



125 ЛЕТ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ СЕМЁНА АЛЕКСЕЕВИЧА ЛАВОЧКИНА

СОЗДАТЕЛЯ СОВРЕМЕННОГО АО «НПО ЛАВОЧКИНА»,
ДВАЖДЫ ГЕРОЯ СОЦИАЛИСТИЧЕСКОГО ТРУДА,
ЧЛЕНА-КОРРЕСПОНДЕНТА АН СССР,
ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА
АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ



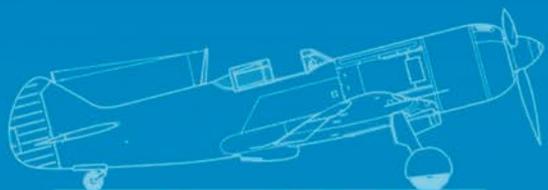
ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ СОЗДАННЫЕ Семёном Алексеевичем ЛАВОЧКИНЫМ

ВО ВРЕМЯ ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЫ ВВС СТРАНЫ БЫЛО
ПЕРЕДАНО 22 ТЫСЯЧИ САМОЛЁТОВ ЛАВОЧКИНА, ЧТО СОСТАВИЛО
ФАКТИЧЕСКИ ТРЕТЬ ФРОНТОВОЙ ИСТРЕБИТЕЛЬНОЙ АВИАЦИИ СТРАНЫ

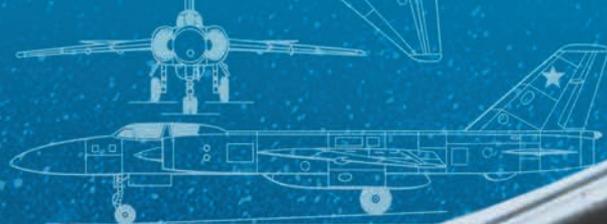


ЛАГГ-3 (1941)

ЛА-5 (1942)



ЛА-7 (1944)
БЫЛ ПРИЗНАН ЛУЧШИМ
ИСТРЕБИТЕЛЕМ СССР
В ТО ВРЕМЯ



ЛА-250 (1956) –
ПЕРВЫЙ БАРАЖИРУЮЩИЙ
ВСЕПОГОДНЫЙ ВЫСОТНЫЙ
ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК,
САМОЛЕТ, ОБОГНАВШИЙ
ВРЕМЯ



ЗУРЫ (ПВО) В-300
СИСТЕМЫ С-25
«БЕРКУТ»



ЗУР В-500 ИНДЕКС-400
СИСТЕМЫ «ДАЛЬ»



МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНАЯ
КРЫЛАТАЯ РАКЕТА «БУРЯ»



с о д е р ж а н и е

Клименко Н.Н., Занин К.А.
Методы и алгоритмы обработки радиолокационной информации в режиме обнаружения движущихся объектов.
Часть 2. Комбинированные методы и алгоритмы обработки и анализа радиолокационной информации в режиме обнаружения движущихся объектов 3

Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В., Телепнев П.П.
Практическая оценка влияния системы обезвешивания на упруго-диссипативные характеристики осциллятора космического аппарата при проведении частотных испытаний 10

Деменко О.Г., Бирюков А.С.
Прогнозирование необходимого уровня ударной прочности перспективных КА, осуществляющих посадку на поверхность Луны 15

Моишеев А.А., Шаханов А.Е., Ильясов М.Ф., Шостак С.В., Шугаров А.С., Сичевский С.Г., Шмагин В.Е., Сергеева А.И.
Методология обеспечения светогерметичности телескопа Т-170М проекта «СПЕКТР-УФ» 25

Германов Л.Н.
Комплексная эквивалентная электрическая схема замещения электронагревателей для систем обеспечения тепловых режимов космических аппаратов 30

Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю.
О применении редуцированных субмоделей блоков бортового оборудования при прогнозировании температурного состояния приборных панелей с помощью Siemens-NX 38

Сигида С.Н., Кудрявцев С.В., Ячков И.В., Дьячук А.К.
Автоматизированная система контроля для проведения комплексных электрических испытаний космических аппаратов 47

Петров А.С., Назаров А.Е., Макаров В.П., Самойлов С.Ю.
Влияние ориентации платформы на доплеровские параметры космического РСА и сигнал на выходе согласованного фильтра 55

Вятлев П.А., Шеманов А.Г.
Режимы обработки и вывод критериев для построения математической модели двухфазного разрушения константановой фольги импульсным лазерным излучением при изготовлении резистивных элементов электрических нагревателей 65

Косенкова А.В., Седых О.Ю., Ткачев Н.А., Тимаров А.Г., Елисеев И.О., Миронов В.В.
Оценка перспектив создания ракеты-носителя для доставки грунта с поверхности планет земной группы 71

Казмерчук П.В., Артемьев А.В., Рыков Е.В., Штокал А.О., Быков А.И., Защиринский С.А.
К вопросу повышения эксплуатационных характеристик конструктивных элементов колёс перспективного тяжёлого лунохода 77

Котляров Е.Ю., Серов Г.П., Тулин Д.В., Панин Ю.В.
Разработка концепции и предварительный анализ температурного режима установки для энергетического автономного теплотехнологического эксперимента на борту КА 85

Мосягин А.С., Стрельников И.В., Антонов А.А.
Перспективы применения сопутствующей вибрационной обработки сварных конструкций 94

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

- журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК в категорию **К1** 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
- основное содержание журнала – научные статьи (в том числе обзоры) по направлению технические науки (космонавтика и ракетостроение)
- журнал осуществляет рецензирование поступающих статей, соответствующих его тематике, редакция направляет авторам статей копии рецензий, рецензии хранятся в редакции пять лет
- журнал включён в систему Российского индекса научного цитирования (РИНЦ), лицензионный договор от 01.07.2021 № 208-07/2021
- в РИНЦ и на сайте издателя все полные тексты размещаются в открытом доступе
- значение пятилетнего импакт-фактора в РИНЦ – 0,659
- осуществляется доставка обязательного экземпляра в Российскую государственную библиотеку
- плата за публикацию статей не взимается
- 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 ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- сведения о журнале, членах редакционной коллегии и редакционного совета, статьи, требования к оформлению представленных авторами рукописей, правила рецензирования приведены в журнале и на сайте издателя <https://www.laspase.ru/ru/>
- подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» 000 ГК «УРАЛ-ПРЕСС»
© АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефон: [495] 575 55 63
адрес электронной почты: vestnik@laspase.ru
адрес в Интернете: <https://www.laspase.ru/ru/>

главный редактор
Карчаев Харун Жекерияевич,
кандидат экономических наук

АО «НПО Лавочкина»
телефон: [495] 575 55 63
адрес электронной почты:
vestnik@laspase.ru

заместитель главного редактора
Ефанов Владимир Владимирович
доктор технических наук, профессор

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. Моишеев
к.т.н.	И.В. Москатиньев
д.т.н.	А.Е. Назаров
	П.В. Федоркин
д.т.н.	В.С. Финченко
к.т.н.	А.Е. Ширишаков

редакционный совет

председатель
В.В. Марфин
заместитель председателя
к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**

академик РАН	О.М. Алифанов
д.ф.-м.н., профессор	В.В. Асмус
д.т.н., профессор	В.В. Ефанов
д.т.н.	С.Э. Зайцев
академик РАН	Л.М. Зелёный
д.т.н., профессор	А.А. Любомудров
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
академик РАН	Б.М. Шустов

журнал является
рецензируемым изданием

учредитель
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

адрес учредителя совпадает с адресом редакции

журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связи и массовых коммуникаций
свидетельство ПИ № ФС 77-72311
от 01 февраля 2018 года

ISSN 2075-6941



25003



9 772075 694002

Chief Editor

Karchayev Kharun Zhekeriyevich,
Candidate of economic sciences

Lavochkin Association, JSC
phone: (495) 575 55 63
e-mail: vestnik@laspace.ru

Deputy Chief Editor

Efanov Vladimir Vladimirovich
Doctor of engineering, Professor

e d i t o r i a l b o a r d

member of

UA USSR, URA

d.eng.

d.eng.

c.sc. (eng.)

c.sc. (eng.)

d.eng.

d.eng.

c.sc. (eng.)

V.M. Davydov

K.A. Zanin

D.A. Kuznetsov

A.A. Moiseev

I.V. Moskatiniyev

A.E. Nazarov

P.V. Fedorkin

V.S. Finchenko

A.E. Shirshakov

e d i t o r i a l c o u n c i l

Chairman

V.V. Marfin

Deputy Chairman

c.sc. (econ.) Kh.Zh. Karchayev

academician RAN

doctor of physical and mathematical sciences,

professor

d.eng., professor

d.eng.

academician RAN

d.eng., professor

d.eng., professor

academician RAN

d.eng., professor

d.eng., professor

academician RAN

O.M. Alifanov

V.V. Asmus

V.V. Efanov

S.E. Zajcev

L.M. Zelenyi

A.A. Lyubomudrov

Y.A. Matveev

G.A. Popov

V.V. Khartov

E.N. Khokhlachev

B.M. Shustov

the journal is a reviewed publication

f o u n d e r

«LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»

the founder's address coincides with the editorial office address

the journal is registered
in Federal Service
for telecommunications and
mass media oversight
certificate ПИ № ФС 77-72311
dated February 01, 2018

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

Klimenko N.N., Zanin K.A.

