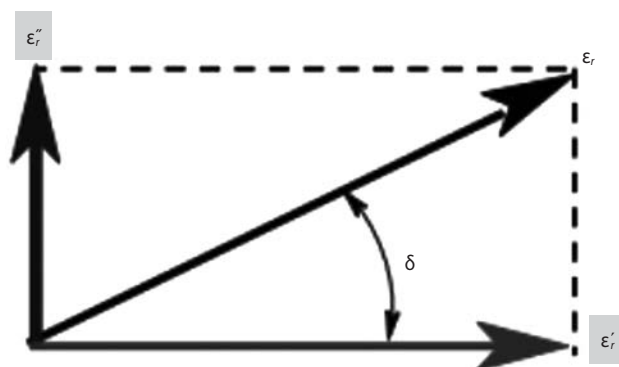


рисунок 1. Векторная диаграмма представления комплексной диэлектрической проницаемости

Ведущие компании по производству измерительного оборудования, такие как Agilent и Rodhe & Schwarz, предоставляют наборы для измерения диэлектрической и магнитной проницаемости материалов.

Измерение электрофизических параметров материалов может производиться путём непосредственного контакта измерительного зонда с исследуемым образцом или же бесконтактным способом (Лемберг К.В. и др., 2013). Контактные методы измерения обладают погрешностями, которые сложно учесть и устранить; эти методы можно проводить не со всеми типами исследуемых образцов. У бесконтактных методов таких недостатков нет, но, в свою очередь, они не всегда доступны, требуют более сложного оборудования и повышенных требований к образцам исследуемого материала. Универсального метода не существует, для каждого конкретного случая требуется такой метод измерения, который наиболее подходит к соответствующему типу и размеру образцов материала, необходимой точности измерения, широкодиапазонных частотных свойств.

Метод свободного пространства – типичный бесконтактный метод, для реализации которого используются две направленные антенны, расположенные относительно листа материала таким образом, чтобы через него проходила максимальная энергия. Существуют две типовые схемы измерения: первая схема состоит в измерении S -параметров передачи в свободном пространстве, когда образец материала размещён между двумя направленными антеннами, где обеспечивается прохождение электромагнитной волны через материал; вторая схема – для измерения отражения по методу NRL arch (метод свободного пространства, применяемый для проверки поглощающей эффективности). Достоинством метода является возможность работать с материалами, которые необходимо исследовать при высоких температурах или в окружении агрессивной среды, а недостатком – для измерений требуются большие и плоские образцы материала.

Один из методов измерения диэлектрической и магнитной проницаемости материала заключается в использовании коаксиального пробника. Материал, помещаемый в коаксиальный пробник, должен иметь достаточную толщину, чтобы прибор мог воспринимать его как «бесконечный». Используемый для измерений разомкнутый коаксиальный пробник представляет собой срез коаксиальной линии передачи. Свойства материалов измеряются путём погружения пробника в жидкость или касанием пробником плоской поверхности материала. Достоинством данного метода является широкополосная частотная характеристика, а также возможность использовать его для исследования жидких и полутвёрдых материалов, обладающих большими потерями.

Существуют методы измерения, основанные на использовании объёмных резонаторов (Диденко Ю.В. и др., 2014). Эти методы обладают высокой точностью и могут использоваться для изучения характеристик анизотропных материалов. Так как объёмные резонаторы резонируют на определённой частоте, то помещённый в полость резонатора образец исследуемого материала будет влиять на эту частоту. По параметрам добротности резонатора и частоте резонанса можно рассчитать диэлектрическую проницаемость материала на одной частоте.

При использовании метода линии передачи предполагается размещение образца материала внутри отрезка закрытой линии передачи. Линией передачи может выступать секция прямоугольного или круглого волновода, либо же коаксиальная линия с воздушным заполнением. Параметры диэлектрической и магнитной проницаемостей вычисляются по результатам измерений отражённого (S_{11}) и прошедшего сигнала (S_{21}). Для использования коаксиальной линии необходимо изготовить тороидальный образец исследуемого материала. Существенную погрешность в измерение параметров материала вносит недостаточное прилегание материала образца к стенкам линии передачи. Кроме того, из-за неидеальной обработки поверхности плоскостей, перпендикулярных направлению распространения волны могут возникать дополнительные погрешности измерений. В данной работе для измерения электрофизических параметров материала используется метод линии передачи из-за его широкодиапазонных свойств, удобства использования с пенопластами. В связи с ограниченным количеством материала из отечественного пенопласта и необходимостью использования для измерений множественных образцов шайб был выбран метод, требующий изготовления шайб небольшого размера.

Схема измерения электрофизических параметров образца материала методом линии передачи состоит из векторного анализатора цепей, коаксиальной линии передачи и программного обеспечения для расчёта диэлектрической или магнитной проницаемости, который обычно входит в состав пакета для измерения характеристик материалов.

1.2. Результаты измерения диэлектрических характеристик пенопластов и их анализ

В статье (Сабиров Т.Р., 2013) ранее была представлена конструкция излучающего модуля для АФАР, в составе которого в качестве основы для размещения полосковых линий на стеклотекстолите использовался пенопластовый материал импортного производства, характеристики которого приведены в таблице 1.

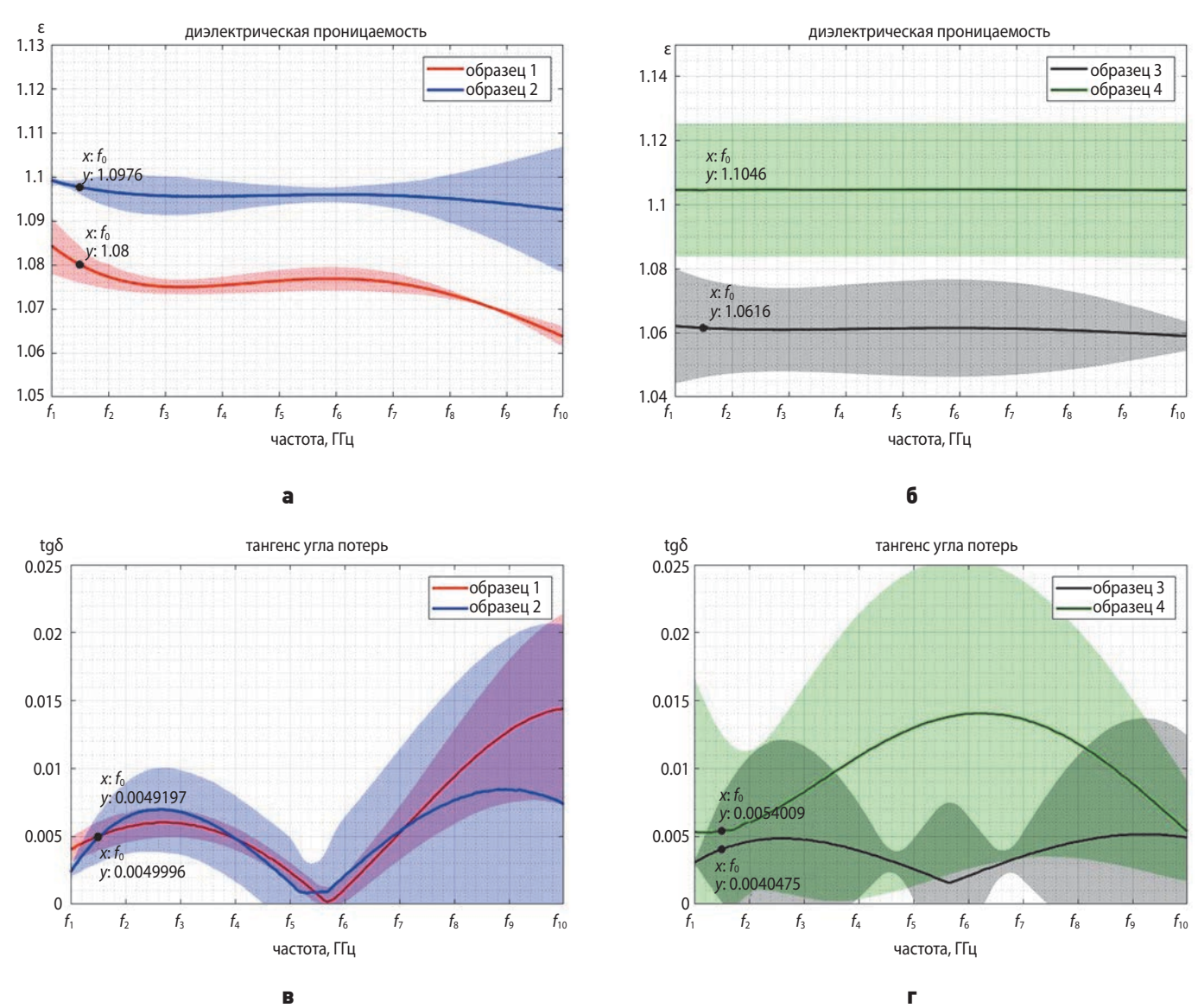
К ВОПРОСУ ЗАМЕНЫ ЗАРУБЕЖНЫХ ИМПОРТНЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ В ПЕЧАТНЫХ АНТЕННЫХ РЕШЁТКАХ

таблица 1 – Механические, температурные и электрические свойства импортного пенопласта радиотехнического назначения

плотность, кг/м³	прочность при сжатии, МПа	коэффициент температурного расширения	диэлектрическая проницаемость	тангенс угла потерь
52	0.9	3.34	1.057	0.0008

таблица 2 – Основные характеристики исследуемых образцов отечественного (образцы 1–4) и импортного (образец 5) пенопласта

обозначение материала	плотность, кг/м³	назначение	масса, кг
образец 1	40	общее	0.157
образец 2	60		0.174
образец 3	40	термостойкое	0.149
образец 4	60		0.177
образец 5	50	радиотехническое	0.159



а, в – образцы материалов 1 и 2; б, г – образцы материалов 3 и 4.

рисунок 2. Частотная зависимость модуля диэлектрической проницаемости (а, б) и тангенса угла потерь (в, г)

Из обзора современного рынка отечественных производителей пенопластовых материала выяснилось, что, как правило, производители не дают оценку материалам с точки зрения их применимости для радиотехнического назначения. Поэтому данные о диэлектрической проницаемости и тангенсе угла потерь в описаниях продукции отечественных пенопластов чаще всего отсутствуют.

Из многообразия представленных пенопластовых материалов отечественного производства были выбраны недавно появившиеся полиметакриламидовые материалы с разными характеристиками по плотности и термостойкости (таблица 2) для проверки возможности применения их в антеннах и СВЧ-устройствах путём исследования стабильности электрофизических характеристик и их частотной зависимости.

Для каждого из образцов отечественного пенопласта было изготовлено несколько шайб. Для измерения методом линии передачи шайбы размещались внутри коаксиальной воздушной линии диаметром 7 мм. В процессе оценки проведённых измерений диэлектрической проницаемости образцов 1–4 были получены частотные зависимости диэлектрических характеристик со статистической обработкой: вычислением среднего значения и определением среднеквадратического отклонения для вывода доверительного интервала (Шевченко С.Н., 2021) 99,7% (рисунок 2).

Для вычисления среднего арифметического значения использовалась формула:

$$\bar{\varepsilon}_r = \frac{\sum_{i=1}^N \varepsilon_{r_i}}{N},$$

где ε_{r_i} – модуль диэлектрической проницаемости i -го экземпляра шайбы одного образца пенопласта; N – количество экземпляров шайб одного образца пенопласта.

Среднеквадратическое отклонение определялось с помощью выражения:

$$\sigma(\varepsilon_r) = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N |\varepsilon_{r_i} - \bar{\varepsilon}_r|}.$$

Доверительный интервал определялся по правилу «трёх сигм»:

$$\bar{\varepsilon}_r - 3 \cdot \sigma(\varepsilon_r) < \varepsilon_r < \bar{\varepsilon}_r + 3 \cdot \sigma(\varepsilon_r).$$

Отличия в значениях диэлектрической проницаемости между различными экземплярами шайб, выполненных из одного материала, для образцов пенопласта общего назначения значительно меньше, чем для термостойких образцов пенопласта. Уменьшение доверительного интервала на некоторых частотах указывает на стабильные резонансные характеристики, слабо зависящие от конкретного экземпляра

шайбы. Характеристики образцов общего назначения имеют более зависимый от частоты характер, что выражается в достаточно сильных изменениях среднего значения диэлектрической проницаемости, а также в нестабильности доверительного интервала. В то же время термостойкие образцы демонстрировали более постоянный уровень значения диэлектрической проницаемости от частоты с расхождением между измерениями и наиболее выраженным смещением постоянного уровня, что особенно заметно в образце 4 и чуть менее выражено в образце 3.

Подобные выводы можно сделать из анализа графиков тангенса диэлектрических потерь. Образцы 1 и 2 общего назначения демонстрируют сопоставимый уровень потерь с преобладанием резонансных участков и малым доверительным интервалом. Термостойкие образцы 3 и 4, напротив, показывают достаточно сильное различие как в среднем уровне потерь, так и в характере поведения доверительного интервала, что можно объяснить более явным влиянием различной плотности материала на электрофизические параметры.

Многие резонансные явления с уменьшением доверительного интервала и малыми значениями потерь могут быть объяснены особенностями метода измерения, неравномерностью распределения плотности заготовки, из которой изготавливались образцы, и особенностью технологии изготовления шайб. Полученные в процессе измерения данные позволяют считать характеристики исследуемых материалов достаточно стабильными и предсказуемыми, как минимум в пределах одной партии материалов, для их целевого использования в радиотехнических задачах.

2. Применение пенопластовых материалов в конструкции печатных антенных решёток

2.1. Изготовление элемента антенной решётки с отечественным пенопластом

Поскольку электрофизические свойства пенопластов близки к параметрам воздуха, они очень хорошо подходят для использования в качестве подложек или поддерживающих опор в конструкциях печатных антенн и антенных решёток (Pozar D.M., 1997). Одно из преимуществ пенопластов в том, что они обладают действительной частью диэлектрической проницаемости, близкой к единице и низким тангенсом угла потерь, близким к нулю.

Для экспериментального исследования пенопластовых образцов в составе антенн были выбраны излучающие модули, описанные ранее в статье (Сабиров Т.Р., 2013). Импортный пенопласт, использованный в конструкции многослойной структуры модуля, был заменён на отечественные пенопласты,

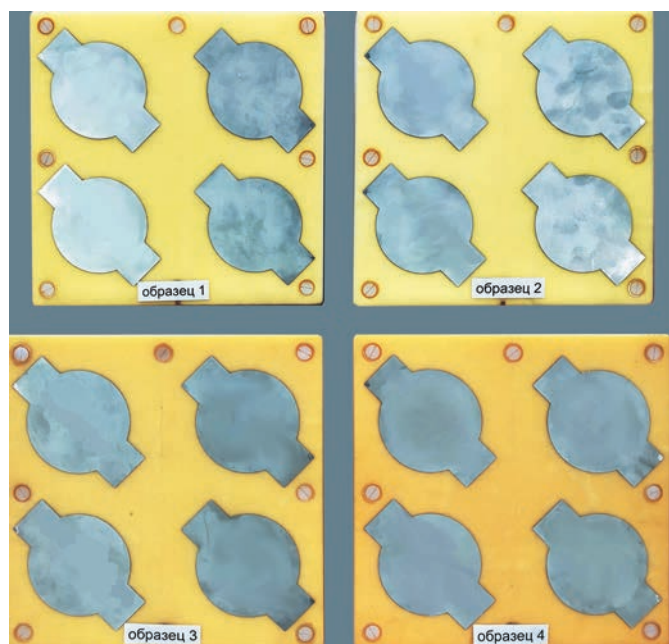


рисунок 3. Одиночные элементы антенной решётки, изготовленные из четырёх образцов отечественного пенопласта разной плотности и назначения

образцы которых исследованы в предыдущем разделе. По отработанной технологии было изготовлено четыре макета излучающих модулей антенной решётки (рисунок 3). Использование пенопластового слоя делает конструкцию модулей жёсткой и прочной, а также позволяет достичь широкой полосы рабочих частоты и высокого уровня коэффициента усиления.

В процессе производства макетов излучающих модулей антенной решётки пенопласт подвергался операциям сверления отверстий, по результатам которых показал хорошую прочность и практически не крошился при механической обработке.

В процессе приклеивания стеклотекстолитовых плат к пенопласту были использованы отечественные переносные слои липкости «НИИКАМ ПСЛ-1». Все четыре образца отечественного пенопласта имеют удовлетворительные адгезивные свойства.