Methods and algorithms of radar imagery processing in GMTI mode.
Part 2. Combined methods and algorithms of processing and analysis
of radar imagery in GMTI mode 3

Efanov V.V., Kuznetsov D.A., Gerasimchuk V.V., Telepnev P.P.

Practical assessment of the effect of the dewatering system on
the elastic-dissipative characteristics of the spacecraft oscillator
during frequency testing 10

Demenko O.G., Birukov A.S.

Prediction of the required level of impact strength of prospective
spacecraft landing on the lunar surface 15

**Moiseev A.E., Shakhanov A.E., Ilyasov M.F., Shostak S.V.,
Shugarov A.S., Sichevsky S.G., Shmagin V.E., Sergeeva A.I.**

Method for the Spekr-UV T-170M telescope light tightness ensuring 25

Germanov L.N.

Complex equivalent electrical circuit for the spacecraft thermal
control system electric heaters 30

Bugrova A.D., Kotlyarov E.Yu.

About application of reduced submodels of on-board equipment blocks
in predicting the temperature state of instrument panels with Siemens NX 38

Sigida S.N., Kudriavtsev S.V., Iachkov I.V., Diyachuk A.K.

Automated control system for a spacecraft integrated electrical testing 47

Petrov A.S., Nazarov A.E., Makarov V.P., Samoilov S.Yu.

The influence of the platform orientation on the space SAR Doppler
parameters and on the matched filter output signal 55

Vyatlev P.A. Shemanov A.G.

Processing modes and criteria derivation aimed at the mathematical
modeling of constantan foil two-phase destruction by pulsed laser
radiation during the electric heaters' resistive elements manufacturing 65

**Kosenkova A.V., Sedykh O.Yu., Tkachev N.A.,
Timarov A.G., Eliseev I.O., Mironov V.V.**

Assessment of the prospects for the creation of a launch vehicle
for the delivery of soil from the surface of the terrestrial planets 71

**Kazmerchuk P.V., Artemiev A.V., Rykov E.V.,
Shtokal A.O., Bykov A.I., Zashirinskiy S.A.**

On the issue of improving the operational characteristics
of the structural elements of the wheels of a promising heavy lunar rover 77

Kotlyarov E.Yu., Serov G.P., Tulin D.V., Panin Yu.V.

Development of a concept and analysis of the temperature condition
for an autonomous heat-technology experiment on board a spacecraft 85

Mosiagin A.S., Strelnikov I.V., Antonov A.A.

Prospects for the application of concomitant vibration
treatment of welded structures 94

scientific and technical quarterly journal published since 2009

- the journal is in the list of Russian peer-reviewed scientific journals of the Supreme Certification Committee of the Russian Federation, in category **K1** 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 main content of the journal are scientific articles (including reviews) in the field of engineering science (cosmonautics and rocket science)
- the journal performs peer review of incoming articles corresponding to the subject content, editorial office provides copies of editing reviews to the authors; the peer reviews are stored five years in editorial office
- the journal is included into data base of Russian Index of Scientific Citation (RISC), license agreement of 01.07.2021 № 208-07/2021
- all complete articles are publicly available in RISC and on the publisher's website
- the value of five-year impact factor in RISC is 0,659
- the legal deposit copy is delivered to The Russian State Library
- there is no fee for the articles' publication
- the opinion of editorial staff not always coincides 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 IM. S.A. LAVOCHKINA»
- information about the journal, the members of editorial staff and editorial board, the articles, the requirements for manuscripts design, the rules of peer review are available in the journal and on the publisher's website: <http://www.laspace.ru/ru/>
- subscription index 37156 in catalogue periodicals «GAZETI I JURNALI» 000 GK «URAL-PRESS»
© «LAVOCHKIN ASSOCIATION» © article writers

editorial office address: 141402 Moscow region, Khimki,
Leningradskaya str., 24
phone: (495) 575 55 63
e-mail: vestnik@laspace.ru
internet: <https://www.laspace.ru/ru>

**МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ
ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ
ИНФОРМАЦИИ В РЕЖИМЕ
ОБНАРУЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ
ОБЪЕКТОВ.
ЧАСТЬ 2. КОМБИНИРОВАННЫЕ
МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ
И АНАЛИЗА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ
ИНФОРМАЦИИ
В РЕЖИМЕ ОБНАРУЖЕНИЯ
ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ**

**METHODS AND
ALGORITHMS OF
RADAR IMAGERY
PROCESSING IN
GMTI MODE.
PART 2. COMBINED
METHODS AND
ALGORITHMS
OF PROCESSING
AND ANALYSIS OF RADAR
IMAGERY IN GMTI MODE**



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



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

В статье рассматриваются современные подходы к обработке радиолокационной информации в режиме индикации движущихся объектов. Особое внимание уделяется одновременному применению режимов синтеза радиолокационных изображений и индикации движущихся объектов с использованием гибридных методов подавления фоновых помех.

Ключевые слова:
радиолокатор с синтезированной апертурой;
радиолокационное изображение;
индикация движущихся объектов;
наклонная дальность;
доплеровский сдвиг частоты;
RD-карта; подавление фоновой помехи;
эндопомеха; экзопомеха; БПФ;
алгоритмы обратного проецирования, полярного и трапецевидного форматирования.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.001

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

The article considers advanced approaches to radar data processing in SAR and GMTI modes. Special attention is paid to simultaneous application of SAR and GMTI modes using hybrid clutter suppression techniques.

Key words:
SAR;
SAR image;
GMTI;
range;
Doppler frequency shift;
RD map; clutter suppression;
endoclutter; exoclutter; FFT;
back-projection, polar and keystone formatting algorithms

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

ВВЕДЕНИЕ

Применение радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА) предполагает получение следующих данных по результатам обработки и анализа радиолокационной информации (РЛИ):

- синтезированное радиолокационное изображение заданного района;
- результаты обнаружения движущихся объектов с последующим их «слиянием» с синтезированным РЛИ;
- результаты распознавания (классификации) движущихся и стационарных объектов (включая подвижные объекты во время стоянки) с последующим их «слиянием» с синтезированным РЛИ;
- результаты слежения за движущимися объектами с последующим их «слиянием» с синтезированным РЛИ.

Это предопределило тенденцию к созданию и применению комбинированных систем обработки РЛИ на базе совместного использования методов и алгоритмов синтеза РЛИ и обнаружения движущихся объектов, а также методов и алгоритмов автоматического распознавания объектов и слежения за ними по выявленным отличительным признакам и кинематике их движения. Часть 2 статьи посвящена рассмотрению известных комбинированных систем обработки РЛИ с учётом базовых методов обработки и анализа РЛИ в целях обнаружения движущихся объектов, рассмотренных в части 1 настоящей статьи (Клименко Н.Н., Занин К.А., 2025).

1. Обработка радиолокационной информации при реализации совместного режима синтеза радиолокационного изображения и обнаружения движущихся объектов

Процесс обработки РЛИ на выходе трёхканального РСА с целью реализации совместного режима синтеза радиолокационного изображения и обнаружения движущихся объектов схематично показан на рисунке 1 и включает следующие основные стадии:

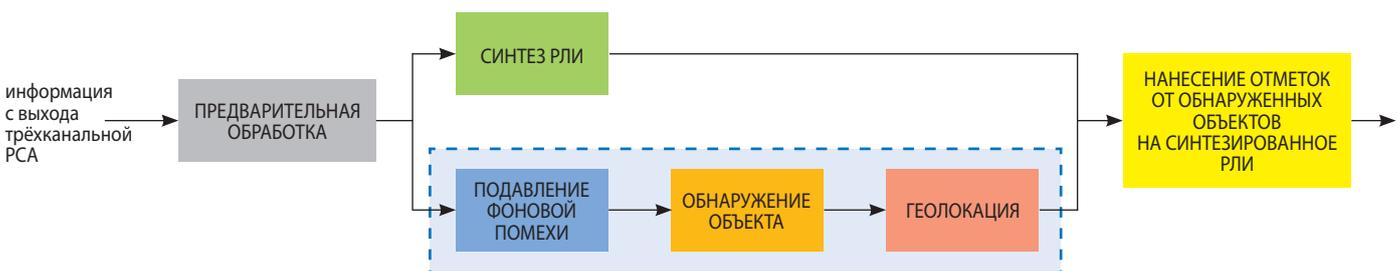


рисунок 1. Совместный режим синтеза радиолокационного изображения и обнаружения движущихся объектов

1. Предварительная обработка, включая сжатие импульсов, компенсацию влияния движения объекта на качество процесса обработки, балансировку каналов, сегментацию входной информации на интервалы когерентной обработки, преобразование входной информации в RD-карты. Содержание предварительной обработки в основном рассмотрено в части 1.

2. Подавление фоновой эндопомехи и преобразование RD-карты к виду, позволяющему выделять отметки от движущихся объектов на фоне подавленной эндопомехи. Методы подавления эндопомехи рассмотрены в части 1 (Клименко Н.Н., Занин К.А., 2025).

3. Обнаружение движущихся объектов путём установления оптимальных порогов для принятия решения с учётом того, в какую область RD-карты – эндопомехи или экзопомехи – попадает отметка от объекта.

При попадании отметки от объекта в область эндопомехи возможность обнаружения объекта определяется таким параметром, как минимально обнаруживаемая скорость. В одноканальных РСА без подавления эндопомехи этот параметр $MDV=v_s \sin \Phi_{\max}$, где v_s – скорость носителя РСА; Φ_{\max} – ширина ДНА по азимуту.

В трёхканальных РСА с подавлением эндопомехи определение минимально обнаруживаемой скорости зависит от применяемого метода подавления помехи. Метод ДРСА реализуется путём съёмки заданного участка местности с одной и той же точки в пространстве, но с небольшой задержкой с последующим вычислением разности полученных сигналов. Это обеспечивается за счёт использования антенны с тремя (или двумя) фазовыми центрами (приёмными каналами), разнесёнными по направлению трассы полёта носителя РСА на расстояние d , что обеспечивает задержку между выходами каналов на d/v_s , где v_s – скорость носителя РСА. За время, равное этой задержке, объект изменит своё положение относительно РСА по дальности на расстояние $v_r(d/v_s)$, где v_r – радиальная скорость объекта, что вызывает сдвиг фазы задержанного сигнала, равный $(4\pi f_0/c)v_r(d/v_s)=4\pi\left(\frac{d}{\lambda}\right)(v_r/v_s)$, где λ – длина волны сигнала. С учётом этого отклик от объекта на RD-карте,

формируемый как разность сигналов S_1 и S_2 на выходе разнесённых приёмных каналов, определяется выражением:

$$S_2 = S_1 \exp[-j4\pi \left(\frac{d}{\lambda}\right) (v_r/v_s)].$$

Обнаружение объекта осуществляется путём сравнения квадрата амплитуды разностного сигнала $R = S_2 - S_1$ с пороговым значением. Значение $|R|^2$ определяется следующим выражением:

$$|R|^2 = |S_1|^2 \sin^2[-j2\pi \left(\frac{d}{\lambda}\right) (v_r/v_s)].$$

На рисунке 2 приведён график функции $|R|^2$ от радиальной скорости объекта и показан порядок определения минимально обнаруживаемой скорости для двух объектов.

Из рисунка 2 следует, что МДС определяется как скорость, соответствующая точке пересечения функции $|R|^2$ с пороговым значением. Отметим, что при осуществлении метода ДРСА имеют место «слепые» скорости.

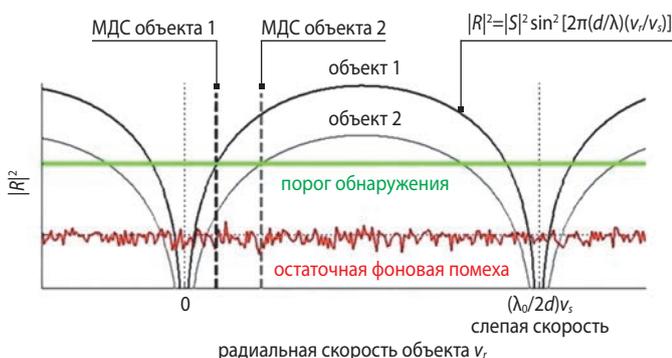
Аналогично может быть получено выражение

$$A = |S_1|^2 \exp[-j4\pi \left(\frac{d}{\lambda}\right) \left(\frac{v_r}{v_s}\right)]$$

применительно к реализации метода АТИ с учётом перемножения исходных изображений в комплексной форме. При этом МДС определяется как скорость, соответствующая точке пересечения зависимости функции фазы от радиальной скорости объекта с пороговым значением.

Таким образом МДС в многоканальных РСА с подавлением фоновой помехи, а следовательно, возможности РСА по обнаружению медленно движущихся объектов, определяются конкретными характеристиками РСА, уровнем остаточной эндопомехи и выбранным пороговым уровнем.

4. Геолокация объектов производится для независимой оценки истинного положения объектов и устранения неоднозначности преобразования доплеровской координаты объекта в азимут с последующей коррекцией прямоугольных координат объекта.



рисунк 2. Определение МДС при подавлении эндопомехи методом ДРСА

Геолокация движущихся объектов осуществляется относительно результатов геолокации стационарных объектов, в том числе, создающих эндопомеху.

Преобразование координат наклонная дальность – доплеровская частота в прямоугольные координаты осуществляется следующим образом. Доплеровская координата стационарного объекта определяется с учётом подстановки $\theta = \frac{\pi}{2} - \Phi$ в виде: $D = v_s \cos \theta$, где v_s – скорость носителя РСА; Φ – угол азимута объекта; θ – угол, получивший название «угол доплеровского конуса».

Это выражение означает, что стационарный объект с доплеровской координатой D на RD-карте должен располагаться при преобразовании в пространство прямоугольных координат на поверхности так называемого доплеровского конуса, как показано на рисунке 3. При этом вершина конуса соответствует положению носителя РСА (как правило, в момент нахождения на середине интервала когерентной обработки). Положение конуса в пространстве согласовано с вектором скорости движения носителя РСА, а образующий угол конуса равен $\theta = \theta \cos^{-1} \left(-\frac{D}{v_s} \right)$. Обозначенная на рисунке 3 величина R – это дальность до РСА, определяемая по соответствующей координате на RD-карте. Таким образом, объект в прямоугольной системе координат, как следует из рисунка 3, располагается на окружности в основании конуса, а точнее – в одной из точек пересечения этой окружности с земной поверхностью. Выбор конкретной точки для расчёта прямоугольных координат объекта осуществляется с учётом того, по какую сторону от трассы полёта КА РСА произведена съёмка.

Для движущегося объекта со скоростью v_r доплеровская координата D определяется выражением: $D = v_s \cos \theta + v_r$.

При этом методика определения прямоугольных координат движущегося объекта аналогична рассмотренной, но с учётом того, что в приведённом выше выражении обе величины v_r и θ неизвестны. Величина v_r может быть определена по измеренной фазе пикселей в основании отклика объекта на изображении, полученном по результатам преобразования по методу АТИ, а затем может быть определена и величина θ по известной доплеровской координате D . Вместе с тем, определение фазы в данном случае, как и в любой другой интерферометрической системе нетривиальная задача. Это обусловлено тем, что при этом определяется деформированная фаза, которая для исключения неоднозначного определения координат должна быть развернута до полной (истинной) с использованием одного из известных в интерферометрии способов. Применительно к рассматриваемому случаю такая неоднозначность может быть разрешена путём разбиения полосы частот

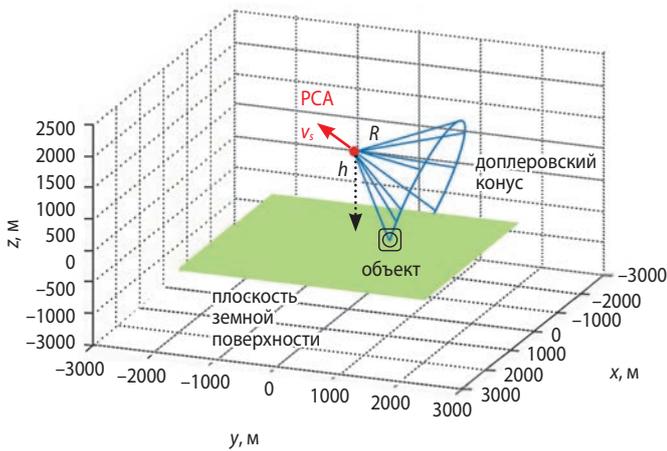


рисунок 3. Преобразование координат движущегося объекта их системы «наклонная дальность – доплеровская частота» в прямоугольную систему координат

обрабатываемых сигналов на высоко- и низкочастотные поддиапазоны и реализации обработки по методу АПІ в обоих поддиапазонах. После объединения результатов обработки искомая фаза может быть однозначно определена. Аналитика этого подхода детально рассмотрена в (*Simultaneous SAR and GMTI using ATI/DPCA*). Следует отметить, что в современных действующих РСА с режимом обнаружения движущихся объектов для разрешения рассмотренной выше проблемы уже при проектировании предусматривают требуемые соотношения между шириной ДНА и расстоянием (базой) между фазовыми центрами (приёмными каналами).