2.2. Результаты экспериментальных измерений радиотехнических параметров элемента антенной решётки

На рисунке 4 приведена зависимость коэффициента стоячей волны (КСВ) излучающего модуля антенной решётки от частоты для отечественного пенопласта (образцы 1–4) и импортного аналога (образец 5). Из графика видно, что между всеми кривыми присутствует малый разброс значений, минимумы и максимумы наблюдаются в одних и тех же диапазонах частот. Из анализа графиков на рисунке 4

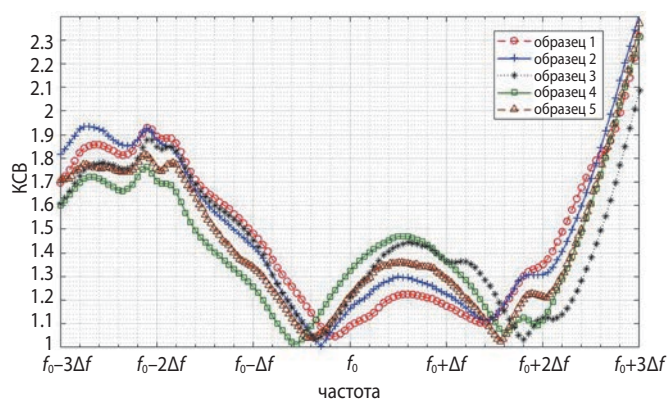
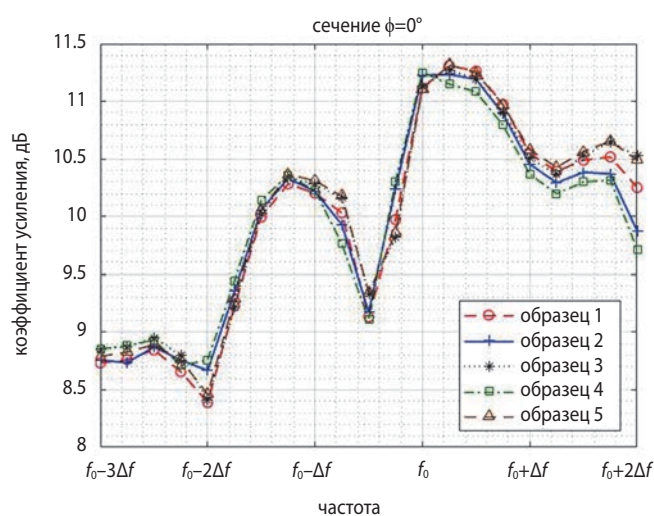
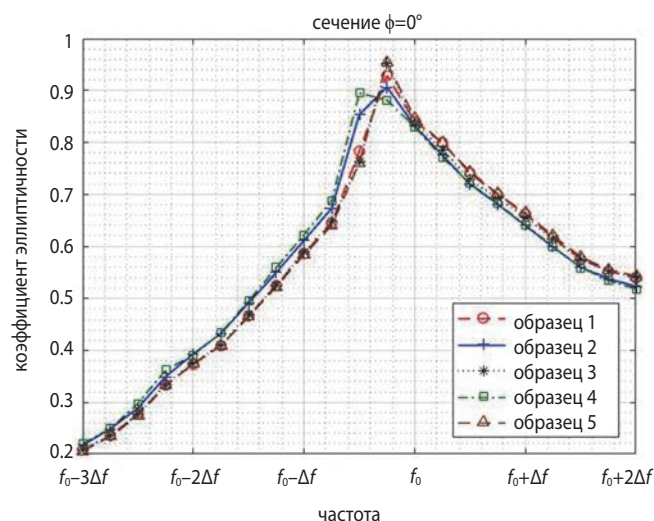


рисунок 4. Зависимость КСВ излучающих модулей от частоты для разных образцов пенопласта



а



б

а – коэффициент усиления одиночного элемента антенны; **б** – коэффициент эллиптичности одиночного элемента антенны.

рисунок 5. Сравнение зависимостей радиотехнических параметров излучающих модулей от частоты для разных образцов пенопласта

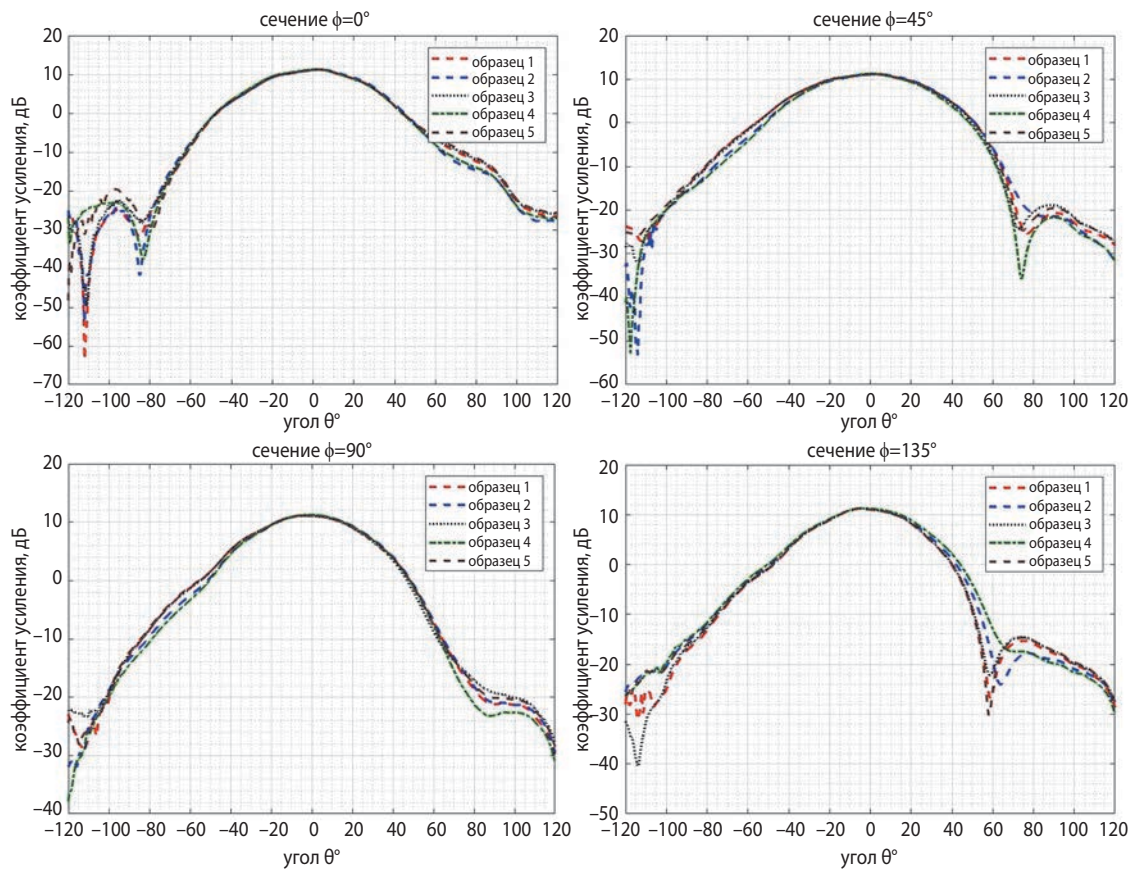


рисунок 6. Диаграммы направленности излучающих модулей по коэффициенту усиления для разных образцов пенопласта на центральной частоте f_0

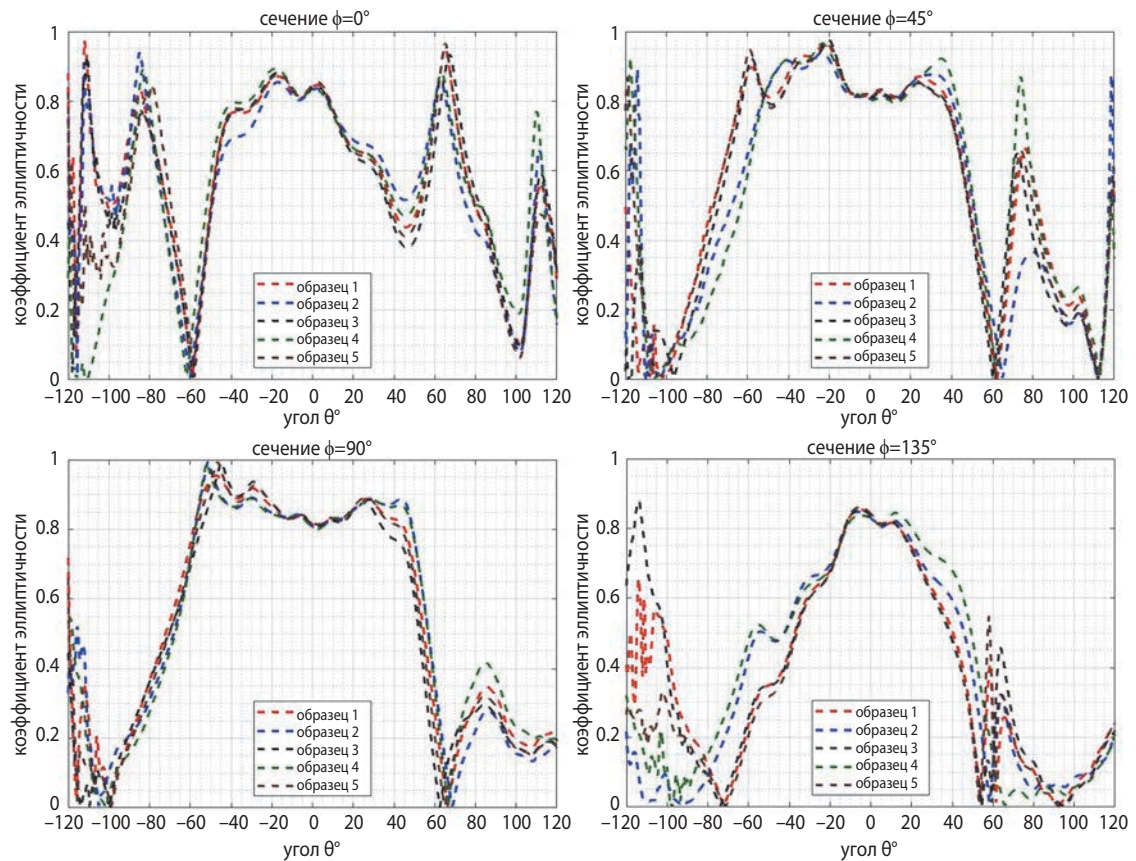


рисунок 7. Диаграммы направленности излучающих модулей по коэффициенту эллиптичности для разных образцов пенопласта на центральной частоте f_0

следует, что ближайший результат к образцу 5 даёт образец 2. Все образцы отечественного пенопласта соответствуют требованиям технического задания $KCB < 1.5$ в диапазоне от $f_0 - \Delta f$ до $f_0 + \Delta f$.

Из графиков на рисунке 5 видно, что все характеристики близки к характеристикам антенны с образцом 5 импортного пеноматериала, но лучшие результаты демонстрирует излучающий модуль с образцом 3.

На рисунках 6 и 7 приведены диаграммы направленности элементов антенной решётки по коэффициенту усиления и эллиптичности соответственно. Из графиков видно, что формы диаграмм направленности имеют небольшие качественные отличия, которые практически не сказываются на количественном уровне коэффициентов усиления и эллиптичности в нулевом сечении по углу места. По сравнению с разницей между модулями в характеристиках КСВ на рисунке 4 различная плотность и назначение отечественных образцов пенопласта практически не влияют на энергетические характеристики диаграмм направленности.

Стоит отметить, что разная плотность пенопластов, и как следствие, различные диэлектрические проницаемости слабо влияют на характеристику КСВ от частоты. Ближайшим аналогом по диэлектрической проницаемости к импортному пенопласту оказался образец 3. Частотная зависимость КСВ подтверждает этот результат – на рисунке 4 вблизи частоты f_0 кривые для образцов 3 и 5 практически совпадают.

заключение

С учётом последних тенденций всё чаще возникает необходимость замены импортных материалов отечественными аналогами. Важно грамотно подойти к задаче импортозамещения и подобрать материалы, действительно удовлетворяющие поставленным требованиям технического задания. В антенной технике особое внимание уделяется стабильности электрических и механических характеристик материала. Чтобы изготовить антенную решётку из множества излучающих модулей, требуется добиться высокой повторяемости конструкции одиночных элементов антенны.

Как видно из результатов эксперимента, отечественным пенопластом можно заменить импортный материал, практически без снижения эффективности радиотехнических характеристик. За счёт предварительной оценки электрофизических свойств пеноматериала удалось определить материал, наиболее близкий по своим параметрам к импортному пенопласту. Но для широкого применения отечественных пеноматериалов в антенной технике требуется повышение стабильности их диэлектрических характеристик.

Использованный в статье пенопластовый материал рекомендуется подвергнуть дополнительным испытаниям на радиационную стойкость, ускоренным испытаниям на сохраняемость, механическое, термическое и вакуумное воздействие, чтобы подтвердить, что отечественный полиметакриламидный пеноматериал сохраняет механические и электрические характеристики в условиях, приближённых к экстремальным, для использования в составе конструкций антенн и антенных решёток на космическом аппарате.

список литературы

Алексеева А.М., Лепёхина Т.А., Поль В.Г. О построении активных фазированных антенных решёток для космических радиолокаторов с синтезированной апертурой высокого разрешения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 1. С. 42-50.

Бессонов М.И., Котон М.М., Лайус Л.А., Кудрявцев В.В. и др. Полиимиды – новый класс термостойких полимеров. Л.: Наука, 1982. 328 с.

Диденко Ю.В., Молчанов В.И., Пашков В.М., Татарчук Д.Д. и др. СВЧ-методы измерения параметров диэлектрических материалов на основе составного диэлектрического резонатора // ElectronComm 2014. 2014. Vol. 19, № 6. Р. 14-20.

Доброхотова М.Л. и др. Полиимиды: справочник по пластическим массам. М.: Химия, 1969. С. 317-325.

Лемберг К.В., Саломатов Ю.П. Измерение диэлектрических характеристик листовых пластиков в СВЧ-диапазоне // Изв. высш. учебн. заведений. Физика. 2013. Т. 56, № 8/2. С. 279-281.

Сабиров Т.Р. Излучающий элемент АФАР L-диапазона на основе полосковых структур сложной формы для космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1. С. 34-37.

Шевченко С.Н. Интервальное оценивание надёжности космических аппаратов в процессе наземной экспериментальной отработки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 21-23.

Leilei Y., Zhiheng H., Wei J., Linhao Ch. et al. A novel scheme to enhance both electromagnetic wave transmission and compressive properties of PMI foam sandwich structures // Composite Structures. 2021. Vol. 277. P. 1-10.

Pozar D.M. A Dual-Band Circularly Polarized Aperture-Coupled Stacked Microstrip Antenna for Global Positioning Satellite // IEEE Transactions on Antennas and Propagation. 1997. Vol. 45, № 11. P. 1618-1625.

Статья поступила в редакцию 18.09.2023

Статья после доработки 18.09.2023

Статья принята к публикации 18.09.2023

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОННО- ЛУЧЕВОЙ СВАРКИ НА КАЧЕСТВО ШВОВ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ

STUDY OF THE INFLUENCE OF THE ELECTRON BEAM WELDING ON THE HEAT PIPE WELDS QUALITY



К.Н. Коржов¹,
korzhovKN@laspase.ru
K.N. Korzhov



Л.И. Паршуков¹,
*кандидат физико-
математических наук,
parshukovLI@laspase.ru;*
L.I. Parshukov



Ю.В. Соколова¹,
*кандидат
технических наук,
sokolovaIUV@laspase.ru;*
Y.V. Sokolova

В настоящей работе представлены результаты исследований влияния параметров электронно-лучевой сварки на соединения тепловых труб из алюминиевых сплавов. Показаны результаты новых режимов сварки применительно к тепловым трубам.

*Ключевые слова:
тепловая труба;
разнородное соединение;
электронно-лучевая сварка;
сварка алюминиевых сплавов.*

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.015

ВВЕДЕНИЕ

Тепловые трубы являются важным элементом системы обеспечения теплового режима космических аппаратов. При производстве тепловых труб из алюминиевых сплавов АД1 и АД31 в ряде случаев в сварных швах наблюдаются дефекты, которые могут повлиять на их надёжность. Устранение дефектов, согласно конструкторской документации, производится

The paper presents the findings of study of the electron beam welding parameters influence on the heat pipe joints made of aluminum alloys. The outcome of new welding modes as applied to heat pipes are shown.

*Key words:
heat pipe;
heterogeneous connection;
electron beam welding;
aluminum alloys welding.*

подваркой сварных соединений. Появление дефектов обусловлено особенностью кольцевых сварных швов.

Особенностями таких соединений являются:

- использование в сварном соединении тепловых труб материалов АД1 и АД31, различающихся механическими и тепловыми свойствами, а также составом легирующих элементов;

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

- при температуре 20°C пластичность АД1 в 2,5 раза больше пластичности АД31, а прочность АД1 в 4,25 раза меньше прочности АД31;
- необходимость учитывать не только асимметричность сварного соединения типа С14 (ОСТ 90-1021-80), но различие в тепловых и физических свойствах, применяемых в данном соединении материалах;
- сложность подготовки поверхности кромок сварного соединения из АД1 и АД31 перед сваркой, обусловленная тем, что в центральной части профиля имеется капиллярная область с окисной плёнкой, которую невозможно удалить из-за небольших размеров капилляров в тепловой трубе.

Применение электронно-лучевой сварки для получения сварных соединений позволяет решить эти проблемы за счёт более точного управления значениями теплового источника. В зоне сварки соединения разнородных металлов обладают высокими значениями отношения глубины шва к ширине, что позволяет получить минимальные размеры зоны термического влияния и высокие механические характеристики этих соединений.

Настоящее исследование является продолжением работ по развитию технологии сварки (*Паришук Л.И. Панин Ю.В. Коржов К.Н.*, 2020) различных элементов тепловых труб из разнородных материалов на предприятии.