Теоретически геолокация движущихся объектов в области эндопомехи может быть осуществлена двухканальной РСА. Однако в двухканальной РСА с подавлением эндопомехи по методу АПІ происходит искажение фазы пикселей выходного изображения и, как следствие, деградация качества процесса геолокации. Для устранения этого недостатка применяется трёхканальная архитектура с применением гибридного метода подавления эндопомехи DPCA/АПІ, приведённая на рисунке 4 в части 1 (*Клименко Н.Н., Занин К.А., 2025*) и получившая название «интерферометрия с подавлением фоновой помехи» (*CSI – Clutter Suppression Interferometry*). Такая архитектура обеспечивает точность геолокации движущихся объектов до 25 метров. С математическими и алгоритмическими основами интерферометрии с подавлением фоновой помехи можно детально ознакомиться в (*Three-channel processing for improved geo-location performance in SAR-based GMTI interferometry*).

К современным КА РСА наряду с обнаружением и геолокацией движущихся объектов предъявляется

требование по обеспечению слежения за ними, например, при оценке трафика в городских условиях. Известные методы решения этой задачи предполагают предварительное распознавание объектов, выявление их отличительных признаков и слежение с использованием этих отличительных признаков. Но при определенных условиях может применяться упрощенный кинематический алгоритм слежения с минимизацией вероятности ложных тревог, основанный на тестировании каждого кадра, формируемого из входного сигнала на интервале когерентной обработки, на соответствие приведенным ниже пороговым значениям. Пусть n и $(n+1)$ – индексы (номера) последовательных кадров, а $(r_n, D_n, t_n, \theta_n)$, где $(t_{n-1}-t_n)$, обозначают наклонную дальность, доплеровскую частоту, время и фазу, формируемые в режиме интерферометрии с подавлением фоновой помехи, объекта, обнаруженной в n -кадре. Прогнозируемая дальность до того же объекта в $(n+1)$ кадре вычисляется по доплеровской координате D_n и равна $r_n + D_n(t_{n-1}-t_n)$, где $(t_{n-1}-t_n)$ – интервал времени между последовательными кадрами. Рассматриваемый алгоритм циклически проверяет параметры обнаруживаемых объектов в последовательных кадрах на соответствие следующим условиям:

$$|r_n + D_n(t_{n-1}-t_n) - r_{n-1}| \leq \delta r,$$

$$|D_n - D_{n-1}| \leq \delta D,$$

$$|\theta_n - \theta_{n-1}| \leq \delta \theta,$$

где δr , δD , $\delta \theta$ – настраиваемые пороговые значения. В процессе циклических проверок результатов обнаружения объектов в последовательных кадрах отметки объектов, для которых выполняются приведенные выше условия в $(n+1)$ кадре, привязывается к отметке объекта, обнаруженного в n -кадре. Алгоритм аналогично попарно тестирует последующие кадры и выстраивает цепочки отметок от всех движущихся объектов, обнаруженных за пролёт над назначенным районом.

5. Формирование радиолокационного изображения стационарного фона и последующее наложение на него результатов обнаружения движущихся объектов. В типовом варианте синтез радиолокационного изображения осуществляется с использованием таких традиционных алгоритмов, как алгоритм обратного проецирования или алгоритм полярного форматирования, с детальным описанием которых можно ознакомиться в (*Basics of back-projection algorithm for processing synthetic aperture radar images; Basics of polar-format algorithm for processing synthetic aperture radar images*). Однако для реализации совместного режима синтеза изображения и обнаружения движущихся объектов на сравнительно коротких интервалах когерентной обработки они не пригодны.

В этом случае синтез радиолокационного изображения осуществляется на основе формирования RD-карты с использованием БПФ и алгоритма трапецевидного форматирования с последующим попиксельным преобразованием координат полученной RD-карты в прямоугольную систему координат и далее в топографическую систему координат с использованием интерполяционных процедур, принятых в картографии. Полученное геокодированное радиолокационное изображение может быть использовано для наложения результатов обнаружения движущихся объектов, а также для решения задач распознавания (идентификации) как движущихся, так и стационарных объектов.

В заключение отметим, что изложенные выше преимущественно в вербальной форме методы обработки РЛИ и реализующие их алгоритмы, математическое описание которых приведено в рекомендуемых источниках научно-технической информации, составляют содержание единого многоуровневого вычислительного процесса, выходной результат которого – отметки обнаруженных движущихся объектов, координаты, скорость и направление их движения и другие метаданные отображаются на геокодированных радиолокационных изображениях, содержащих также результаты анализа и интерпретации стационарных объектов и особенностей земной поверхности в назначенном районе.

2. Многофункциональная система обработки, анализа и интерпретации радиолокационной информации

Архитектура вычислительного процесса, на которой базируется многофункциональная система обработки, анализа и интерпретации РЛИ, приведена в (*Radar processing architecture for simultaneous SAR, GMTI, ATR and tracking*). Такая архитектура включает шесть основных алгоритмов обработки и анализа РЛИ:

- алгоритм полярного форматирования радиолокационных изображений;
- алгоритм обратного проецирования радиолокационных изображений;
- алгоритм многоканальной обработки изображения в частотной области;
- алгоритм формирования отличительных признаков объекта;
- алгоритм автоматического распознавания объекта;
- алгоритм слежения за объектом по выявленным отличительным признакам.

Алгоритм полярного форматирования радиолокационных изображений реализует следующие функции в рамках рассматриваемой архитектуры:

- генерация (синтез) площадного радиолокационного изображения как основы для последующего наложения на неё других видов информации;
- «математическая фокусировка» изображения, компенсирующая миграцию наклонной дальности, для последующего обнаружения движущихся объектов;
- «математическая фокусировка» изображения для последующего формирования отличительных признаков как движущихся, так и стационарных объектов;

В настоящее время для реализации этих функций вместо алгоритма полярного форматирования применяется более эффективный алгоритм трапецевидного форматирования.

Алгоритм обратного проецирования в рамках рассматриваемой архитектуры обеспечивает синтез радиолокационных изображений для отображения на них другой информации, а также для формирования отличительных признаков стационарных объектов.

Алгоритм многоканальной обработки изображения в частотной области предназначен для устранения неоднозначности определения направления на объект. Особенности применения этого алгоритма изложены при рассмотрении основ интерферометрии с подавленной фоновой помехой. Для повышения эффективности этот алгоритм применяется совместно с алгоритмом STAP, как показано на рисунке 4. На рисунке 4а приведён исходный радиолокационный снимок, на котором показаны: жёлтым цветом – истинное положение движущегося объекта в области экзопомехи и определённое по результатам обработки его положение, смещённое на снимке вследствие доплеровского сдвига частоты; малиновым цветом – аналогичные данные об истинном и смещённом положении движущегося объекта в области эндопомехи; зелёным цветом – аналогичные данные о положении движущегося человека. На рисунке 4б показаны скорректированные позиции соответствующих объектов после обработки радиолокационного изображения с использованием алгоритма многодиапазонной обработки в частотной области и алгоритма STAP.

В остальном рассматриваемая архитектура обработки и анализа в части реализации совместного режима синтеза радиолокационного изображения и обнаружения движущихся объектов строится по аналогии с рассмотренным в предыдущем разделе порядком. На выходе многофункциональной системы формируется многослойный отчётный документ, представляющий собой опорные снимки назначенного района с нанесёнными слоями данных о результатах обнаружения движущихся объектов, их автоматического распознавания, а также результатов формирования отличительных признаков объектов, получаемых по результатам обработки и анализа

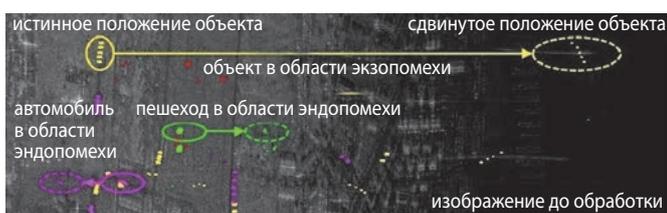
МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В РЕЖИМЕ ОБНАРУЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ. ЧАСТЬ 2. КОМБИНИРОВАННЫЕ МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ И АНАЛИЗА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В РЕЖИМЕ ОБНАРУЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ

одних и тех же кадров РЛИ. В качестве опорных могут использоваться как синтезированные радиолокационные снимки, так и хранящиеся в банке данных радиолокационные и оптико-электронные снимки. Для удобства дальнейшего анализа отчетные документы формируются как в площадном виде, так и в виде увеличенных фрагментов.