1. Методика исследования

Теоретическое исследование температурного состояния материала при локальном тепловом воздействии выполнено в рамках структурно-аналитической теории прочности (*Лихачев В.А., Малинин В.Г.*, 1992). Эксперименты проводились на сварных соединениях тепловой трубы из профиля, штуцера запорочного и заглушки, изготовленных соответственно из алюминиевых сплавов АД31 и АД1. Сварку выполняли на электронно-лучевой установке. Исследования макроструктуры велись с помощью металлографического микроскопа типа ММР-4.

Контроль за выполнением технических требований к качеству полученного сварного шва обеспечивали использованием рентгенографического контроля на наличие дефектов: пор, трещин, окисных плёнок, непроваров. Испытания на прочность и герметичность образцов тепловых труб со сварными швами проводили по методике ТУ 474-3174 ПИ при внутреннем давлении 150 кгс/см² в течение пяти минут. Согласно этой методике испытания на герметичность велись при внутреннем давлении 100 кгс/см² в 10%-ной гелиево-воздушной смеси в вакуумной камере.

2. Результаты исследований

Температурные поля в образцах сварных соединений находили из решения уравнений теплопроводности при двигающемся по поверхности образцов гауссовском импульсном источнике тепла с учётом потерь за счёт излучения по закону Стефана – Больцмана и конвекции.

Использование предложенной математической модели позволило выбрать оптимальные режимы электронно-лучевой сварки, снизить уровень остаточных напряжений и пористости металла сварного шва, следовательно, повысить прочность шва.

Сварку производят путём перемещения электронного луча с симметричной развёрткой с частотой 550–650 Гц по стыку деталей при их вращении вокруг продольной оси за два прохода. Каждый проход осуществляется с постоянной скоростью, равной 5,9 мм/с. Время, затраченное на один проход, составляет 9 секунд. Разная угловая скорость электронного луча при движении в развёртке обеспечивает асимметричное энерговыделение в сварное соединение на каждом этапе сварки.

На первом проходе производится облучение сварных кромок перед сваркой без оплавления на пониженном токе луча – для удаления возможных загрязнений кромок свариваемых деталей (согласно п. 4.1.14 ОСТ 92-1151-81). На втором проходе при сварке замкнутых (кольцевых) соединений вывод луча производится после перекрытия участка, на котором ток луча увеличивают до рабочего значения (согласно п. 4.1.9 ОСТ 92-1151-81).

Каждый проход при сварке осуществляют в нижнем положении при вращении тепловой трубы в манипуляторе электронно-лучевой установки. Ускоряющее напряжение при этом 60 кВ. Не более чем через 30 секунд после завершения термообработки проводят сварку деталей.

Максимальный ток при термообработке 10 мА, при сварке – 20 мА.

Оба прохода осуществляются с различной погонной энергией и при различном долевым распределении погонной энергии относительно стыка свариваемых деталей, а также при постоянном снижении погонной энергии от начала и до конца прохода по линейной зависимости.

Погонную энергию определяют из соотношения:

$$E = \frac{IU}{V}, \quad (1)$$

где U – ускоряющее напряжение, кВ; V – линейная скорость свариваемых деталей вокруг продольной оси, см/с; I – сварочный ток луча, А.

Суммарная погонная энергия за проход равна:

$$E = E^1 + E^2, \quad (2)$$

а величина долевого распределения погонной энергии относительно стыка за проход определяется из соотношений:

$$E^1 = \frac{1}{\left(1 + \frac{v_1}{v_2}\right)} \cdot \frac{IU}{V},$$

$$E^2 = \frac{1}{\left(1 + \frac{v_1}{v_2}\right)} \cdot \frac{v_1}{v_2} \cdot \frac{IU}{V},$$
(3)

где E^1 – погонная энергия электронного луча на угловом интервале развёртки от 0° до 180° , приходящаяся на профиль из АД31, Дж/мм; E^2 – погонная энергия электронного луча на угловом интервале развёртки от 180° до 360° , приходящаяся на заглушку (штуцер заправочный) из АД1, Дж/мм; v_1 – скорость движения электронного луча в угловом интервале развёртки от 0° до 180° на профиле, м/с; v_2 – скорость движения электронного луча в угловом интервале развёртки от 180° до 360° на заглушку (штуцер заправочный), м/с.

При этом погонная энергия за проходы определяется из соотношений:

$$E_I = E_I^1 + E_I^2, E_{II} = E_{II}^1 + E_{II}^2,$$
(4)

где E_I – погонная энергия электронного луча, затрачиваемая при первом проходе, Дж/мм; E_{II} – погонная энергия электронного луча, затрачиваемая при втором проходе, Дж/мм.

Снижение погонной энергии от начала прохода и до конца прохода осуществляют по линейной зависимости и определяют из соотношения:

$$E_k = k \cdot E_n,$$
(5)

где $0,6 \leq k \leq 0,8$; E_n – начальное значение погонной энергии при проходе, Дж/мм; E_k – конечное значение погонной энергии при проходе, Дж/мм.

При первом проходе на стык деталей воздействуют импульсным расфокусированным или сфокусированным лучом, при втором – импульсным сфокусированным лучом, при этом импульсное воздействие электронного луча осуществляют с частотой от 4 до 10 Гц.

При первом проходе скорость движения электронного луча по круговой развёртке в угловом интервале от 0° до 180° в четыре раза больше скорости движения электронного луча в интервале от 180° до 360° .

При втором проходе скорость движения электронного луча по круговой развёртке в угловом интервале от 0° до 180° в два раза меньше скорости движения луча в интервале от 180° до 360° .

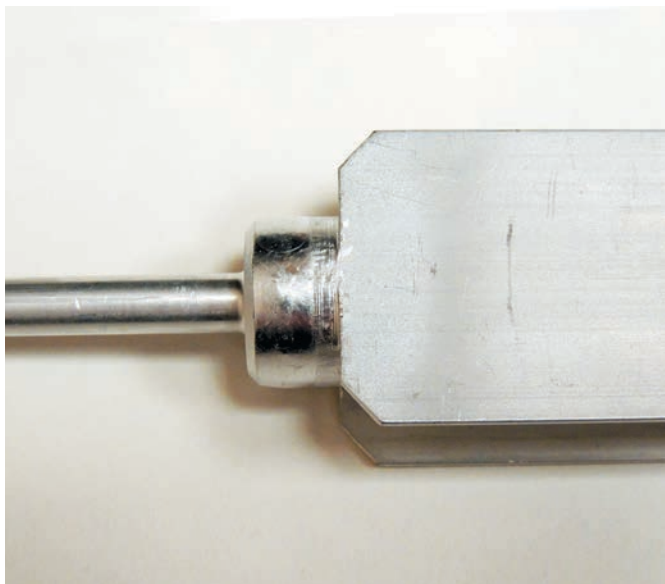
Применение технологии иллюстрируется следующими примерами.

Пример 1. Термообработку сварного соединения и сварку проводят на скорости 5,9 мм/с при токе луча, равном 7 мА и 15 мА, в начале процессов термообработки и сварки с изменениями при полном обороте тепловой трубы до 4,5 мА и 10 мА соответственно при термообработке и сварке. Временной промежуток между процессами термообработки и процессом сварки не более 30 секунд. Рентгенографический контроль тепловой трубы выявил дефект в виде непровара в корне шва, что свидетельствовало о недостаточности погонной энергии для полного расплавления.

Пример 2. При неизменной скорости (5,9 мм/с) увеличивали значение максимального (стартового) тока луча, необходимого для термообработки, до 10 мА и сварочного тока до 20 мА со скоростью уменьшения токов до 7 мА и 14 мА соответственно для термообработки и сварочного процесса. Дефектов в виде непроваров и прожогов рентгенографический контроль сварного шва не выявлено. Таким образом, оптимальный режим сварочного процесса кольцевого сварного соединения состоит из термообработки, при которой изменение погонной энергией производилось от $(10 \times 60 / 5,9)$ 101 Дж/мм до $(7 \times 60 / 5,9)$ 70 Дж/мм, и сварки, при которой изменение погонной энергии осуществляли от $(20 \times 60 / 5,9)$ 203 Дж/мм и до $(14 \times 60 / 5,9)$ 141 Дж/мм.

Пример 3. Термообработку и сварку вели по режиму примера 2. Были сварены тепловые трубы диаметром 20 мм с толщиной кромок сварного соединения 1,25 мм. Рентгенографический контроль сварных соединений показал наличие непровара и пор.

Пример 4. При использовании оптимального режима примера 3 были сварены соединения тепловой трубы диаметром 11 мм с толщиной кромок 1,25 мм. Внешний осмотр сварного шва выявил прожог и оплавление кромок заглушки и штуцера. Наличие дефектов в сварных швах (примеры 3 и 4) и их отсутствие (пример 2) при равных толщинах кромок сварных соединений, одинаковых режимах локальной термообработки и сварки обусловлены разной массой тепловых труб. Оптимальные диапазоны погонной энергии для кольцевого сварного соединения тепловой трубы диаметром 20 мм для локальной термообработки составили от $(13 \times 60 / 5,9)$ 117 Дж/мм до $(10 \times 60 / 5,9)$ 82 Дж/мм, для сварки – $(27 \times 60 / 5,9)$ 235 Дж/мм до $(19 \times 60 / 5,9)$ 165 Дж/мм. Для тепловой трубы диаметром 11 мм соответственно диапазон погонной энергии локальной термообработки составил от $(0,4 \times 60 / 5,9)$ 64 Дж/мм до $(0,2 \times 60 / 5,9)$ 45 Дж/мм и для сварки – от $(0,8 \times 60 / 5,9)$ 125 Дж/мм до $(0,5 \times 60 / 5,9)$ 90 Дж/мм. В связи с асимметрией рассматриваемых сварных соединений было рассмотрено три случая распределения энерговложения в сварное соединение.



рисунк. Внешний вид сварного шва тепловой трубы

Пример 5. Использовали режим примера 2 и вели однородное распределение энерговложения в сварное соединение. После сварки выполняли рентгенографический контроль сварного шва. Были выявлены поры и сделан вывод, что при движении электронного луча по стыку без деления энерговложения в сварное соединение происходит образование пор, источником которых является АД31.

Пример 6. С такими же режимами сварки, что и в примере 5, были сварены тепловые трубы. При термообработке сварного соединения энерговложение было в четыре раза больше в сплав АД31, чем в АД1. При сварке с помощью асимметричной развёртки энерговложение в материал сварного соединения АД1 было в два раза больше, чем в АД31. Рентгенографический контроль сварного шва дефектов не выявил.

Пример 7. Уменьшили энерговложение, приходящее на АД31, в 10 раз. Рентгенографический контроль в корне сварного шва выявил непровар из-за нехватки теплового вложения для расплавления сплава АД31.

В примерах 8–10 использованы три режима импульсной сварки рассматриваемого сварного соединения.

Пример 8. Сварку вели по режиму примера 6 с использованием импульсов с частотой 4 Гц. Внешний осмотр сварного шва выявил трещину.

Пример 9. Сварку вели по режиму примера 6 с использованием импульсов электронного луча с частотой 9 Гц. Внешний осмотр сварного шва дефектов (пор и трещин) не выявил (см. рисунок).

Пример 10. Сварку вели по режиму примера 6 с использованием импульсов электронного луча с частотой 10 Гц. Металлографические исследования сварного шва выявили поры.

Полученные сварные швы (пример 9) были подвергнуты рентгенографическому контролю на наличие дефектов, согласно которому дефекты в сварных швах не обнаружены. Металлографические исследования показали также отсутствие окисных плёнок и газовых пор. Рентгенографические исследования подтвердили однородность проплава сварных швов.

Испытания на прочность в 10%-ной гелиево-воздушной смеси при давлении 150 кгс/см² в течение пяти минут сварные швы тепловой трубы выдержали. Герметичность сварных швов тепловой трубы при внутреннем давлении 100 кгс/см² 10%-ной гелиево-воздушной смеси в вакуумной камере соответствует конструкторской документации.

ВЫВОДЫ

Электронно-лучевая сварка стыковых соединений тепловой трубы из алюминиевых сплавов АД1 и АД31 осуществлялась путём перемещения электронного луча по стыку. Перед сваркой производилась предварительная локальная термообработка в начале процесса с погонной энергией $q_l = 91...101$ Дж/мм и погонной энергией в конце процесса $q_c = 63...70,7$ Дж/мм. При этом 80% энергии электронного луча вкладывают в сторону сплава АД31, а сварку ведут в начале процесса с погонной энергией $q_c = 180...203$ Дж/мм и погонной энергией в конце процесса – $q_c = 127...141$ Дж/мм; 70% энергии электронного луча вкладывают в сторону сплава АД1. Локальную термообработку и сварку осуществляют импульсным воздействием с частотой 4–10 Гц.

Отработка новых режимов сварки тепловых труб позволяет улучшить качество швов при проведении сварочных работ, что повысит надёжность труб.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Паришуков Л.И., Панин Ю.В., Коржов К.Н. Новая технология электронно-лучевой сварки для соединения разнородных материалов аксиальных тепловых труб // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 50-54. DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.007.

Лихачев В.А., Малинин В.Г. Структурно-аналитическая теория прочности. Л.: Наука, 1992. 400 с.

Статья поступила в редакцию 28.07.2023

Статья после доработки 29.08.2023

Статья принята к публикации 29.08.2023

К ВОПРОСУ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ГОРЯЧЕЙ ОБЪЁМНОЙ ШТАМПОВКИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ПОКОВОК ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

ON THE ISSUE OF IMPROVING THE TECHNOLOGY OF HOT FORGING IN THE MANUFACTURE OF PARTS OF ROCKET AND SPACE EQUIPMENT



Е.Е. Маркелов¹,
markelov.egor2013@
yandex.ru;
E.E. Markelov



Е.В. Преображенский²,
кандидат
технических наук,
tomd@mati.ru;
E.V. Preobrazhenskii



В.В. Гончаров¹,
кандидат
технических наук,
goncharovww@mail.ru;
V.V. Goncharov



В.И. Галкин²,
доктор
технических наук,
galkinvi1801@yandex.ru;
V.I. Galkin

Специфика производства компонентов для космической техники определяет повышенные требования к качеству получаемых поковок. Поэтому любые нештатные ситуации в технологическом процессе изготовления деталей ответственного назначения являются поводом для пристального изучения. В данной статье рассматриваются вопросы застревания поковок в штампе во время штамповки на молоте, возможные причины и способы их устранения. Приводится оценка качества полученных деталей. Предложенные меры и проведённые исследования с помощью моделирования в CAD/CAE-системах позволяют оптимизировать производственные затраты, что весьма востребовано для предприятий космической отрасли.

Ключевые слова:
обработка металлов давлением;
штамповка; моделирование;
CAD/CAE-система; QForm.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.016

The specifics of components production for space technology determine the increased requirements to the quality of the forgings produced. Therefore, any abnormal situations in the technological process of critical parts manufacturing are a reason for close examination. This article deals with the issues of forgings sticking in the die during forging on the hammer, possible causes and ways of their elimination. An assessment of the quality of the obtained parts is given. The proposed measures and the conducted research by means of CAD / CAE-systems simulation allow to optimize production costs, which is in high demand for space industry enterprises.

Keywords:
metal working;
forging; simulation;
CAD/CAE software; QForm.

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

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

ВВЕДЕНИЕ

В ракетно-космической отрасли детали должны обладать высокой стойкостью к динамическим, вибропрочностным, ударным, акустическим, циклическим нагрузкам при требуемых (повышенных и/или пониженных) температурах эксплуатации. Поэтому метод анализа распределения основных параметров деформируемых поковок, идущих на изготовление ответственных деталей узлов и отсеков конструкции, позволяет существенно повысить качество космических аппаратов.

В настоящее время моделирование технологических процессов горячей штамповки проводится с помощью специализированных CAD/CAE-систем, они позволяют с достаточной точностью прогнозировать результаты деформирования, значительно снизить расходы и сократить сроки выпуска готовой продукции предприятия (Hawryluk M. et al., 2023).

Среди лидирующих на рынке CAE-систем, моделирующих процесс горячей штамповки, наилучшим образом зарекомендовали себя импортные продукты SFTC DEFORM и Ansys/LS-DYNA, отечественный продукт QForm и др. Данные системы выполняют математическое моделирование процессов с использованием метода конечных элементов, который позволяет визуализировать результаты расчётов и произвести оценку основных параметров техпроцесса (Маркелов Е.Е. и др., 2022; Власов А.В. и др., 2019).

Однако в большинстве случаев моделирование проводится с чётко заданными граничными условиями. То есть не полностью учитываются отдельные внешние факторы, влияющие на ход штамповки. К ним относятся, например, отклонения температуры заготовки и подогреваемых вставок, количество наносимой смазочно-охлаждающей жидкости, величина окалины и т.п. В результате может возникнуть ситуация, когда заготовка во время удара молотом застревает в верхней или нижней половине штампов (Connolly D. et al., 2023). В данной ситуации при отсутствии выталкивателей у оборудования необходимо останавливать процесс штамповки до момента остывания поковки либо даже снимать рабочие вставки (если застревание связано с повышенным износом и образованием поднутрений). Это приводит к нескольким негативным последствиям: снижается производительность изготовления партии деталей, увеличивается износ оснастки из-за её продолжительного соприкосновения с нагретым металлом, ухудшаются свойства заготовок, которые вынужденно находятся более продолжительное время в печи. Таким образом, важно понять причины застревания поковок и исследовать способы, которые помогут избежать данного явления.

Необходимо отметить, что невозможность лёгкого извлечения поковки из штампа может быть вызвана сразу несколькими факторами, включая погрешности

при подготовке исходных заготовок, неверно подобранный диапазон нагрева материала, недостаточное количество смазки, допущенные неточности при проектировании оснастки или при выборе и контроле основных технологических параметров (Krawczyk J. et al., 2022).

В связи с этим целью исследования являлась совершенствование процессов горячей объёмной штамповки деталей космической техники, с тем чтобы уменьшить вероятность застревания поковок. Для этого решались задачи по выявлению причин, обуславливающих застревание, на основе анализа результатов компьютерного моделирования и натурных экспериментов.

Исследования проводились на заготовках из нержавеющей стали 12X18H10T. Обработка металла давлением осуществлялась паровоздушными молотами МА2143 и М134А. Испытания на растяжение образцов велись на разрывных машинах типа Р-5; неразрушающий контроль поковок производился промышленным компьютерным томографом V|tome|x m 300 General Electric (Ананьев А.И. и др., 2020). Термическая обработка образцов из заготовок проводилась в нагревательных печах ЭЦЭП.

Моделирование осуществлялось при помощи CAD/CAE-систем: NX, QForm. Конечно-элементная модель состояла из 100 тыс. элементов в виде тетраэдров, задача решалась в 3D-постановке. Исследовались упругопластические деформации с помощью совместного расчёта полей в заготовке и в инструменте. Прогнозировалось распределение температуры непосредственно в течение всего процесса горячей объёмной штамповки. На основе уравнений Рейе – Арчарда – Хрущева оценивался износ поверхности штамповой оснастки. Используемые свойства материалов включали теплофизические и реологические характеристики 12X18H10T и 5ХНМ из базы данных QForm. На первом этапе проводились расчёты, соответствующие проведённой опытной штамповке. После подтверждения совпадения результатов анализа с экспериментальными данными в модель вносились корректировки: изменялась геометрия штампов и параметры технологического процесса для поиска наиболее рационального варианта изготовления.

Результаты исследований и их обсуждение

Основанием для исследования послужил производственный процесс штамповки детали «Ресивер» в АО «НПО Лавочкина», в ходе которого часто возникала ситуация, когда извлечение поковки из штампов было затруднено (рисунок 1). Ресивер представляет собой сферическую ёмкость, которая является частью пневматической панели разгонного блока «Фрегат» (Ширшаков А.Е. и др., 2022; Дишель В.Д. и др.,



а – деталь после механической обработки;
б – поковка.

рисунок 1. «Ресивер» из коррозионно-стойкой стали 12Х18Н10Т

2022) и служит для предотвращения выхода из строя редуктора давления, тем самым защищая систему от гидроудара. По технологии предприятия для получения детали «Ресивер» из стали 12Х18Н10Т применялись следующие основные операции:

- ковка при максимальной температуре нагрева 1170°C (осадка в нижней части штампа);
- горячая объёмная штамповка полуфабриката при максимальной температуре нагрева 1170°C;
- смягчающая обработка (закалка) при температуре 1050°C для улучшения обрабатываемости резанием и повышения коррозионной стойкости.

После двух переходов штамповки на молоте 3 тс получалась поковка детали «Ресивер». В момент окончания горячей штамповки неоднократно готовая

поковка застревала в верхней части штампа. Это особенно опасно для работы штампа, так как количество теплоты, поступающее в штамп, возрастает с увеличением времени контакта заготовки с оснасткой. При кратковременном нагреве тонкого поверхностного слоя штампа (даже до 980°C) не успевают произойти структурные изменения в штамповой стали, и штамп сохраняет исходную твёрдость. При застревании поковки в ручье продолжительность теплового воздействия на штамп увеличивается в десятки раз, что приводит к постепенным структурным превращениям и уменьшению твёрдости металла штампа. При этом штамповые вставки изготавливаются из стали 5ХНМ, для которой рекомендуемые условия работы установлены от 400°C до 450°C.

Поскольку сложность извлечения поковки могла быть вызвана различными причинами, включая износ оснастки под действием высоких температур, потребовалось выполнить моделирование процесса штамповки с помощью метода конечных элементов.

По результатам расчётов в QForm распределение температур в процессе штамповки имеет неравномерный характер (рисунок 2), происходит существенный нагрев центральной части штампа. Анализ показал, что уже через 34 с рабочего процесса, на протяжении которых штамп контактирует с деталью, поверхность и часть внутренних объёмов оснастки нагреваются почти до 500°C. Кратковременно такой режим работы допускается, но происходит постепенное разупрочнение инструмента.

На основании полученных данных выдвинуто два предположения застревания поковки при горячей штамповке:

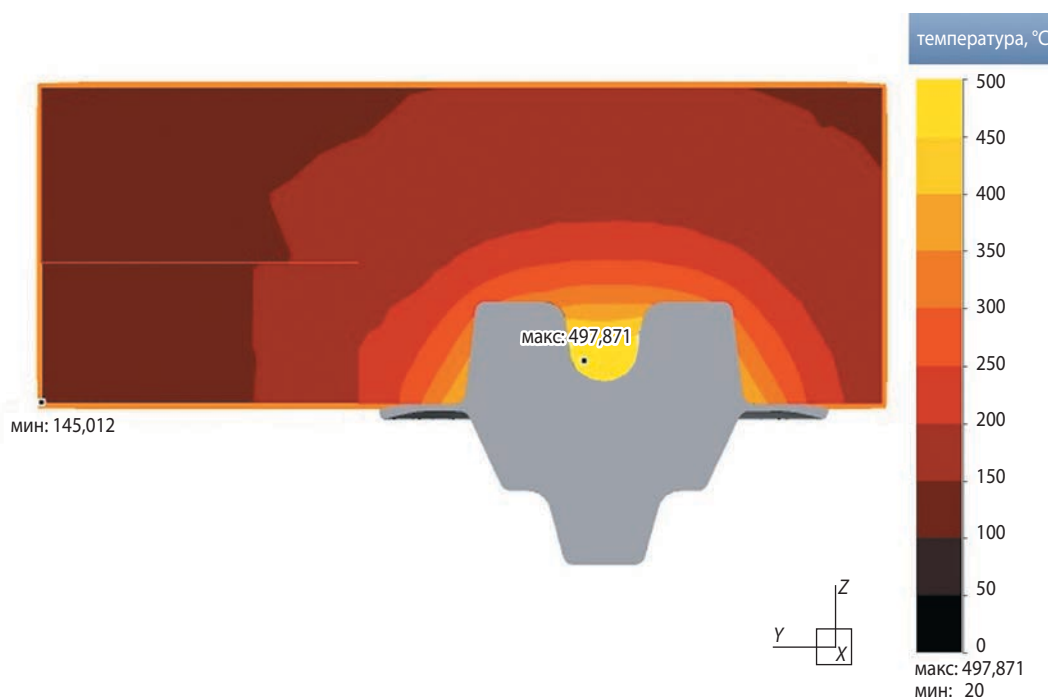
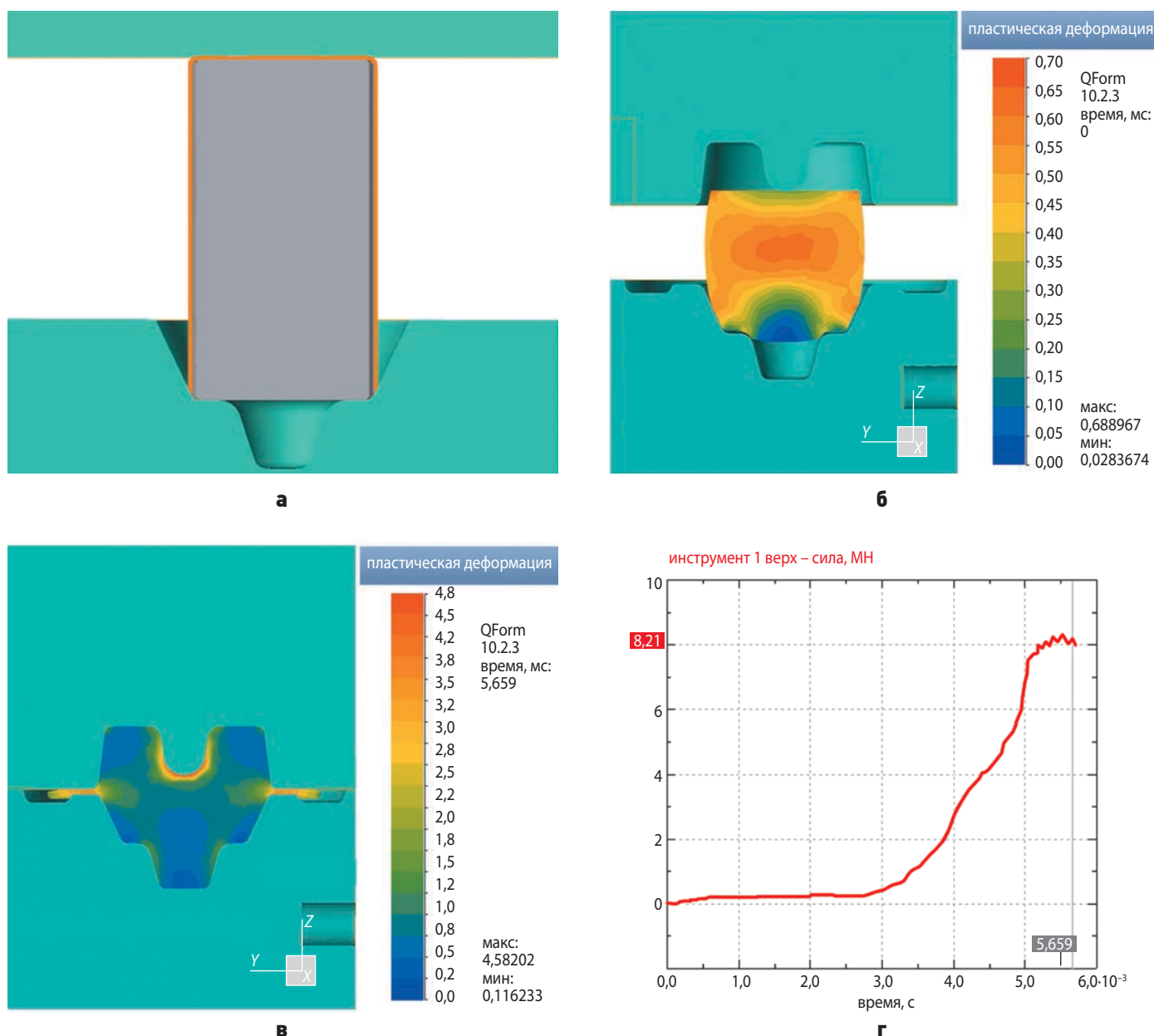


рисунок 2. Температуры в штампе по результатам моделирования в QForm



а – моделирование ковки прутка (первый переход) в QForm; **б** – начало штамповки в QForm; **в** – поковка после окончательного второго перехода в QForm; **г** – график зависимости усилия деформирования молотом от времени штамповки.

рисунок 3. Технология получения поковки на предприятии для детали «Ресивер» из стали 12X18H10T

- возможно, температурное поле штампуемой заготовки выходит за границы интервала ковки (т.е. требуется спрогнозировать значения температурного поля поковки);
- из-за неоднородности температурного поля заготовки и, следовательно, неравномерности деформации могут возникнуть участки сухого трения, в результате чего происходит схватывание металла поковки с материалом штампа. Это особенно характерно для таких технологических процессов, в которых наблюдается интенсивное скольжение деформируемого металла по инструменту. Увеличение деформации, повышающее усилие деформирования и гидро-

статическое давление, в значительной степени способствует схватыванию. Поэтому необходимо проанализировать усилие деформирования в технологическом процессе.

Для изучения причин залипания поковки произведена имитация действующего технологического процесса горячей объёмной штамповки за счёт применения результатов 3D-моделирования в САЕ-системе. Данный метод изучения технологического процесса хорошо зарекомендовал себя в работах. Результат моделирования представлен на рисунке 3. Видно, что осажённый пруток подвергается штамповке за время деформирования 5,7 мс, при максимальной пластической деформации до 4,6, с усилием деформирования

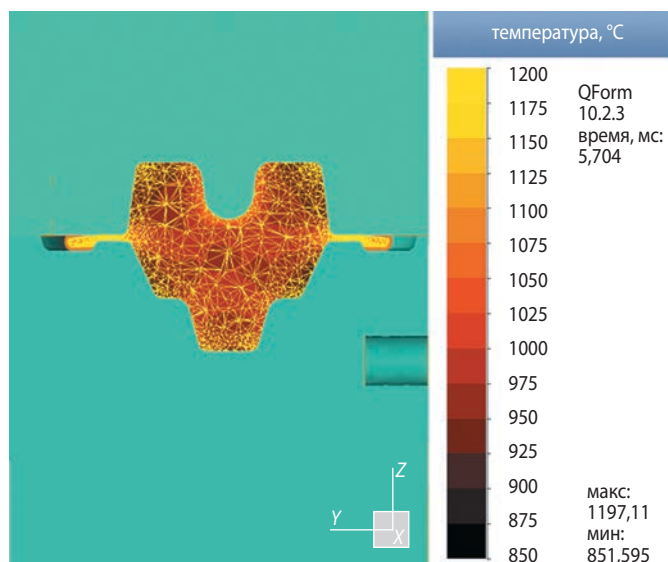
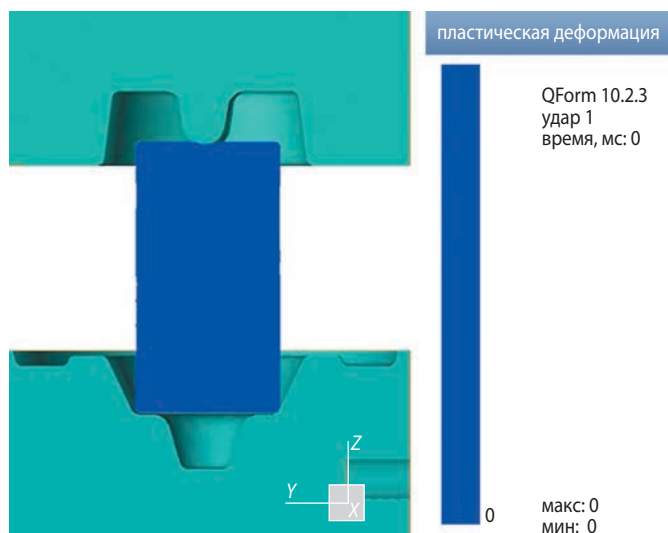


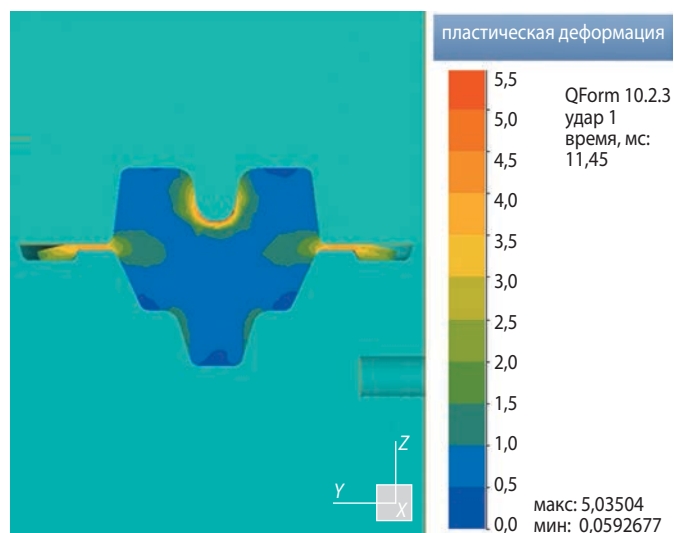
рисунок 4. Модель температурного поля поковки в QForm

до 8,21 МН. Причём наиболее сильное увеличение энергии деформации требуется после 3 мс.

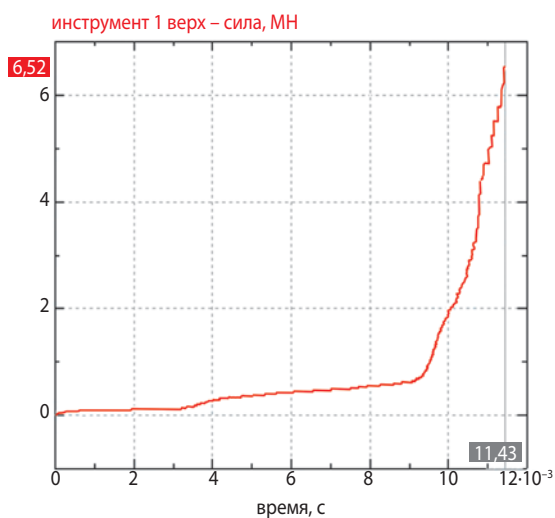
На основании проведённого анализа подтвердились предположения о возможном перегреве в зоне выступающей части верхней половины штампа, а также о повышенных контактных давлениях в данном месте поковки. Дальнейшее исследование включало изменение геометрии ручья штамповых вставок. Выяснилось, что увеличение штамповочных уклонов и радиусов закруглений углов поковки позволяет облегчить течение металла, тем самым, уменьшив вероятность износа оснастки, и облегчить извлечение поковки. Однако доработка штамповой оснастки является достаточно дорогостоящим мероприятием, поэтому предложены альтернативные варианты решения проблемы. В частности, рассмотрен способ с исключением операции осадки из технологического процесса.