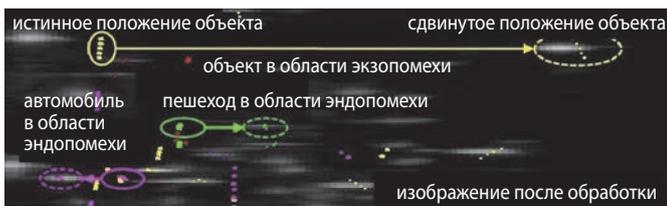
На рисунке 5 приведено многослойное изображение, содержащее опорные оптико-электронное и радиолокационное изображения, а также отметки от обнаруженных движущихся объектов (*Radar processing architecture for simultaneous SAR, GMTI, ATR and tracking*). Можно отметить практически полное совпадение опорных изображений и ожидаемое попадание отметок от движущихся объектов на дороги (обозначены в зависимости от направления движения малиновым и жёлтым цветом), а также практическое совпадение движущихся объектов с их истинным положением (обозначено синим цветом). При этом большинство отметок от движущихся людей (в зависимости от направления движения обозначены красным и зелёным цветом) попадает в область их истинного нахождения (оранжевые точки).

В рамках рассматриваемой архитектуры результаты обработки РЛИ в режиме синтеза радиолокационного изображения и обнаружения движущихся объектов используются также для формирования отличительных признаков объекта, автоматического распознавания объекта и слежения за ним по выявленному отличительному признакам.

Распознавание (классификация) стационарных объектов, как известно, осуществляется путём сравнения их радиолокационных изображений с предварительно полученными и хранящимися в базе данных



а



б

а – до обработки; б – после обработки.

рисунк 4. Совместное применение алгоритма многоканальной обработки изображения и алгоритма STAP

эталонными моделями классифицируемых объектов. Для движущихся объектов такой подход нереализуем из-за невозможности получения их радиолокационных снимков. Поэтому распознавание (классификация) движущихся объектов может осуществляться по такой радиолокационной сигнатуре, как профиль наклонной дальности высокого разрешения, представляющий собой результат когерентного суммирования отраженных от объекта сигналов в каждой ячейке наклонной дальности, размер которой определяется величиной ширины спектра зондирующих сигналов и отражает распределение отражательных свойств объекта вдоль линии прямой видимости РСА. Для формирования такого профиля – графика зависимости мощности отражённых сигналов от наклонной дальности – требуется многократная съёмка объекта под различными ракурсами. Однако это может быть реализовано при условии непрерывного отслеживания объекта в процессе съёмки. В то же время слежение, основанное на кинематике движения, в сложных случаях (низкая скорость движения, неблагоприятные геометрические соотношения и др.) может сопровождаться ошибочными ассоциациями результатов обнаружения движущихся объектов с ранее установленными треками, как это следует из рассмотренного кинематического алгоритма слежения.

Рассмотренная ранее сигнатура объекта обладает менее выраженными отличительными признаками по сравнению с двумерными прямым и инверсным радиолокационными изображениями. Применительно к слежению за движущимися объектами и их распознаванию эти изображения могут быть получены при движении с остановками, а инверсное изображение – при разворотах объекта с учётом наличия данных о дорожной сети.

Таким образом, для слежения и распознавания движущихся объектов могут привлекаться профиль наклонной дальности (пространственный спектр мощности) объекта совместно с его прямым и инверсным изображением (*Classification and tracking of moving ground vehicles*).

Традиционный кинематический алгоритм слежения за движущимися объектами оценивает параметры, характеризующие их движение, такие как координаты, скорость и направление, путём измерения наклонной дальности до объекта и скорости её изменения, азимута и скорости его изменения и осуществляет их привязку к ранее выявленным трекам. Алгоритм слежения с использованием выявленных отличительных признаков объекта встраивается в традиционный кинематический алгоритм путём установления ассоциативной взаимосвязи между параметрами движения и указанными выше сигнатурами, используемыми для распознавания объектов. Слежение с использованием отличительных признаков объектов основано



рисунок 5. Многослойное изображение на выходе многофункциональной системы

на использовании следующего набора алгоритмов (*Classification and tracking of moving ground vehicles*):

- алгоритм SAT слежения с использованием сигнатур для распознавания объектов;
- алгоритм CAT слежения с использованием результатов распознавания объектов;
- алгоритм CDAT слежения, устраняющий деградацию процесса распознавания и соответствующее отнесение результатов распознавания к ошибочным кинематическим параметрам движения объекта.

Алгоритм SAT основан на установлении степени сходства между профилями наклонной дальности до объекта, получаемых при последовательных обнаружениях объекта безотносительно результатов его распознавания. Алгоритм SAT устанавливает факт идентичности объекта в последовательные моменты времени. Алгоритм CAT устанавливает степень сходства результатов распознавания, ассоциированных с текущими кинематическими параметрами, с ранее установленными треками. Алгоритм CDAT применяется в случае ошибочного отождествления

текущих данных о движении объекта с ранее выявленным треком. С основами радиолокационного слежения за движущимися объектами с использованием выявленных отличительных признаков можно детально ознакомиться в (*Classification and tracking of moving ground vehicles; Feature-aided tracking of ground targets using class-independent approach; Feature extraction for SAR target classification*).

заключение

Реализация рассмотренных методов и алгоритмов требует применения уникальных высокопроизводительных многопроцессорных систем обработки и анализа КРЛИ, интегрированных с многоканальными РСА, а также создания пригодного для реальных условий многоуровневого специального программного обеспечения на базе известных в теории алгоритмов, с которыми можно детально ознакомиться в приведённом списке литературы.

список литературы

Клименко Н.Н., Занин К.А. Методы и алгоритмы обработки радиолокационной информации в режиме обнаружения движущихся объектов. Часть 1. Базовые методы и алгоритмы обработки и анализа радиолокационной информации в режиме индикации движущихся объектов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2025. № 2. С. 20–25.

Basics of back-projection algorithm for processing synthetic aperture radar images // URL: researchgate.org (дата обращения: 25.07.2024).

Basics of polar-format algorithm for processing synthetic aperture radar images // URL: researchgate.org (дата обращения: 25.07.2024).

Classification and tracking of moving ground vehicles // URL: archive.ll.mit.edu (дата обращения: 25.07.2024).

Feature extraction for SAR target classification // URL: <https://www.ee.ucl.ac.uk> (дата обращения: 25.07.2024).

Feature-aided tracking of ground targets using class-independent approach // URL: <https://sites-www.media.s3.us-west-2> (дата обращения: 25.07.2024).

Radar processing architecture for simultaneous SAR, GMTI, ATR and tracking // URL: researchgate.net (дата обращения: 25.07.2024).

Simultaneous SAR and GMTI using ATI/DPCA // URL: proceedings.spiedigitallibrary.org (дата обращения: 25.07.2024).

Three-channel processing for improved geo-location performance in SAR-based FMTI interferometry // URL: spiedigitallibrary.org (дата обращения: 25.07.2024).

Статья поступила в редакцию 02.10.2024

Статья после доработки 06.11.2024

Статья принята к публикации 06.11.2024

ПРАКТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ НА УПРУГО-ДИССИПАТИВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСЦИЛЛЯТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЧАСТОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

PRACTICAL ASSESSMENT OF THE EFFECT OF THE DEWATERING SYSTEM ON THE ELASTIC-DISSIPATIVE CHARACTERISTICS OF THE SPACECRAFT OSCILLATOR DURING FREQUENCY TESTING



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



Д.А. Кузнецов¹,
доктор
технических наук,
KuznetsovDA@
laspace.ru;
D.A. Kuznetsov



В.В. Герасимчук¹,
кандидат
технических наук,
GerasimchukVV@
laspace.ru;
V.V. Gerasimchuk



П.П. Телепнев¹,
кандидат
технических наук,
TelepnevPP@
laspace.ru;
P.P. Telepnev

В статье рассматривается практическая и актуальная научно-техническая задача о влиянии подвеса на упруго-диссипативные характеристики элементов конструкции космического аппарата при проведении модальных испытаний. Представлены экспериментальные исследования зависимостей частот и декрементов колебаний осциллятора от длины троса системы обезвешивания и оценка искажений динамических характеристик.

Ключевые слова:
система обезвешивания; декремент колебаний;
частота колебаний; математический маятник.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.002

ВВЕДЕНИЕ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

При испытаниях осцилляторов космических аппаратов (КА), проводимых с целью определения их собственных форм и частот колебаний (Архипов М.Ю. и др., 2014; Ефанов В.В. и др., 2019), используются

The article discusses a practical and relevant scientific and technical problem of the effect of suspension on the elastic-dissipative characteristics of spacecraft structural elements during modal tests. Experimental studies of the dependences of oscillator frequencies and vibration decrements on the length of the rope of the dewatering system and an assessment of the distortion of dynamic characteristics are presented.

Keywords:
dewatering system; oscillation decrement;
oscillation frequency; mathematical pendulum.

различные системы обезвешивания конструкции, которые позволяют в той или иной степени имитировать условия функционирования изделия в космическом пространстве (Герасимчук В.В. и др., 2022).

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

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

Математически учет влияния экспериментальной оснастки на динамические характеристики при частотных испытаниях отдельных консольно-закрепленных или упруго-опертых элементов конструкции КА достаточно подробно описан специалистами в области динамики (Аминов В.Р. и др., 1996).