а



б



в

а – начало штамповки в QForm; **б** – получаемая поковка в QForm;

в – график зависимости усилия деформирования молотом от времени штамповки.

рисунок 5. Предлагаемая технология получения поковки без застревания для детали «Ресивер» из стали 12X18H10T

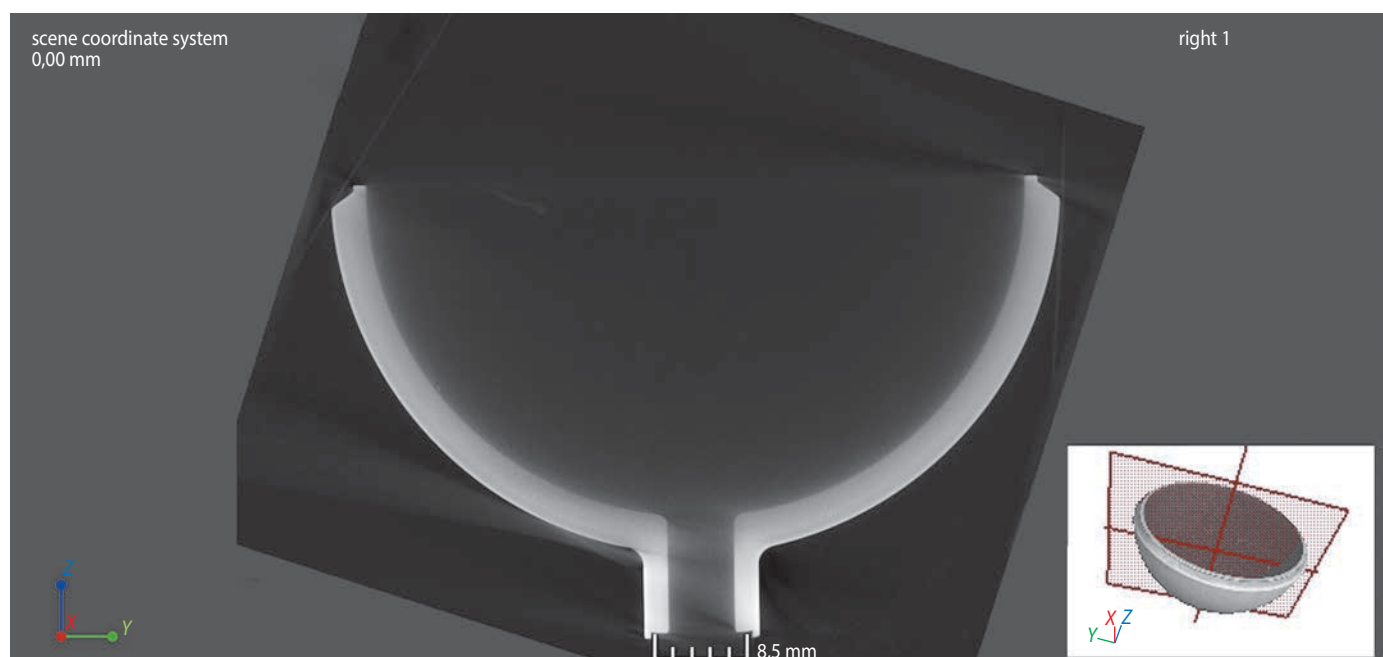


рисунок 6. Томографический снимок детали «Ресивер» после механической обработки поковки

В отличие от действующей технологии при одинаковых исходных данных (конфигурация штампа и размеры прутка не меняются) в новом процессе вместо осадки прутка в нижней части штампа сразу проводится штамповка за одну операцию. Дополнительно, данное предложение исключает повторные нагревы полуфабриката и, следовательно, сокращает время штамповки.

Однако по результатам анализа в QForm определено, что штамповка сопровождается интенсивным деформационным разогревом (рисунок 4). Как и в исходной технологии, некоторые объёмы металла находятся вблизи верхней границы температурного интервалаковки (от 1200°C до 850°C) или превышают её. Достижение предельных значений температуры из интервалаковки нежелательно, так как при нижних значениях возрастает усилие деформирования, а при верхних, из-за повышенных температур, снижается ресурс инструмента и печей. Поэтому предложено снизить температуру нагрева заготовки перед штамповкой с 1170°C до 1090°C.

Следовательно, для исключения схватывания поковки со штампом предложен наиболее рациональный технологический процесс изготовления детали «Ресивер»:

- горячая объёмная штамповка полуфабриката при максимальной температуре нагрева 1090°C (рисунок 5);
- смягчающая обработка (закалка) при температуре 1050°C для улучшения обрабатываемости резанием и повышения коррозионной стойкости.

Из рисунка 5 видно, что при немного увеличенном времени деформирования до 11 мс пластическая деформация осталась на уровне до 5, а усилие деформирования снизилось до 6,52 МН. Снижение усилия штамповки связано с тем, что материал обрабатывается в исходном отожжённом состоянии, в то время как при наличии операции осадки происходило упрочнение металла.

Снижение усилия деформирования, понижающее гидростатическое давление, в улучшенном технологическом процессе предотвращает застревание

таблица – Механические свойства детали «Ресивер» из стали 12X18H10T

способ получения штамповки	механические свойства после смягчающей обработки			
	направление вырезки образца	предел прочности σ_b , МПа	предел текучести $\sigma_{0,2}$, МПа	относительное удлинение ϵ , %
по исходной технологии предприятия	осевое	548	273–292	50,8–51,6
	радиальное	554–556	278–298	53,2–54,4
по усовершенствованной технологии	осевое	546	273–277	50,0–51,2
	радиальное	552	277–279	45,2–48,8

поковок, что было подтверждено опытными работами. Но поскольку исключение операции осадки потенциально может привести к ухудшению структуры металла и снижению свойств готового изделия, проведены механические испытания образцов. Кроме того, изменение начальной формы заготовки для окончательного ручья могло повлиять на течение металла и образование внутренних дефектов. Хотя моделирование не выявило тенденции к их образованию, проведена проверка штамповок с помощью компьютерной томографии.

По результатам испытаний механические свойства поковок, полученных по новой технологии, соответствовали требованиям и лишь незначительно отличались от образцов, полученных по исходной технологии предприятия (таблица).

Исследование поковок методом компьютерной томографии не выявило появления неустранимых дефектов в виде несплошностей или складок (рисунок 6).

Таким образом, выявлены причины застревания поковок во время штамповки. Извлечение поковок было затруднено из-за взаимного действия сразу нескольких факторов, включая конструктивные особенности ручья вставок и температурный режим деформирования. Благодаря изменению технологического процесса удалось улучшить производственный процесс и повысить качество изделий.

заключение

CAD/CAE-системы и математическое моделирование методом конечных элементов остаются эффективным инструментом прогнозирования основных характеристик процесса горячей штамповки, позволяя снизить расходы и сократить время на разработку технологических процессов на этапе освоения технологии. На основании проведенного исследования выявлены причины возникновения ситуации с затруднением извлечения поковок из штампа в конце процесса штамповки. Показано, что, хотя причины застревания поковок в целом известны, решение этой проблемы может быть различным. Анализ полученных при моделировании и в экспериментах данных позволил предложить несколько подходов для улучшения технологического процесса. Наиболее рациональным оказался способ с изменением числа операций: при использовании того же молота и той же конфигурации штампа, что и в технологии предприятия, штамповку предложено проводить сразу в окончательном ручье. При этом течение металла стало более равномерным во всех направлениях благодаря правильно подобранной оптимальной силе удара, повышается ресурс работы оборудования (печи, молота) и штамповой оснастки. Тем самым,

за счёт уменьшения количества операций и снижения температуры штамповки удалось исключить (снизить вероятность появления) случаи застревания поковок. Детали получаются без дефектов, механические свойства остались на требуемом высоком уровне.

Рациональная технология штамповки детали «Ресивер» показала удовлетворительные результаты и принята в технологическом процессе производства.

список литературы

Ананьев А.И., Гончаров В.В., Григорьев П.С., Шутова А.С. Опыт применения компьютерной томографии при исследовании несплошностей в деталях из алюминиевых и железоуглеродистых сплавов // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 2020. № 11. С. 52-59.

Власов А.В. и др. Конечно-элементное моделирование технологических процессовковки и объёмной штамповки: учеб. пособие / Под ред. А.В. Власова. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 383 с.

Дишель В.Д., Елисеева М.А., Мулюкин А.М., Сапожников А.И. и др. Системы управления АО «НППЦАП» в проектах АО «НПО Лавочкина» // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2022. № 2. С. 76-81.

Маркелов Е.Е., Преображенский Е.В., Гончаров В.В. и др. Улучшение процессов горячей объёмной штамповки при изготовлении деталей из магния // *Заготовительные производства в машиностроении*. 2022. Т. 20, № 7. С. 307-310.

Шуришаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-летию предприятия) // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2022. № 2. С. 8-22.

Connolly D., Sivaswamy G., Rahimi S., Vorontsov V. Miniaturised experimental simulation of open-die forging // *Journal of Materials Research and Technology*. 2023. Vol. 26. P. 3146-3161. <https://doi.org/10.1016/j.jmrt.2023.08.073>.

Hawryluk M., Cygan P., Krawczyk J., Barelkowski A. et al. Development of Preliminary Precision Forging Technology and Concept for Tools Used to Reforge 60E1A6 Profile Needle Rails with the Use of Numerical and Physical Modeling // *Materials*. 2023. 16(5). 2103. <https://doi.org/10.3390/ma16052103>.

Krawczyk J., Łukaszek-Solek A., Lisiecki Ł., Śleboda T. et al. Wear Mechanisms of the Forging Tool Used in Pre-Forming in a Double Forging System of Truck Parts // *Materials (Basel, Switzerland)*. 2022. 16(1). 351. <https://doi.org/10.3390/ma16010351>.

Статья поступила в редакцию 10.10.2023

Статья после доработки 11.10.2023

Статья принята к публикации 11.10.2023

ЭЛЕКТРОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЗАМЕНА ИСПЫТАНИЙ МАТЕМАТИЧЕСКИМИ МОДЕЛЯМИ НА ЭТАПЕ ПЕРЕХОДА К СЕРИЙНОМУ ПРОИЗВОДСТВУ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ELECTRONIC SIMULATION AND TEST SUBSTITUTION BY MATHEMATICAL MODELS DURING ALTERATION TO THE MASS SMALL SPACECRAFT PRODUCTION



Н.В. Черепанов¹,
кандидат
технических наук,
nv137@yandex.ru;
N.V. Cherepanov

В статье рассматриваются вопросы замены натурных испытаний математическим моделированием для нового класса серийных изделий и валидация новых компьютерных моделей, подтверждающих соответствие результатов численного моделирования объекта. Описан порядок валидации компьютерных моделей и типы виртуальных испытаний для элементов малоразмерных КА. Рассмотрены электронные макеты для валидации виртуальных испытаний и особенности проведения электронного моделирования на примере прочностных расчётов.

Ключевые слова:

*виртуальное испытание;
валидация компьютерных моделей;
электронное моделирование.*

The article considers the issues of in situ tests substitution by mathematical modelling for a new class of mass produced items and new computer model validation confirming the correspondence of the results of object numerical modelling. The order of the computer model validation and types of virtual tests for the parts of small spacecraft is described. The electronic mock-up models for virtual tests validation and the peculiarities of carrying out of electronic modelling using the example of the strength calculations are considered.

Keywords:

*virtual test;
computer model validation;
electronic modelling.*

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.017

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

В настоящее время в космической отрасли активно стало развиваться новое стратегическое направление – создание малоразмерных космических аппаратов (МКА) с широким применением унифицированных базовых конструкций. При их производстве обеспечивается снижение стоимости разработки и изготовления, а также услуг по запуску при сохранении необходимого уровня надёжности и требуемого гарантированного срока функционирования на орбите. Среди основных направлений развития таких систем можно выделить создание многоспутниковых космических систем дистанционного зондирования Земли, систем связи, а также нового типа космического объекта – кластера МКА, функционирующего как единый виртуальный КА. В качестве примеров развития этих направлений можно представить систему глобальной спутниковой системы Starlink, разрабатываемой компанией Маска SpaceX для обеспечения высокоскоростным широкополосным спутниковым доступом в Интернет и систему «Сфера» – проект глобальной российской многофункциональной инфокоммуникационной спутниковой системы. Генеральным директором Роскосмоса Ю.В. Борисовым перед нашей отраслью поставлена задача создания таких аппаратов на основе конвейерной сборки.

Решение этой задачи основано на модульном построении МКА с унификацией и стандартизацией, оптимизации логистических цепочек производства, эффективном входном контроле комплектующих и применении виртуальных испытаний для ряда элементов изделия.

Эта задача входит в область проблем внедрения Индустрии 5.0 на предприятиях (Черепанов Н.В., 2019).

Целью замены натуральных испытаний математическим моделированием является удешевление испытаний в результате сокращения числа итераций натуральных испытаний отдельных элементов КА и изготовления меньшего числа испытательных макетов, разгрузка испытательных стендов. В мировой практике этой проблеме уделяется большое внимание (Боровков А.И., Гамзикова А.А., Кукушкин К.В., Рябов Ю.А., 2019; Новиков С.В., 2020).

При замене натуральных испытаний математическим моделированием появляется возможность выполнять в электронном виде испытания отдельных узлов КА или создавать условия испытаний, которые невозможно выполнить на физических стендах.

Виртуальное испытание – это определение количественных и (или) качественных характеристик свойств объекта испытаний как результата исследования свойств цифровой модели (или цифрового двойника) этого объекта.

При использовании компьютерного моделирования на этапах жизненного цикла (ЖЦ) МКА, в т.ч. взамен результатов натуральных экспериментов, следует

предусматривать выполнение и документирование проверки адекватности компьютерной модели для заданного набора исходных данных (ГОСТ Р 57412—2017). Основная цель проверки компьютерной модели (КМ) и удостоверения результатов моделирования – обеспечить уверенность пользователя КМ в правильности разработанной КМ элемента конструкции или отдельных систем аппарата на всех этапах её создания вплоть до обработки и представления результатов моделирования.

Виртуализация испытаний проводится для конструкторских решений, используемых при разработке идентичных деталей, систем и изделий, либо при доработке изделия, существенно не меняющего конструктивный облик аппарата. Для них существуют электронные типовые модели, по которым проведены натурные испытания. При разработке нового класса серийных изделий необходимо проводить валидацию новых компьютерных моделей.

Как показывает опыт развития ракетно-космической техники заимствование отдельных значимых узлов, агрегатов, систем, моделей для создания новых КА невозможен без проведения полного комплекса натурных испытаний. И только в случае незначительных конструктивных изменений отдельных элементов изделия необходимо принимать решение о проведении компьютерного моделирования этих составляющих изделия. В НПО им. С.А. Лавочкина всегда уделялось большое внимание тщательности экспериментальной отработки создаваемых изделий (Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В., 2022; Ефанов В.В., Мошнеев А.А., 2021).

В рамках проведения испытаний формируются электронные испытательные макеты элементов изделия, которые, в свою очередь, переносят часть итераций натуральных испытаний в электронный вид, заменив их математическим моделированием.

Также электронные испытательные макеты служат базой данных для хранения результатов натуральных испытаний, являются объектом сравнения результатов математического моделирования и натуральных испытаний.

КМ, используемые при проведении виртуальных экспериментов, результаты которых оформляют в виде отчёта (например, для приёмочных испытаний), должны пройти процедуру валидации, подтверждающую соответствие результатов численного моделирования объекту моделирования (ОМ) и/или процессов реального мира. Принципы проведения валидации КМ – в соответствии с ГОСТ (ГОСТ Р 57700-23-2020).

На начальных этапах ЖЦ изделия (эскизный проект, выбор и отработка отдельных элементов конструкции и т.п.) могут применяться КМ, не прошедшие процедуру валидации.

В процессе проведения валидации КМ должна быть определена степень соответствия КМ (с определённой точностью) ОМ и/или процессу реального мира. Порядок проведения валидации КМ проводится в соответствии с ГОСТ (ГОСТ Р 57700.25-2020).

Валидацию КМ проводят с использованием ПО КМ, процесс валидации которого выполняется в соответствии с ГОСТ (ГОСТ Р 57700.1-2017).

Валидацию КМ выполняют путём сравнения результатов компьютерного моделирования с данными, включёнными в валидационный базис (ВБ). Валидационный базис – упорядоченная система данных, содержащая результаты натурных экспериментов и результаты компьютерного моделирования, которые позволяют доказать с заданной точностью соответствие компьютерной модели или программного обеспечения компьютерного моделирования объекту моделирования (ГОСТ Р 57700.24-2020).

ВБ должен содержать данные, ранее описанные в отчётах (подробное описание физической постановки задачи, требования к выдаче результатов, результаты экспериментов с указанием точности измерений), программах и/или методиках испытаний, актах и протоколах испытаний.

Целесообразность применения того или иного подхода к валидации КМ при моделировании процессов (технологии компьютерного моделирования) определяется для каждого отдельного случая на основании целей и задач конкретного исследования.

Валидацию КМ осуществляют после изготовления опытного образца и проведения с ним необходимого для постановки на производство количества испытаний.

Валидация КМ включает следующие подпроцессы:

- подтверждение соответствия физических параметров расчётной модели и ОМ;
- подтверждение воспроизводимости при компьютерном моделировании физических свойств ОМ (составных частей ОМ);
- подтверждение воспроизводимости физических явлений, процессов;
- подтверждение соответствия смоделированных функций ОМ функциям объекта реального мира.

Требования к критериям подтверждения идентичности физических параметров, свойств, явлений, процессов КМ и объектов реального мира должны быть определены в ВБ.

В ходе проведения оценки соответствия КМ реальному объекту должно быть определено, насколько физические явления и законы, включённые исследователем в расчётную модель:

- соответствуют постановке исходной задачи,
- достаточны для получения требуемых решений.

В моделировании и эксперименте важна роль количественной характеристики неопределённости и, как

следствие, повторяемости результатов. При проведении одного и того же эксперимента, применяемого в качестве валидационного базиса, должны быть обеспечены организационные условия, при удовлетворении которых результаты эксперимента в определённой степени коррелируют между собой. Степень корреляции определяется исходя из особенностей проводимого эксперимента и физического процесса, моделируемого в ходе него.

Первый этап валидации КМ заключается в формировании ВБ. В ходе данного этапа разработчик должен:

- определить величины и характеристики, существенные для исследуемого ОМ;
- подготовить параметры и требования к КМ и ПО КМ для моделирования;
- выбрать метрики соответствия для оценки различия результатов моделирования и эталонных решений;
- определить обоснованные погрешности моделирования.

Для получения адекватных результатов моделирования параметры КМ, а также параметры ПО КМ должны быть настроены на процессы, характерные для рассматриваемого ОМ в соответствии с ВБ.

Выбор метрики сравнения результатов моделирования с эталонными решениями, а также критерия успешности валидации в целом определяется для конкретной КМ в соответствии с требованиями к её последующему применению, значимости результатов моделирования, экономических соображений и т.п.

Метрика соответствия результатов моделирования и эталонных решений вычисляется на основе результатов количественной оценки численной погрешности и неопределённости в соответствии с требованиями системы национальных стандартов «Статистические методы».

Рекомендации по оценке численной погрешности и неопределённости валидации

В общем случае в качестве критерия успешной валидации КМ должны выступать результаты анализа полученных в процессе моделирования метрик соответствия, которые учитывают все ошибки и неопределённости, в том числе с использованием методов статистического анализа.

Погрешность валидации и неопределённость оцениваются по следующей схеме:

Если u – произвольная мера отклика системы, которая вычисляется и измеряется экспериментально, то Δ – разность между истинным значением величины u_{nature} и численным результатом $u_{diskrete}$ – вычисляется по формуле

$$\Delta = (u_{nature} - u_{diskrete}).$$

Данную формулу можно представить в виде

$$\Delta = (u_{nature} - u_{exp}) + (u_{exp} - u_{exact}) + (u_{exact} - u_{diskrete}), \quad (1)$$

где u_{exp} – значение, измеренное экспериментально; u_{exact} – аналитическое решение системы уравнений математической модели для заданного набора начальных и граничных условий; $u_{diskrete}$ – численное решение дискретной аппроксимации данных уравнений при тех же условиях, полученное с использованием конкретного кода на вычислительной машине.

Формулу (1) можно представить следующим образом;

$$\Delta = E_1 + E_2 + E_3,$$

$$\text{где } E_1 = (u_{nature} - u_{exp}); E_2 = (u_{exp} - u_{exact}); E_3 = (u_{exact} - u_{diskrete}).$$

Слагаемое E_1 представляет собой ошибку, возникающую в процессе экспериментального измерения физического параметра.

Слагаемое E_2 называют ошибкой моделирования. Оно учитывает все ошибки и неопределённости, возникающие при попытке описать экспериментально воспроизводимое явление с помощью системы дифференциальных уравнений. В E_2 также входят набор граничных и начальных условий и другие параметры, необходимые для моделирования соответствующего эксперимента.

Слагаемое E_3 представляет собой погрешность численного решения.

Одновременно с учётом того, что любая КМ содержит ряд параметров (например, свойства материалов), которые являются в реальном мире не детерминистическими, а стохастическими величинами, при проведении компьютерного моделирования должна быть проведена оценка зависимости решения от исходных данных.

В случае внесения изменений в КМ требуется повторная валидация. Если необходим повторный анализ, то он должен быть проведён не только для проверки отдельных изменений, но и для проверки масштаба и последствия каждого изменения.

Электронное моделирование и замена отдельных испытаний математическими моделями должны решаться централизованно. Отраслевое решение этой задачи Роскосмос планирует к 2040 году: отказ от части испытаний ракетно-космической техники, переход на математическое моделирование на суперкомпьютерах, и отказ от части натурных испытаний и признание математической модели частью натурных испытаний. Решение такой задачи должно проводиться на утверждённых в Отрасли программных, технических средствах и типовых конструктивно-схемных решениях с учётом степени подобию разрабатываемых элементов изделия.

Практика валидации должна быть либо встроена в сами процессы проектирования, либо выполнять проверки на выходе из каждой стадии проектирования, начиная с самых ранних. Также необходимо процесс валидации начинать с планирования этих задач.

Некоторые типы виртуальных испытаний и отработок элементов КА: функциональное; тепловое, электрическое, механическое, гидравлическое, антенного макета, комплексное на несколько воздействий (при помощи использования виртуальных полигонов), электронное макетирование.

Виртуальный полигон – система, в общем случае состоящая из технических средств, программного, методического и организационного обеспечения и квалифицированного персонала, предназначенная для проведения полигонных испытаний как результата исследования свойств цифровой модели (или цифрового двойника) объекта испытаний, неотъемлемая часть цифрового двойника, позволяющая оценивать выполнение требований ГОСТов, функциональной безопасности и пожеланий заказчика на каждом этапе разработки и изготовления изделия (*Цифровой двойник на производстве: задачи, вопросы, перспективы*).

Компьютерная информационная система (КИС), в которой осуществляется проведение виртуальных испытаний, их валидация с натурными испытаниями и хранение результатов натурных испытаний, должна содержать в себе следующий функционал:

- возможность подготовки многоуровневых испытательных электронных макетов элементов изделия;
- возможность разработки виртуальных испытательных стендов для проведения механических, тепловых, электрических и прочих испытаний макетов элементов изделия;
- возможность разработки виртуальных полигонов, имитирующих среды и прочие факторы, воздействующие на составные части изделия;
- возможность управления данными натурных испытаний и их предварительным моделированием;
- возможность подготовки натурных испытаний с использованием виртуальных моделей стендов и электронных макетов испытываемых элементов;
- возможность цифрового обеспечения проведения натурных испытаний;
- возможность обработки и анализа результатов натурных и виртуальных испытаний.

Внедрение методик замены натурных испытаний виртуальными начинается с апробации новых подходов к проведению испытаний, отталкиваясь от типовых задач или испытаний, число итераций которых достаточно велико.

таблица – Электронные макеты для валидации виртуальных испытаний

тип макета	тип виртуального испытания или цель
технологический макет	проверка технологичности изготовления и сборочных работ и т.д.
конструкторский макет	отработка монтажей; оценка возможности обеспечения заданной точности; установки и юстировки бортовой аппаратуры (БА); проверка зазоров с головным обтекателем и стыковки; конфигурирование и прокладка БКС; конфигурирование пневмогидрокоммуникаций; конфигурирование матов ЭВТИ; определение взаимного положения комплектующих изделий и элементов конструкции
тепловой макет	комплексные испытания методом расчётного определения температурных полей элементов конструкции; определение тепловых режимов
механический макет	прочностные испытания при воздействии механических нагрузок при не принципиальных доработках конструкции
электрический макет и антенный макет	испытания на радиационное воздействие и влияние конструкции КА на характеристики антенн

В результате апробаций новых методов проведения испытаний сформируется база специальных теоретических знаний, которая позволит отработать метод перехода от натурных испытаний к виртуальным.

Физические испытания в этом случае являются валидационными для подтверждения адекватности создаваемых виртуальных макетов, сред и полигонов.

Лётные испытания рассматриваются как контрольный этап.

Для отработки и валидации составных частей (СЧ) космического аппарата предусматривается проведение всесторонних исследований прочности и выносливости конструкции, работоспособности и характеристик агрегатов отдельных систем и комплексов, а также их стыковки и взаимосвязи с характеристиками КА на стендах. В этом случае ещё на ранних стадиях могут быть вскрыты недостатки, в том числе несоответствие требованиям, которые легче устранить до или в процессе изготовления КА, чем во время лётных испытаний.

Такой подход к валидации позволит провести лётные испытания по доводке в кратчайшие сроки. Общая программа валидации должна быть составлена с начала проектирования и включать поэтапное

проведение работ по мере окончания каждого раздела проекта.

Подготовка к валидации должна вестись с начала проектирования и к началу лётных испытаний достигать своего максимума в зависимости от конструктивных особенностей изделия.

Целями и задачами автономных испытаний составных частей МКА и комплексных испытаний МКА в целом должны быть, в том числе, подтверждение виртуальных испытаний, формирование имитационной испытательной базы, с минимальной погрешностью, воспроизводящей поведение физического (материального) макета.

Объектами физических испытаний являются экспериментальные полноразмерные образцы (макеты) и лётное изделие МКА в целом, макеты и опытные образцы его систем и агрегатов, которые проходят испытания, указанные ниже.

Для валидации результатов виртуальных испытаний могут быть использованы следующие физические макеты: конструкторский макет, тепловой макет, механический макет, гидравлический, макет антенный, функциональный макет, электрический макет (Поляков А.А., Зацуринский С.А., 2019).

Характеристики КА, которые невозможно или нецелесообразно подтверждать физическими испытаниями, в наземных условиях подтверждаются виртуальными испытаниями, и на штатном изделии – при проведении лётных испытаний (ЛИ) (ГОСТ Р 57700.1-2017).

Виды возможных виртуальных испытаний, не валидируемых физическими макетами, представлены в таблице.

Для каждой системы КА существуют свои особенности проведения электронного моделирования и замена испытаний математическими моделями. В качестве примера представлены проблемы решения этой задачи для прочностных расчётов.

Для этапов единичного производства необходимы все натурные испытания для изделия в целом и его отдельных систем, поскольку не существует адекватных методик расчёта конструкций, например, на акустическое или ударное воздействие. Расчёты на вибрационное нагружение также требуют экспериментального подтверждения, поскольку заранее, до эксперимента, неизвестны такие важные характеристики, как коэффициенты демпфирования отдельных элементов конструкции.

Для этапа серийного производства в том случае, если состав аппаратуры, компоновочная схема и массоинерционные характеристики будут близки к прототипу, можно рассмотреть отказ от прочностных испытаний полноразмерного макета. Непринципиальные доработки конструкции могут быть подтверждены расчётами с помощью компьютерного моделирования. В случае кардинального изменения полезной нагрузки, изменение массы и силовой схемы МКА необходимо проведение полного комплекса натурных испытаний изделия.

список литературы

Боровков А.И., Гамзикова А.А., Кукушкин К.В., Рябов Ю.А. Цифровые двойники в высокотехнологичной промышленности: краткий доклад (сентябрь 2019 года). СПб.: ПОЛИТЕХ-ПРЕСС, 2019. 62 с.

ГОСТ Р 57412-2017 Компьютерные модели в процессах разработки, производства и эксплуатации изделий. Общие положения: национальный стандарт Российской Федерации: издание официальное: утв. и введ. в действие приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 10 марта 2017 г. № 110-ст: введ. впервые. Переизд. август 2018 г. М.: Стандартинформ, 2018. 10 с.

ГОСТ Р 57700.24-2020 Компьютерные модели и моделирование. Валидационный базис: национальный стандарт Российской Федерации: издание официальное: утв. и введ. в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию

и метрологии от 13 ноября 2020 г. № 1075-ст: введ. впервые. М.: Стандартинформ, 2020. 4 с.

ГОСТ Р 57700.25-2020 Компьютерные модели и моделирование. Процедуры валидации: национальный стандарт Российской Федерации: издание официальное: утв. и введ. в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 13 ноября 2020 г. № 1076-ст: введ. впервые. М.: Стандартинформ, 2020. 8 с.

ГОСТ Р 57700-23-2020 Компьютерные модели и моделирование. Валидация. Общие положения: национальный стандарт Российской Федерации: издание официальное: утв. и введ. в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 13 ноября 2020 г. № 1074-ст 4: введ. впервые. Переизд. август 2018 г. М.: Стандартинформ, 2020. 4 с.

ГОСТ Р 57700.1-2017 Численное моделирование для разработки и сдачи в эксплуатацию высокотехнологичных промышленных изделий. Сертификация программного обеспечения: национальный стандарт Российской Федерации: издание официальное: утв. и введ. в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 25 мая 2017 г. № 425-ст: введ. впервые. Переизд. август 2018 г. М.: Стандартинформ, 2018. 10 с.

Ефанов В.В., Мошнеев А.А. Первый космический проект Г.Н. Бабакина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 3-7.

Новиков С.В. Применение siemens plm software для сертификации техники в сфере авиационной промышленности // Московский экономический журнал. 2020. № 2. С. 47-58.

Поляков А.А., Защиринский С.А. Использование виртуального пространства для проведения макетно-конструкторских испытаний по электронному макету космического аппарата // Труды МАИ. 2019. Вып. № 107. 24 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=107877>.

Цифровой двойник на производстве: задачи, вопросы, перспективы / Портал «Управление производством», 15 апреля 2019 г. URL: http://www.up-pro.ru/library/information_systems/project/d7fb9dd59e1ffa29.html (дата обращения: 01.10.2023).

Черепанов Н.В. Принципы и подходы применения Индустрии 5.0 на предприятии // Инновации и инвестиции 2019. № 9. С. 144-147.

Шириаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-й годовщине предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Статья поступила в редакцию 18.10.2023

Статья после доработки 18.10.2023

Статья принята к публикации 18.10.2023

РАСЧЁТ ПОГЛОЩЁННЫХ ДОЗ ПО ДАННЫМ О ПОТОКАХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ СО СПЕКТРОМЕТРОВ НА БОРТУ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО ПОЛЁТ НА ОРБИТЕ ТИПА «МОЛНИЯ»

ABSORBED DOSES CALCULATION BASED ON DATA ABOUT CHARGED PARTICLE FLUXES FROM THE SPECTROMETERS ONBOARD THE SPACECRAFT FLYING IN A MOLNIYA-TYPE ORBIT

Н.М. Хамидуллина¹,
кандидат физико-
математических наук,
KHamidullinaNM@laspace.ru;
N.M. Khamidullina

Е.В. Власенков¹,
аспирант,
veb@laspace.ru;
E.V. Vlasenkov

И.В. Зефилов¹,
кандидат технических наук,
zefirov@laspace.ru;
I.V. Zefirov

В.И. Тулупов²,
кандидат физико-
математических наук,
ikt0840@mail.ru;
V.I. Tulupov

В.И. Оседло²,
кандидат физико-
математических наук,
osedlo@mail.ru;
V.I. Osedlo

Определение работоспособности бортовой аппаратуры (БА) при воздействии ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП) невозможно без корректного прогнозирования радиационных условий полёта космических аппаратов (КА) и создаваемых ими эффектов (дозовых и одиночных) на стадии проектирования. Исследование же нештатных ситуаций в период полёта желательно проводить на основании экспериментально полученных показаний приборов радиационного мониторинга – спектрометров и дозиметров. Анализ дозового эффекта, а именно определение дозовых нагрузок на бортовые устройства и аппаратуру – актуальная задача при отсутствии на борту дозиметрических приборов. Настоящая статья содержит результаты расчёта поглощённых доз по данным о потоках заряженных частиц (электронов и протонов), измеренных детекторами спектрометров, расположенных на КА, совершающего полёт по орбите типа «Молния». Сравнение полученных результатов с модельными прогностическими оценками дозовых нагрузок показало хорошую сходимость экспериментальных и модельных данных по поглощённым дозам.

Determining the operability of onboard equipment (OE) under the influence of space ionizing radiation (SIR) is impossible without correct prediction of the radiation conditions of spacecraft (SC) flight and the effects they create (dose and single events) at the design stage. Analysis of emergency situations during the flight is desirable to be carried out on the basis of experimentally obtained readings of radiation monitoring devices – spectrometers and dosimeters. The analysis of the dose effect, namely, the determination of dose loads on on-board devices and equipment is an urgent task in the absence of dosimetric instruments on board. This article contains the results of the calculation of absorbed doses based on data about the fluxes of charged particles (electrons and protons) measured by the spectrometers of the spacecraft flying in a Molniya-type orbit. Comparison of the obtained results with model prognostic estimates of dose loads showed good convergence of experimental and model data on absorbed doses.

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

² НИИ ядерной физики имени Д.В. Скобелыцина, МГУ им. М.В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ), Россия, г. Москва.
Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University (MSU SINP), Russia, Moscow.