В наиболее простом случае система обезвешивания представляет собой трос или набор тросов с упругими элементами (пружинами), с помощью которых изделие подвешивается за определенные узлы конструкции, тем самым разгружая его от действия собственного веса, что в ряде случаев позволяет предотвратить повреждения, и имитируя состояние невесомости. В качестве примера на рисунке 1 представлена система обезвешивания крыла батареи солнечной (БС). С помощью талрепов регулируется натяжение тросов, которое фиксируется динамометрами (Герасимчук В.В., 2019).

Частота собственных колебаний конструкции f , Гц вычисляется по формуле

$$f = \frac{1}{t_{i+1} - t_i}, \quad (1)$$

где t_i, t_{i+1} – время достижения амплитудного значения на i -м и $(i+1)$ -м циклах колебаний, с.

Логарифмический декремент колебаний δ определяется по кривой свободных затухающих колебаний

$$\delta = \frac{1}{n} \ln \left(\frac{Az_i}{Az_{i+n}} \right), \quad (2)$$

где Az_i – амплитудное (пиковое) значение виброускорения на i -м цикле колебаний, m/c^2 ;

Az_{i+n} – амплитудное (пиковое) значение виброускорения на $(i+n)$ -м цикле колебаний, m/c^2 ;

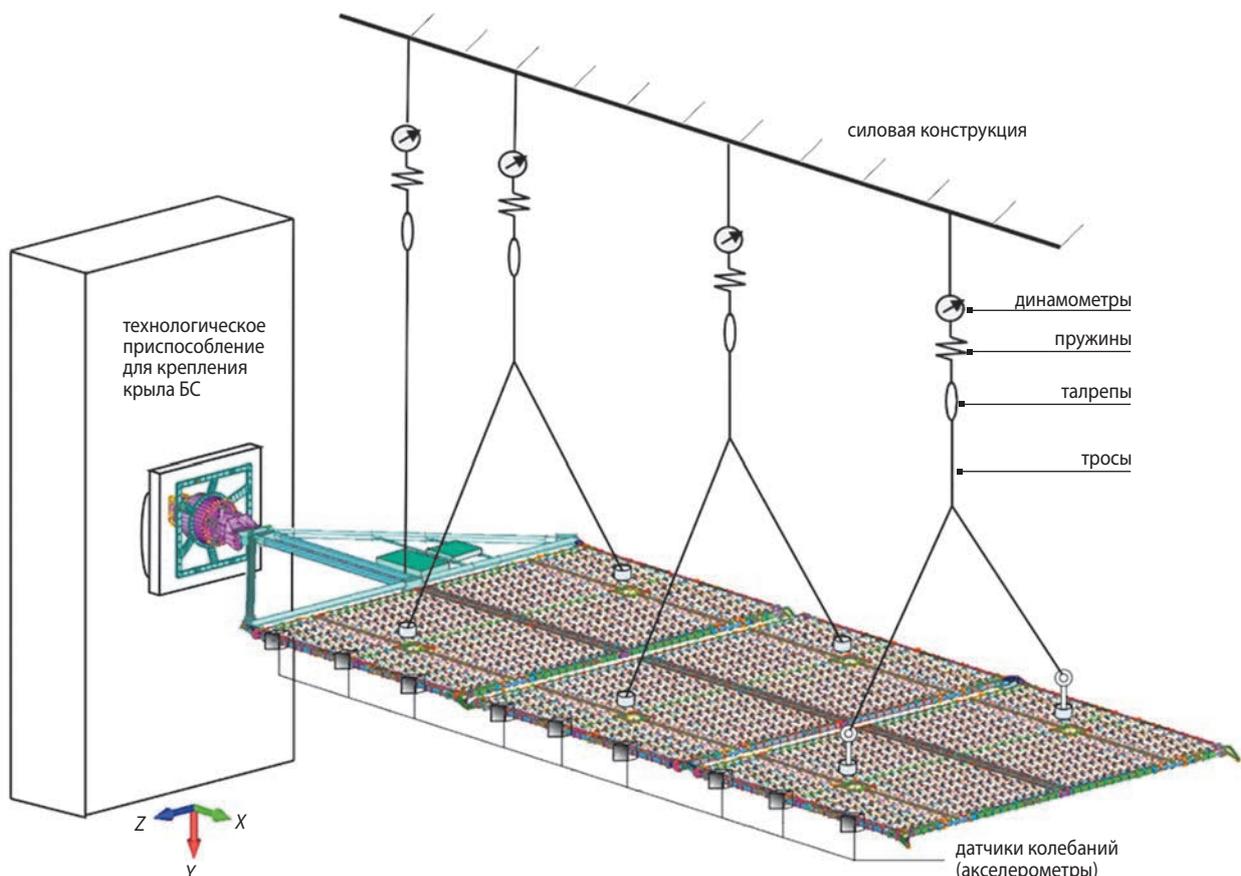
n – число анализируемых циклов колебаний.

При проектировании системы обезвешивания, с одной стороны, стараются сделать так, чтобы она не вносила искажений в определение собственных частот и декрементов колебаний конструкции, с другой стороны, необходимо учитывать конструктивные возможности реализации схемы испытаний (места креплений, длины тросов, особенностей технологической оснастки и т.д.). В свою очередь, трос, прикрепленный к конструкции, можно представить в роли математического маятника, частота колебаний которого равна

$$f_m = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{g}{l}}, \quad (3)$$

где f_m – частота колебаний математического маятника, Гц; $g=9.80665$ – ускорение свободного падения, m/c^2 ; l – длина троса, м.

Длина троса определяет собственную частоту колебаний маятника:



рисунк 1. Схема частотных испытаний крыла БС с системой обезвешивания

$$l = \frac{g}{4\pi^2 f_m^2} \quad (4)$$

Таким образом, при проведении частотных испытаний для минимизации влияния системы обезвешивания на собственные упруго-диссипативные характеристики исследуемого осциллятора стремятся выбрать длину троса l таким образом, чтобы собственная частота колебаний осциллятора f была более чем в три раза выше маятниковой частоты подвеса f_m , то есть $f > 3f_m$. На практике доказано, что выбор такой длины троса позволяет с достаточной точностью определять собственную частоту колебаний осциллятора (Телепнев П.П., Кузнецов Д.А. Основы проектирования..., 2019). Но конкретную оценку погрешностей, вносимых системой обезвешивания в декремент и частоту колебаний осциллятора при проведении частотных испытаний, стоит провести, так как данный вопрос все чаще возникает в среде специалистов ракетно-космической промышленности (Телепнев П.П., Кузнецов Д.А. Методы виброзащиты..., 2019).

Предлагается поставить следующий эксперимент. Выбрать балку с переменным грузом, для настройки собственных частотных характеристик (Шульга В.М. и др., 2015). Один её конец закрепить консольно на жёстком основании, на другом конце с грузом предусмотреть крепление для троса системы обезвешивания (рисунок 2).

Требуется рассмотреть колебания края балки с грузом по оси Z с фиксацией ускорений датчиком колебаний (акселерометром) при различной длине троса l системы обезвешивания. Предполагается сначала провести измерения без системы обезвешивания, затем при условиях $f > 3f_m$, $f \sim 3f_m$ и $f \sim 2f_m$, после чего оценить изменение частоты и декремента колебаний балки.

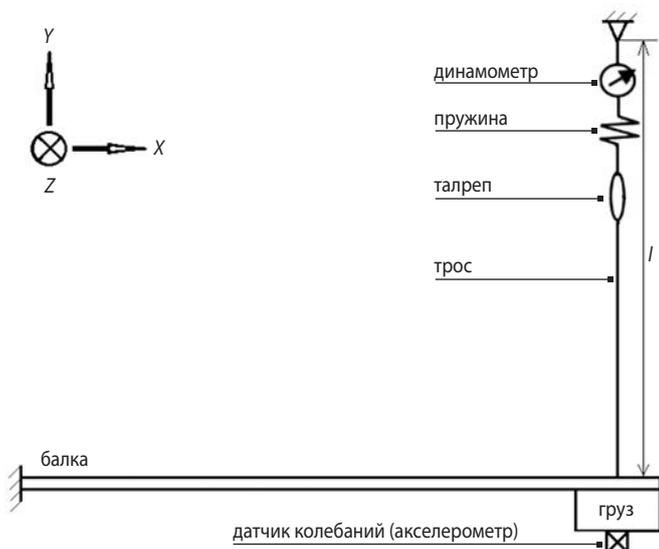


рисунок 2. Схема испытаний

Проведение эксперимента и анализ результатов исследования

Согласно схеме испытаний, представленной на рисунке 2, была выбрана соответствующая балка и подобран груз таким образом, чтобы собственная частота колебаний балки находилась в пределах от 1 до 2 Гц. Сначала балка рассматривалась без системы обезвешивания. По направлению оси Z производилось возбуждение собственных колебаний балки единичным импульсом посредством создания произвольного прогиба её края (Герасимчук В.В. и др., 2023). Прогиб создавался касанием руки, при этом значение прогиба не измерялось, а фиксировались только значения ускорений, полученных с датчика колебаний (акселерометра). На рисунке 3 в качестве примера приведены полученные значения ускорений.

Амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) сигнала представлена на рисунке 4.

Частота собственных колебаний конструкции f вычисляется по формуле (1) и составляет 1.437 Гц. Логарифмический декремент колебаний δ определяется по формуле (2) и составляет 0.008.

Согласно формулам (3) и (4) определим длину троса системы обезвешивания для условий $f > 3f_m$, $f \sim 3f_m$ и $f \sim 2f_m$. Результаты расчётов представлены в таблице 1.

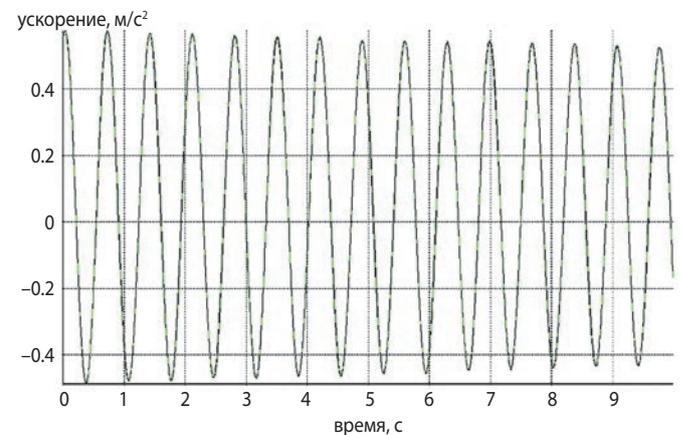


рисунок 3. Ускорение по оси Z

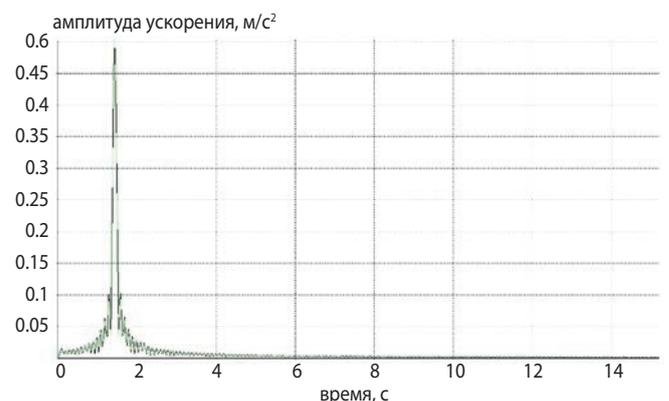


рисунок 4. АЧХ сигнала

таблица 1 – Определение длины троса

условие	длина троса l , м
$f=5.8 f_m$	4.047~4
$f=3 f_m$	1.083~1
$f=2 f_m$	0.481~0,5

Для каждого из вариантов, включая вариант без троса, было проведено по десять измерений при различных амплитудах колебаний. Результаты измерений представлены в таблицах 2–5.

таблица 2 – Вариант без троса

амплитуды ускорений, m/c^2	частота, Гц	декремент
0.6354	1.4360	0.0087
0.5322	1.4370	0.0079
0.4509	1.4370	0.0068
0.3774	1.4370	0.0060
0.3243	1.4380	0.0058
0.2854	1.4380	0.0050
0.2524	1.4380	0.0050
0.2224	1.4380	0.0042
0.1958	1.4380	0.0039
0.1890	1.4380	0.0039

таблица 3 – Вариант для троса длиной 4 м

амплитуды ускорений, m/c^2	частота, Гц	декремент
0.6249	1.4870	0.0207
0.3417	1.4920	0.0125
0.2374	1.4930	0.0085
0.1910	1.4940	0.0068
0.1604	1.4940	0.0053
0.1399	1.4950	0.0050
0.1198	1.4950	0.0045
0.0769	1.4950	0.0036
0.0594	1.4960	0.0036
0.0534	1.4960	0.0036

таблица 4 – Вариант для троса длиной 1 м

амплитуды ускорений, m/c^2	частота, Гц	декремент
0.6567	1.5400	0.0173
0.4257	1.5430	0.0116
0.3225	1.5440	0.0086
0.2359	1.5440	0.0060
0.2032	1.5450	0.0051
0.1808	1.5450	0.0047
0.1617	1.5450	0.0040
0.1424	1.5450	0.0039
0.1298	1.5450	0.0037
0.1086	1.5450	0.0036

таблица 5 – Вариант для троса длиной 0.5 м

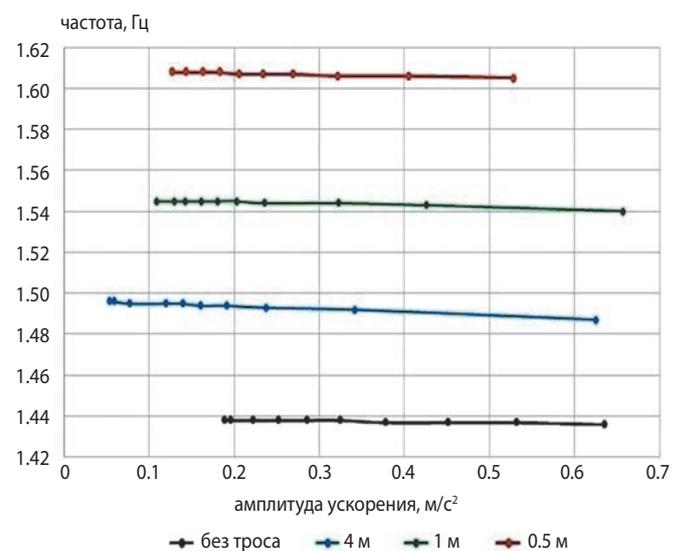
амплитуды ускорений, m/c^2	частота, Гц	декремент
0.5280	1.6050	0.0108
0.4050	1.6060	0.0082
0.3216	1.6060	0.0070
0.2695	1.6070	0.0061
0.2337	1.6070	0.0053
0.2058	1.6070	0.0048
0.1830	1.6080	0.0045
0.1628	1.6080	0.0042
0.1435	1.6080	0.0040
0.1268	1.6080	0.0039

таблица 6 – Расхождения значений полученных характеристик

длина троса, м	изменение по частотам, %	изменение по декрементам, %
без троса	0	0
4	3.96	от 0 до 138.01
1	7.44	от 0 до 98.65
0.5	11.82	от 0 до 37.36

Исходя из полученных данных, если за эталонные значения взять вариант колебаний балки без троса, можно оценить расхождение значений частот и декрементов. В таблице 6 представлены полученные результаты.

Для наглядного представления расхождения значений частот и декрементов приведём соответствующие графики их зависимостей от амплитуды ускорений (рисунки 5 и 6).

**рисунки 5.** Зависимость частоты колебаний балки от амплитуды ускорения

ПРАКТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ НА УПРУГО-ДИССИПАТИВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСЦИЛЛЯТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЧАСТОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

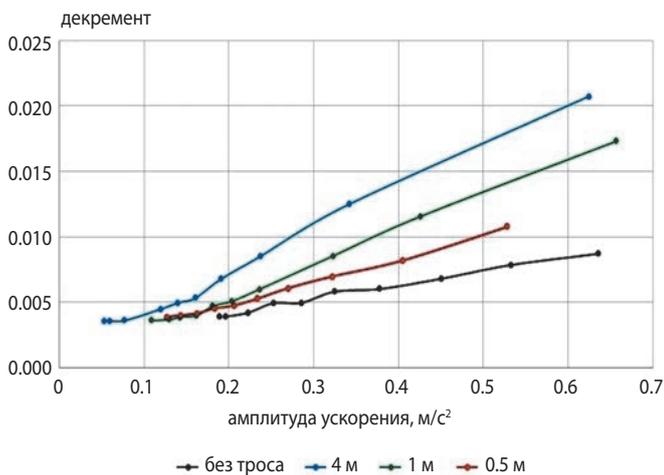


рисунок 6. Зависимость декремента колебаний балки от амплитуды ускорения

заключение

Проведённые практические исследования позволяют сделать следующие выводы:

1. При длине троса, удовлетворяющей соотношению первой собственной частоты конструкции и частоты подвеса как $f > 3f_m$, погрешность определения значения частоты составляет менее 8%. Данный факт позволяет адекватно учитывать полученные экспериментально частотные характеристики в динамических схемах КА с учётом заданных значений допусков (Ефанов В.В. и др., 2021; Герасимчук В.В. и др., 2018).

2. При увеличении амплитуд колебаний частота колебаний конструкции незначительно снижается (менее 1%).