Ключевые слова:
 поглощённая доза;
 спектрометр;
 спектры потоков электронов и протонов;
 радиоэлектронная бортовая аппаратура;
 детекторы приборов;
 космический аппарат.

DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.018

1. Расположение бортовых приборов – спектрометров

Всестороннее исследование Арктики является чрезвычайно актуальной задачей (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2022; Шириаков А.Е. и др., 2022). Уникальный по своим задачам КА совершает уже более двух лет полет на эволюционирующей вытянутой эллиптической орбите (ВЭО) типа «Молния»: высота апогея составляет около 30 000 км, высота перигея меняется от 600 км до 3000 км.

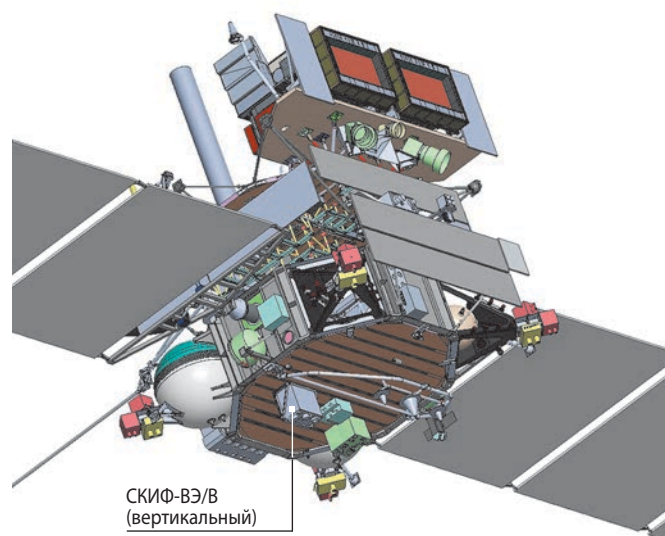
Научный гелио-геофизический аппаратный комплекс (ГТАК-ВЭ) содержит, помимо прочего, несколько спектрометров, измеряющих потоки заряженных частиц различной энергии: приборы СКИФ-ВЭ/В,Г (вертикальный и горизонтальный) и ГАЛС-ВЭ.

Для верификации прогнозируемых расчётных значений дозовых нагрузок на бортовую аппаратуру и, тем самым, её радиационной стойкости, а также с целью создания методики получения дозиметрических характеристик в местах расположения БА в отсутствие бортовых дозиметров была поставлена задача оценить значения поглощённых доз на основании данных о потоках заряженных частиц, полученных детекторами указанных спектрометров. Для выполнения задачи специалистами ФГБУ «ИПГ» были предоставлены данные о заряженных частиц с датчиков Черенкова и Гейгера (прибор ГАЛС-ВЭ) и полупроводниковых (Si) и сцинтиляционных (CsI) датчиков приборов СКИФ-ВЭ/В,Г сначала за первые девять месяцев полёта (с 15.03.2021 по 31.12.2021), а затем ещё за последующие девять месяцев (с 01.01.2022 по 30.09.2022), в итоге за 1,5 года полёта КА.

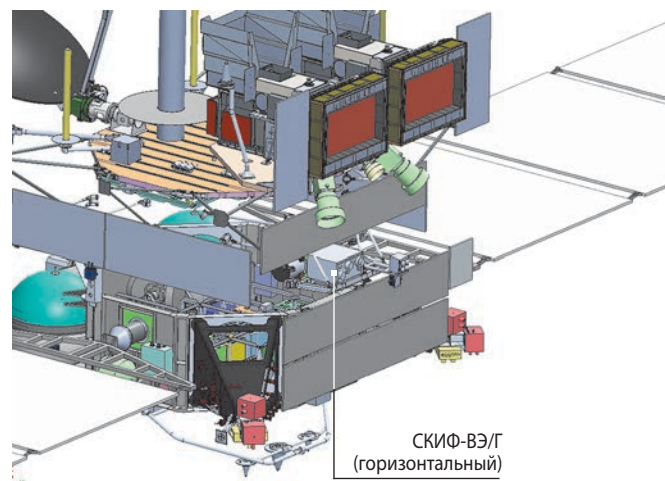
Для расчёта поглощённых доз по данным о потоках заряженных частиц (электронов и протонов) в настоящей работе были использованы данные о среднесуточных плотностях потоков электронов и протонов только с датчиков приборов СКИФ-ВЭ, поскольку детекторы прибора ГАЛС-ВЭ не разделяли электроны и протоны, что делало некорректным расчёт поглощённых доз по причине различия в моделях взаимодействия каждого из видов излучений с веществом.

Расположение приборов СКИФ-ВЭ на КА показано на рисунках 1, 2.

Key words:
 absorbed dose;
 spectrometer;
 spectra of electron and proton fluxes;
 radio-electronic on-board equipment;
 instrument detectors;
 spacecraft.



рисунки 1. Расположение прибора СКИФ-ВЭ/В (вертикальный) на КА



рисунки 2. Расположение прибора СКИФ-ВЭ/Г (горизонтальный) на КА

2. Методика расчёта поглощённых доз

Расчёт поглощённых доз от электронного и протонного излучения космического пространства (КП) производится по известной формуле с учётом моделей взаимодействия электронов и протонов с веществом, изложенных в (Модель космоса, 1983):

РАСЧЁТ ПОГЛОЩЁННЫХ ДОЗ ПО ДАННЫМ О ПОТОКАХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ СО СПЕКТРОМЕТРОВ НА БОРТУ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО ПОЛЁТ НА ОРБИТЕ ТИПА «МОЛНИЯ»

$$D_{e,p} = k \int f_{e,p}(E) \cdot \left(-\frac{dE}{dx}\right)_{e,p} dE, \quad (1)$$

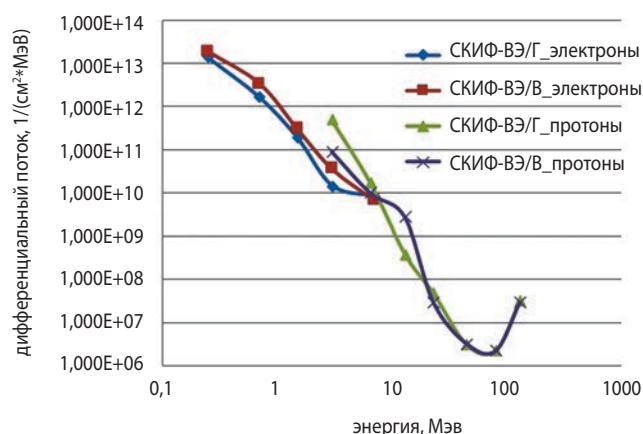
где $f_{e,p}(E)$ – дифференциальный энергетический спектр потока электронов или протонов, соответственно ($\text{см}^{-2} \cdot \text{МэВ}^{-1}$);

$\left(-\frac{dE}{dx}\right)_{e,p}$ – удельные потери энергии (линейная передача энергии, ЛПЭ) электронов или протонов, соответственно ($\text{МэВ}/(\text{г} \cdot \text{см}^{-2})$);

k – коэффициент перевода в единицу измерения поглощённой дозы – рад, $k = 1,60 \cdot 10^{-8} \text{ рад}/(\text{МэВ} \cdot \text{г}^{-1})$.

На основании представленных данных о среднесуточных плотностях потоков электронов и протонов (таблицы 1 и 2) были получены дифференциальные энергетические спектры потоков электронов и протонов с точностью, определяемой шириной диапазона энергий каждого энергетического канала, т.к. средний дифференциальный поток в каждом диапазоне определяется делением экспериментального значения потока частиц на ширину соответствующего диапазона.

Дифференциальные спектры потока частиц (за первые девять месяцев) представлены на рисунке 3. Аналогично выглядят спектры и для последующих девять месяцев.



рисунк 3. Энергетические дифференциальные спектры потоков частиц за первые девять месяцев

В таблицах 1, 2 и на рисунке 3 обращает на себя внимание существенное расхождение в показаниях датчиков потока протонов в области низких энергий (2–4 МэВ) у приборов СИФ-ВЭ/Г и СИФ-ВЭ/В. Этим объясняется и значительное различие рассчитанных по этим показаниям поглощённых доз. Следует заметить, что такая разница в показаниях вертикального и горизонтального приборов СИФ-ВЭ

таблица 1 – Потоки заряженных частиц (электронов и протонов) с детекторов прибора СИФ-ВЭ/В (вертикальный)

поток в телесном угле 4π стерадиан (1/см²) от							
электронов				протонов			
№*	диапазоны энергий каналов, МэВ	первые девять месяцев	вторые девять месяцев	№	диапазоны энергий каналов, МэВ	первые девять месяцев	вторые девять месяцев
s1v	0,15–0,35	3,710E+12	5,345E+12	s7v	2,0–4,0	4,715E+10	5,648E+09
s2v	0,35–1,0	2,202E+12	2,863E+12	s8v	4,0–9,0	4,855E+10	2,263E+10
s3v	1,0–2,0	2,960E+11	3,409E+11	s9v	9,0–17,0	2,130E+10	1,038E+10
s4v	2,0–4,0	7,075E+10	5,460E+10	s10v	17,0–30	3,775E+08	1,944E+08
s5v	4,0–10,0	3,985E+10	3,080E+10	s11v	30–60	9,463E+07	2,705E+07
				s12v	60–100	8,776E+07	2,636E+07
				s13v	100–160	1,784E+09	1,203E+09
Примечание: * Нумерация и обозначение энергетических каналов прибора СИФ-ВЭ.							

таблица 2 – Потоки заряженных частиц (электронов и протонов) с детекторов прибора СИФ-ВЭ/Г (горизонтальный)

поток в телесном угле 4π стерадиан (1/см²) от							
электронов				протонов			
№	диапазоны энергий каналов, МэВ	первые девять месяцев	вторые девять месяцев	№	диапазоны энергий каналов, МэВ	первые девять месяцев	вторые девять месяцев
s1h	0,15–0,35	2,757E+12	3,926E+12	s7h	2,0–4,0	2,860E+11	2,469E+11
s2h	0,35–1,0	1,068E+12	1,352E+12	s8h	4,0–9,0	8,504E+10	6,499E+10
s3h	1,0–2,0	1,859E+11	2,665E+11	s9h	9,0–17,0	3,107E+09	1,466E+09
s4h	2,0–4,0	2,878E+10	2,196E+10	s10h	17,0–30	6,264E+08	3,231E+08
s5h	4,0–10,0	4,900E+10	3,217E+10	s11h	30–60	9,150E+07	3,277E+07
				s12h	60–100	9,154E+07	3,478E+07
				s13h	100–160	1,930E+09	1,145E+09

(почти на порядок) не может быть объяснена анизотропией излучений КП в период спокойного Солнца. Согласно многочисленным литературным источникам (включая результаты измерений на МКС) анизотропия не превышает значения примерно в 1,5 раза. Такое различие в показаниях, скорее всего, можно объяснить смещением энергетического порога чувствительности самого тонкого кремниевого детектора (толщина 40 микрон) в «горизонтальном» приборе СКИФ-ВЭ/Г. В логических операциях отбора каналов протонов только в низкоэнергичном канале 2–4 МэВ (и частично в канале 4–9 МэВ) присутствуют энергетические пороги именно этого детектора. В логических операциях выделения других каналов протонов и всех каналов электронов отсутствуют пороги этого детектора, и поэтому показания вертикального и горизонтального приборов СКИФ-ВЭ для электронов близки.

Как следует из формулы (1), важнейшей составляющей методики является определение функции удельных потерь энергии, или ЛПЭ, для каждого из видов излучений – электронов и протонов.

Наиболее точными формулами являются формулы Бете – Мёллера для электронов (*Модель космоса*, 1983) и Бете – Блоха для протонов (*Модель космоса*, 1983). Однако для инженерных расчётов часто используются и более простые двухпараметрические формулы (*Модель космоса*, 1983) для длины пробега (R) и, соответственно, для удельных потерь энергии частиц ($\text{МэВ}/(\text{г}\cdot\text{см}^2)$), а именно $R=\delta E^n$ и, соответственно,

$$\left(-\frac{dE}{dx}\right)_{e,p} = BE^{-\beta}, \quad (2)$$

где $B=1/n\delta$, $\beta=n-1$.

Используя данные таблицы 2 и 3 в (*Модель космоса*, 1983) для значений коэффициентов n и δ для различных материалов и видов излучения и соотношение Брэгга – Клаймана (*Модель космоса*, 1983), позволяющее перейти от данных по алюминию к кремнию, окончательно получаем для кремния:

$$\left(-\frac{dE}{dx}\right)_e = 1,9E^{-0,32}, \left(-\frac{dE}{dx}\right)_p = 98,0E^{-0,73}. \quad (3)$$

Подставляя в формулу (1) полученные по экспериментальным данным потоков с приборов СКИФ дифференциальные спектры электронов и протонов, а также формулы (3), рассчитываем значения поглощённых доз за определённые промежутки времени (за каждые из девяти месяцев и суммарно за 1,5 года); результаты представлены далее в таблицах 5 и 6 раздела 4.

В силу существенного отличия данных по протонам от модельных (в отличие от электронов) на следующем этапе работы был проведён расчёт поглощённых доз от протонов КП с применением более

точной формулы, описывающей взаимодействие протонов с веществом (в нашем случае – с кремнием), а именно с формулой Бете – Блоха (*Модель космоса*, 1983; *Bethe H.*, 1930; *Bloch F.*, 1933; *Хаффнер Дж.*, 1971):

$$\left(-\frac{dE}{dx}\right)_p = 2\pi e^4 N \left(\frac{m_0}{m_p}\right) E \ln \left[\frac{4 \left(\frac{m_0}{m_p}\right) E}{I(1-\beta^2)} - \beta^2 - C/Z_c \right], \quad (4)$$

где e , m_0 – заряд и масса электрона, соответственно; N – число атомов в 1 см^3 вещества (для кремния $N=5,05 \cdot 10^{22} \text{ 1/см}^3$); Z_c – заряд ядра атомов среды (для кремния $Z_c=14$); m_p – масса протона; I – характеристика тормозящей среды – средний ионизационный потенциал атомов среды, $I=I_0 Z_c$, где $I_0=13 \text{ эВ}$; C/Z_c – оболочечная поправка, которая достигает для протонов максимальной величины 0,3; β – отношение скорости частицы к скорости света ($\beta=v/c$), т.е. $\beta^2=2E/m_p c^2$, $m_p c^2=938,2 \text{ МэВ}$, или $\beta^2=E(\text{МэВ})/469,1$.

Для кремния получаем:

$$\left(-\frac{dE}{dx}\right)_p = 1,77/E \left[\ln \left(\frac{167,7E}{1-\beta^2} \right) - \frac{E}{469,1} - 0,3 \right]. \quad (5)$$

Результаты представлены см. в таблицах 5 и 6 раздела 4.

3. Исходные данные для расчётов с использованием экспериментальных и модельных данных

Для анализа радиационной стойкости бортовых устройств и аппаратуры в 2017 году были рассчитаны исходные данные (ИД) по радиационным условиям полёта КА, а именно зависимость поглощённых доз (в Si) от ИИ КП от толщины сферической защиты за семь лет срока активного существования (САС) (таблица 3), разработанные в соответствии с ОСТ 134-044-2007-изменение 1 с применением ПК COSRAD (*Кузнецов Н.В. и др.*, 2011).

На основании таблицы 3 была создана соответствующая таблица для длительности полёта КА в 1,5 года, причём без учёта вклада СКЛ, поскольку за указанный период не наблюдалось протонных солнечных вспышек большой и даже средней мощности, таблица 4.

На основании ИД в таблице 4 были рассчитаны локальные поглощённые дозы (ЛПД) от ионизирующих излучений космического пространства в местах расположения детекторов СКИФ-ВЭ с применением 3d-модели КА и программного комплекса (ПК) LocalDose&SEEv.2 (*Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В.*, 2006; *Хамидуллина Н.М.*, 2008; *Власенков Е.В., Зефирова И.В., Хамидуллина Н.М.*, 2022),

РАСЧЁТ ПОГЛОЩЁННЫХ ДОЗ ПО ДАННЫМ О ПОТОКАХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ СО СПЕКТРОМЕТРОВ НА БОРТУ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО ПОЛЁТ НА ОРБИТЕ ТИПА «МОЛНИЯ»

таблица 3 – Поглощённые дозы (в Si) за сферическими защитными экранами (геометрия – сфера) за семь лет САС КА, Гр

толщина защиты (Al), г/см ²	электроны РПЗ	протоны РПЗ	СКЛ	ГКЛ	суммарная доза
1,00E-02	5,02E+05	2,10E+06	1,51E+03	1,81E+00	2,60E+06
3,16E-02	2,49E+05	3,78E+05	7,81E+02	1,06E+00	6,28E+05
1,00E-01	6,62E+04	5,09E+04	3,53E+02	8,07E-01	1,17E+05
3,16E-01	9,84E+03	4,70E+03	1,29E+02	7,22E-01	1,47E+04
1,00E+00	5,70E+02	3,58E+02	2,97E+01	7,23E-01	9,58E+02
3,00E+00	8,06E+00	5,15E+01	6,39E+00	7,01E-01	6,67E+01
1,00E+01	3,48E+00	9,30E+00	1,09E+00	6,62E-01	1,45E+01
3,16E+01	8,28E-01	1,16E+00	1,59E-01	5,32E-01	2,68E+00
1,00E+02	9,78E-02	2,93E-02	1,49E-02	4,88E-01	6,30E-01

Примечания
¹ Число 3,14E+04 читать как 3,14·10⁴.
² Толщина ЭВТИ соответствует толщине в массовых единицах 0,10 г/см².

таблица 4 – Поглощённые дозы (в Si) за сферическими защитными экранами (геометрия – сфера) за 1,5 года полёта КА, рад

толщина защиты (Al), г/см ²	электроны РПЗ	протоны РПЗ	ГКЛ	суммарная доза от протонов РПЗ и ГКЛ
1,00E-02	1,08E+07	4,50E+07	3,88E+01	4,50E+07
3,16E-02	5,34E+06	8,10E+06	2,27E+01	8,10E+06
1,00E-01	1,42E+06	1,09E+06	1,73E+01	1,09E+06
3,16E-01	2,11E+05	1,01E+05	1,55E+01	1,01E+05
1,00E+00	1,22E+04	7,67E+03	1,55E+01	7,69E+03
3,00E+00	1,73E+02	1,10E+03	1,50E+01	1,12E+03
1,00E+01	7,46E+01	1,99E+02	1,42E+01	2,13E+02
3,16E+01	1,77E+01	2,49E+01	1,14E+01	3,63E+01
1,00E+02	2,10E+00	6,28E-01	1,05E+01	1,11E+01

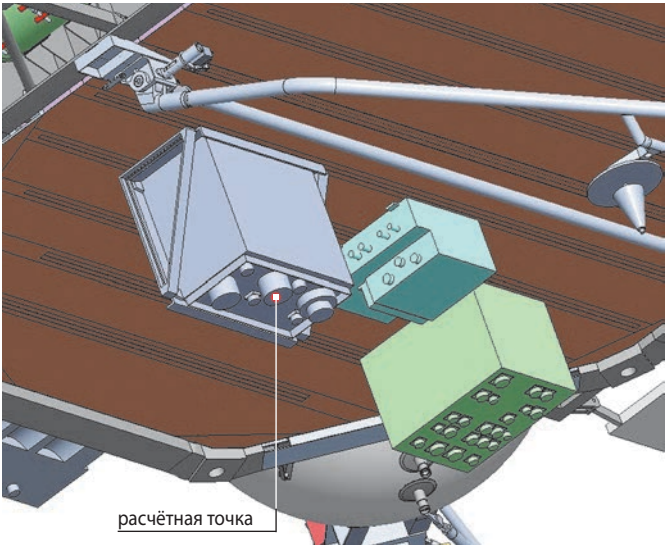


рисунок 4. Локация для расчёта поглощённых доз в детекторе прибора SKIF-VЭ/В (вертикальный)

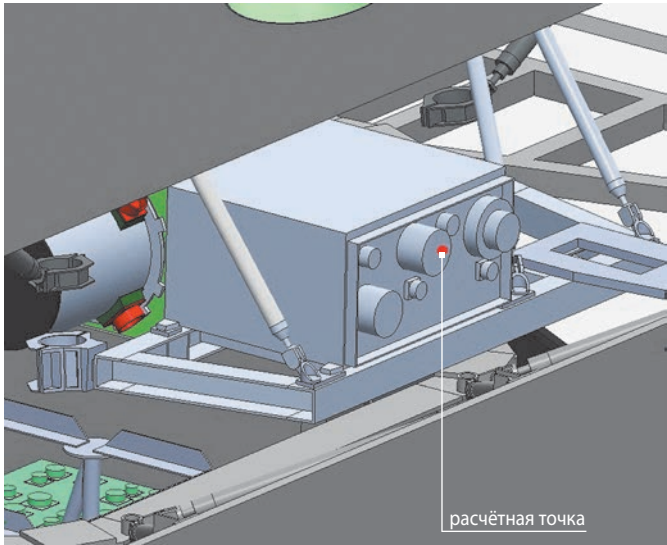


рисунок 5. Локация для расчёта поглощённых доз в детекторе прибора SKIF-VЭ/Г (горизонтальный)

таблица 5 – Значения поглощённых доз от электронов космического пространства в Si (рад)

№	значения поглощённых доз в Si (рад)					
	СКИФ-ВЭ/В (вертикальный)			СКИФ-ВЭ/Г (горизонтальный)		
1	доза по данным с детекторов прибора СКИФ-ВЭ/В	первые девять месяцев	2,61*10 ⁵	доза по данным с детекторов прибора СКИФ-ВЭ/Г	первые девять месяцев	1,41*10 ⁵
		вторые девять месяцев	3,62*10 ⁵		вторые девять месяцев	1,94*10 ⁵
		1,5 года	6,22*10 ⁵		1,5 года	3,34*10 ⁵
2	ЛПД с применением 3d-модели КА и прибора СКИФ	первые девять месяцев		ЛПД с применением 3d-модели КА и прибора СКИФ	Первые девять месяцев	
		вторые девять месяцев			вторые девять месяцев	
		1,5 года	7,12*10 ⁵		1,5 года	5,80*10 ⁵
3	доза с использованием ИД в геометрии полусфера	первые девять месяцев		доза с использованием ИД в геометрии полусфера	первые девять месяцев	
		вторые девять месяцев			вторые девять месяцев	
		1,5 года	7,08*10 ⁵		1,5 года	7,08*10 ⁵
	различие в значениях поглощённых доз за 1,5 года полёта КА					
1	между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/В) и модельными (3d-модель) данными	12,6%		между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/Г) и модельными (3d-модель) данными	42,4%	
2	между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/В) и модельными (полусфера) данными	12,1%		между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/Г) и модельными (полусфера) данными	52,8%	

таблица 6 – Значения поглощённых доз от протонов космического пространства в Si (рад), полученные с применением экспериментальных данных и полуэмпирических формул (1)–(3)

значения поглощённых доз в Si (рад)						
№	СКИФ-ВЭ/В (вертикальный)			СКИФ-ВЭ/Г (горизонтальный)		
1	доза по данным с детекторов прибора СКИФ-ВЭ/В	первые девять месяцев	1,50*10 ⁵	доза по данным с детекторов прибора СКИФ-ВЭ/Г	первые девять месяцев	7,06*10 ⁵
		вторые девять месяцев	1,32*10 ⁴		вторые девять месяцев	2,00*10 ⁵
		1,5 года	1,63*10 ⁵		1,5 года	9,06*10 ⁵
2	ЛПД с применением 3d-модели КА и прибора СКИФ-ВЭ/В	первые девять месяцев		ЛПД с применением 3d-модели КА и прибора СКИФ-ВЭ/Г	первые девять месяцев	
		вторые девять месяцев			вторые девять месяцев	
		1,5 года	5,46*10 ⁵		1,5 года	4,46*10 ⁵
3	доза с использованием ИД в геометрии полусфера	первые девять месяцев		доза с использованием ИД в геометрии полусфера	первые девять месяцев	
		вторые девять месяцев			вторые девять месяцев	
		1,5 года	5,45*10 ⁵		1,5 года	5,45*10 ⁵
различие в значениях поглощённых доз за 1,5 года полёта КА						
1	между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/В) и модельными (3d-модель) данными	меньше в 3,3 раза		между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/Г) и модельными (3d-модель) данными	+103%. Больше ~в 2 раза	
2	между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/В) и модельными (полусфера) данными	меньше в 3,3 раза		между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/Г) и модельными (полусфера) данными	+66,2%	

РАСЧЁТ ПОГЛОЩЁННЫХ ДОЗ ПО ДАННЫМ О ПОТОКАХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ СО СПЕКТРОМЕТРОВ НА БОРТУ КА, СОВЕРШАЮЩЕГО ПОЛЁТ НА ОРБИТЕ ТИПА «МОЛНИЯ»

таблица 7 – Значения поглощённых доз от протонов космического пространства в Si (рад), полученные с применением экспериментальных данных и формулы Бете – Блоха (4)–(5)

№	значения поглощённых доз в Si (рад)					
	СКИФ-ВЭ/В (вертикальный)			СКИФ-ВЭ/Г (горизонтальный)		
1	доза по данным с детекторов прибора СКИФ-ВЭ/В	первые девять месяцев	4,74*10 ⁵	доза по данным с детекторов прибора СКИФ-ВЭ/Г	первые девять месяцев	2,27*10 ⁶
		вторые девять месяцев	3,99*10 ⁴		вторые девять месяцев	6,38*10 ⁵
		1,5 года	5,44*10 ⁵		1,5 года	2,90*10 ⁶
2	ЛПД с применением 3d-модели КА и прибора СКИФ-ВЭ/В	первые девять месяцев		ЛПД с применением 3d-модели КА и прибора СКИФ-ВЭ/Г	первые девять месяцев	
		вторые девять месяцев			вторые девять месяцев	
		1,5 года	5,46*10 ⁵		1,5 года	4,46*10 ⁵
3	доза с использованием ИД в геометрии полусфера	первые девять месяцев		доза с использованием ИД в геометрии полусфера	первые девять месяцев	
		вторые девять месяцев			вторые девять месяцев	
		1,5 года	5,45*10 ⁵		1,5 года	5,45*10 ⁵
	различие в значениях поглощённых доз за 1,5 года полёта КА					
1	между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/В) и модельными (3d-модель) данными	3,6%		между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/Г) и модельными (3d-модель) данными	+84,6%	
2	между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/В) и модельными (полусфера) данными	1,8%		между экспериментальными (прибор СКИФ-ВЭ/Г) и модельными (полусфера) данными	+81,2%	

а затем проведено сравнение экспериментальных значений поглощённых доз (полученных по данным с детекторов СКИФ-ВЭ) и модельных (с применением 3d-модели, ПК и ИД).

Расчёт ЛПД с применением 3d-модели КА и приборов СКИФ-ВЭ проводился для локаций, показанных на рисунках 4, 5.

Кроме того, проведено сравнение доз, полученных с применением измеренных потоков детекторами СКИФ-ВЭ, и доз, полученных с использованием таблицы 4, в «простейшей» геометрии – полусфера с учётом экранировки в направлении открытого космоса только ЭВТИ.

4. Результаты расчётов

Результаты расчёта поглощённых доз, выполненные с применением экспериментальных данных и формул (1)–(5), а также с применением модельных данных представлены в сводных таблицах 5–7.

ВЫВОДЫ

В работе представлены результаты расчёта поглощённых доз с использованием данных о потоках заряженных частиц (электронов и протонов)

с детекторов приборов СКИФ-ВЭ (два прибора, вертикальный и горизонтальный), входящих в состав ГТАК-ВЭ. Сравнение их с двумя вариантами результатов модельных расчётов, а именно полученных с применением ИД, 3d-модели КА и программного комплекса (ПК) LocalDose&SEEv.2, а также с применением исходных данных по радиационным условиям полёта КА с простой геометрией (полусфера) расположения приборов, позволяет сделать следующие выводы:

- используемые при разработке ИД модели космического пространства и программное обеспечение показали хорошую сходимость результатов проектных (модельных) расчётов поглощённых доз и результатов, полученных на основе прямых измерений потоков заряженных частиц детекторами приборов СКИФ-ВЭ;
- для расчёта поглощённых доз с использованием экспериментальных данных о потоках заряженных частиц (электронов и протонов) выбраны и применены как полуэмпирическая модель взаимодействия заряженных частиц КП с веществом, так и более точная формула Бете – Блоха для протонов;

- малое расхождение (от 12% до 50% для электронов) модельных результатов расчётов, полученных с применением 3d-модели КА и программного комплекса LocalDose&SEEv.2 с экспериментальными результатами (с данными детекторов электронов приборов СКИФ-ВЭ) подтверждает высокую точность и достоверность ПК LocalDose&SEEv.2 и 3d-модели КА, а также заложенных в ПК прогностических моделей электронного излучения космического пространства, полученных с применением ПК COSRAD;
- большее расхождение (примерно в два-три раза) модельных результатов расчётов поглощённых доз от протонов с экспериментальными данными (детекторы протонов прибора СКИФ), полученными с помощью полуэмпирической формулы взаимодействия протонов с веществом, свидетельствовало о необходимости более детального дальнейшего исследования. Однако, учитывая достаточно большое число модельных предположений при проведении расчётов, следует отметить удовлетворительные результаты даже в этом случае, т.к. полученные результаты позволяют оценить порядок дозовой нагрузки от протонов в расчётных местах на КА;
- крайне малое расхождение модельных результатов расчётов доз для протонов, полученных с применением ПК LocalDose&SEEv.2 и 3d-модели КА (3,6%), а также с применением простой модели полусферы и ИД (1,8%), с экспериментальными результатами (а именно с использованием данных детекторов протонов СКИФ-ВЭ/В) свидетельствует о правильности выбора и использования более точной модели взаимодействия протонов с веществом (формула Бете – Блоха);
- малое расхождение (12,1% для электронов и 1,8% для протонов) модельных результатов расчётов, полученных с применением простой модели полусферы и ИД, с экспериментальными результатами (с использованием данных детекторов электронов прибора СКИФ-ВЭ/В) показывает, что в случае, когда расположение аппаратуры позволяет использовать модель полусферы, достигается высокая точность прогноза дозовой нагрузки за заданный период времени;
- анализ рассмотренных данных показывает высокую точность и достоверность программных комплексов LocalDose&SEEv.2 (совместно с 3d-моделью КА) и COSRAD (прогноз излучений космического пространства, основанного на современных моделях космоса);
- значительное расхождение результатов расчётов доз от протонов с использованием данных

приборов СКИФ-ВЭ/В и СКИФ-ВЭ/Г (примерно в 5,5 раз) вызвано существенным различием в показаниях аналогичных на этих приборах датчиков протонов в диапазоне энергий от 2 до 4 МэВ. Статья содержит предположение о вероятной причине такого расхождения, которое в настоящее время исследуется разработчиком прибора.

список литературы

Власенков Е.В., Зефирова И.В., Хамидуллина Н.М. Свидетельство о государственной регистрации программного комплекса LocalDose&SEEv.2. № 2022665130. 21.06.2022.

Занин К.А., Москатинов И.В. Перспективы развития космических систем оптико-электронного наблюдения с учётом совершенствования полупроводниковых приёмников изображения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 3-10.

Кузнецов Н.В., Малышкин Ю.М., Николаева Н.И., Ныммик Р.А. и др. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. Вып. 2. С. 72-78.

Модель космоса / Под ред. акад. С.Н. Вернова. Изд. 7. Т. II. М., 1983. 771 с.

Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В. Расчет локальных поглощенных доз с учетом реальной конфигурации космического аппарата // Космические исследования. 2006. Т. 44, № 2. С. 179-182.

Хамидуллина Н.М. Расчет радиационных характеристик бортовой аппаратуры с использованием трехмерной модели КА // Полет. 2008. № 10. С. 49-55.

Хаффнер Дж. Ядерное излучение и защита в космосе / Под. ред. Е.Е. Ковалева. М.: Атомиздат, 1971. Гл. 5. С. 139-166.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Bethe H. Theory of the Passage of Fast Corpuscular Rays Through Matter // Ann. Phys. 1930. № 5. P. 325-400.

Bloch F. Stopping Power for Fast Charged Particles and Ions // Ann. Phys. 1933. № 5. P. 285-295.

Статья поступила в редакцию 17.10.2023

Статья после доработки 17.10.2023

Статья принята к публикации 17.10.2023

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).
 2. Рецензентов назначает главный редактор или по его поручению заместитель главного редактора журнала.
 3. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, рецензии.
 4. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
 5. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста, 8 рисунков и 15 библиографических источников. Все страницы должны быть пронумерованы.
 6. 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, 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.
 7. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
 8. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 9. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
 10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 11. 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.
 12. 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).
 13. 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.
 14. После принятия статьи к публикации предоставить в электронном виде в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru следующие файлы:
 - сформированной статьи, тип файла **.docx**;
 - рисунков, графиков, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
 - фотографий авторов, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
 - сведений об авторах, тип файла **.docx**.
- В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, 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»

научный редактор В.В. Ефанов

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 23.11.2023. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 16,0 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 08.12.2023

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»

424030, РМЭ, г. Йошкар-Ола, ул. Мира, д. 21.

подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте.
подписной индекс № 37156
в каталоге «ПЕРИОДИЧЕСКИЕ
ИЗДАНИЯ. ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ»
ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»



адрес редакции:
141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ
город ХИМКИ
улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

(495) 575-55-63
(495) 575-54-69
(495) 575-00-68 факс

vestnik@laspace.ru
<http://www.vestnik.laspace.ru>

ежеквартальный
научно-технический журнал
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»
издаётся с 2009 года.

включён:

- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
- в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей:
2.5.13. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов;
2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

основные тематические направления:

- ракетная и космическая наука и техника • непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства • проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем



За последние **10 ЛЕТ**

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

выпущено более **20** различных **КНИГ**,
все издания рецензируемые.

ЖУРНАЛ «ВЕСТНИК «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»

входит в список ВАК РФ, имеет высокий импакт-фактор
и категорию K2.

В нем публикуются статьи по трем научным специальностям:

2.5.13 – Проектирование, конструкция, производство,
испытания и эксплуатация ЛА;

2.5.14 – Прочность и тепловые режимы ЛА;

2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением ЛА