3. При увеличении амплитуд колебаний декремент колебаний конструкции значительно возрастает (в несколько раз).

4. При больших амплитудах колебаний и соотношении $f > 3f_m$ декремент может существенно возрастать (Telepnev P.P. et al., 2015) и отличаться от истинного значения более чем на 100%, но при уменьшении амплитуды колебаний он будет стремиться к эталонному значению.

список литературы

Аминов В.Р., Докучаев Л.В., Клишев О.П., Коротков В.П. и др. Математические модели движения упругих космических аппаратов. Справочные материалы для конструкторов по динамике // Королев: ЦНИИмаш, 1996. 111 с.

Архипов М.Ю., Теплов П.П., Кузнецов Д.А. К вопросу о численном моделировании динамики конструкции космического аппарата «СПЕКТР-Р» //

Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 96-99.

Герасимчук В.В. Построение динамической модели конструкции пространственного многозвенного механизма // Двойные технологии. 2019. № 2. С. 44-47.

Герасимчук В.В., Жиряков А.В., Кузнецов Д.А., Теплов П.П. Расчётно-экспериментальный метод учёта системы обезвешивания при анализе собственных частот и форм колебаний // Труды МАИ. 2022. № 125.

Герасимчук В.В., Жиряков А.В., Кузнецов Д.А., Теплов П.П. Моделирование вибрационного фона космического аппарата // Труды МАИ. 2023. № 131.

Герасимчук В.В., Ефанов В.В., Ермаков В.Ю., Кузнецов Д.А. и др. Решение задачи обеспечения допустимых уровней вибронгруженности исполнительных органов системы ориентации космического аппарата // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 8. С. 33-38.

Ефанов В.В., Теплов П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В. Методологический аспект задачи структурной идентификации параметров динамической схемы космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 44-53.

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

Теплов П.П., Кузнецов Д.А. Основы проектирования виброзащиты космических аппаратов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 102 с.

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

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

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

Статья поступила в редакцию 25.07.2025

Статья после доработки 25.08.2025

Статья принята к публикации 26.08.2025

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ НЕОБХОДИМОГО УРОВНЯ УДАРНОЙ ПРОЧНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КА, ОСУЩЕСТВЛЯЮЩИХ ПОСАДКУ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ



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

В статье рассматриваются особенности компоновки перспективных космических аппаратов (КА), осуществляющих при реализации своей миссии посадку на поверхность Луны. Анализируется ударное нагружение подобных КА в процессе их эксплуатации. Исследуется вклад различных источников ударных воздействий в ударное нагружение бортовой аппаратуры КА. Обосновываются основные мероприятия по обеспечению ударной прочности КА.

Ключевые слова:

*ударная прочность;
ударное нагружение;
космические аппараты;
посадка на Луну.*

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.003

В последнее время в мировом научном и техническом сообществе отмечается устойчивый повышенный интерес к полномасштабному и всестороннему исследованию Луны. На повестке дня стоит подготовка к освоению ресурсов естественного спутника Земли. (Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016). Ведущие мировые космические державы обсуждают планы по размещению на поверхности Луны колоний,

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

PREDICTION OF THE REQUIRED LEVEL OF IMPACT STRENGTH OF PROSPECTIVE SPACECRAFT LANDING ON THE LUNAR SURFACE



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

The article examines the design features of promising spacecraft that land on the lunar surface during their mission. The impact loading of such spacecraft during their operation is analyzed. The contribution of various sources of impact effects to impact loading of spacecraft onboard equipment is investigated. The main measures to ensure the impact strength of the spacecraft are substantiated.

Key words:

*impact strength;
impact loading;
spacecraft;
moon landing.*

состоящих из модулей различного назначения. Для реализации этих планов необходима разработка надёжного КА, способного осуществлять посадку на поверхность Луны. Такой космический аппарат будем называть в дальнейшем – ЛПКА (Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д., 2016). В связи с этим задача обеспечения эксплуатационной прочности посадочных КА

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

становится весьма актуальной. Важное место в эксплуатации прочности ЛПКА занимает ударная прочность, наиболее актуальная для бортовой аппаратуры служебного и целевого назначения. Вопросам обеспечения ударной прочности лунных посадочных КА и посвящена настоящая статья. Она строится на основе анализа открытых источников информации по разработке подобных аппаратов (Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2017; Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017; Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2018; Бирюков А.С., Деменко О.Г., Ефанов В.В., Канев Е.Н., 2018; Бирюков А.С., Деменко О.Г., Ефанов В.В., 2019; Бирюков А.С., Зверев А.В., Деменко О.Г., 2024; Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2023).

В настоящее время имеется положительный практический опыт разработки КА, осуществляющих посадку на различные планеты солнечной системы – Луну, Марс, Венеру. У этих аппаратов много общего (наличие посадочного устройства, двигательной установки мягкой посадки, системы управления посадкой и др.). Но вместе с тем, каждый из этих типов КА имеет свои особенности, учёт которых необходим для достижения цели обеспечения эксплуатационной прочности КА при минимальной массе конструкции (без лишнего неоправданного запаса прочности). С точки зрения минимальной массы КА универсальный посадочный КА (способный осуществлять посадку на разные типы планет) нерационален. Для каждой планеты нужен свой посадочный аппарат.

Особенности компоновки ЛПКА определяются свойствами Луны. Низкая плотность атмосферы Луны (в 10 триллионов раз меньше земной) делает неэффективным аэродинамическое торможение КА при посадке, в отличие от Марса или Венеры, где плотность атмосферы сравнима с земной или даже превосходит её. Поэтому, в отличие от марсианских ПКА у ЛПКА отсутствует защитный кожух, аэродинамический экран, парашютная установка и геометрически изменяемое посадочное устройство, что существенно снижает количество мощных ударных воздействий при их эксплуатации (нет необходимости отстреливать экран и кожух, выпускать и отстреливать парашют, выпускать перед посадкой компактно сложенное посадочное устройство). Невозможность аэродинамического торможения ЛПКА заставляет иметь баки двигательной установки повышенного объёма. Все это облегчает решение проблемы обеспечения ударной прочности ЛПКА и упрощает его конструкцию, но, тем не менее, не отменяет её полностью.

По сравнению с непосадочным КА конструкция и бортовая аппаратура ЛПКА также имеют особенности эксплуатационного нагружения и компоновки. Они должны выдерживать грубый посадочный удар

на поверхность Луны. Кроме того, на конструкции ЛПКА имеется дополнительное количество пирочек, срабатывающих при раскрытии различного рода манипуляторов и исполнительных устройств для исследования свойств грунта и атмосферы Луны (дополнительное количество ударных воздействий), а в нижней части КА, в зоне интенсивных ударных воздействий необходимо размещать аппаратуру для наблюдения за процессом мягкой посадки. Поэтому, с точки зрения ударной прочности, ЛПКА является отдельным объектом, отличным от остальных типов КА.

Особенности ударного нагружения ЛПКА определяются прежде всего особенностями конструкции ЛПКА, а также количеством и местами расположения источников ударных воздействий.

Сложившаяся на сегодняшний день рациональная компоновка ЛПКА (Казмерчук П.В. и др., 2016) включает блок баков с установленным на нем посадочным устройством и расположенным на нем сверху приборным контейнером (ПК). Габаритные размеры по высоте блока баков и приборного контейнера примерно одинаковые и составляют 1–1,2 м. С точки зрения ударной прочности компоновка ЛПКА обладает следующими особенностями. Блок баков (ББ) – тонкостенная цельносварная конструкция, образованная четырьмя баками и цилиндрическими проставками между ними. Это по сути строительная основа ЛПКА, к которой крепятся двигательная установка (в центральной части), посадочное устройство (в средней и нижней части), панели с аппаратурой и солнечными батареями (в верхней части). Большинство эксплуатационных ударных воздействий непосредственно воздействует на ББ и уже дальше передаётся на остальные части КА. За счёт цельнометаллической конструкции и отсутствия стыковых соединений в конструкции, ББ обладает сравнительно небольшим собственным демпфированием ударных возмущений, эффективно передаёт ударную вибрацию во всём диапазоне частот. В силу этого блок баков представляет собой зону высокого ударного нагружения.

Посадочное устройство ЛПКА предназначено для обеспечения поглощения кинетической энергии КА при посадке на поверхность Луны с заданными перегрузками. Состоит, как правило, из четырёх стоек, которые установлены на блоке баков. Каждая стойка состоит из амортизатора, V-образного подкоса и опоры. Принцип работы посадочного устройства основан на поглощении кинетической энергии деформируемым элементом амортизатора. За счёт деформируемости грунта и амортизатора процесс ударного посадочного воздействия получается растянутым во времени, более длительным, чем периоды собственных колебаний конструкции, в силу чего посадка на поверхность Луны имеет низкочастотный характер ударного воздействия.

Приборный контейнер устанавливается на блок баков стыковочными опорами, крепится к нему болтовым соединением. Он представляет собой панельную конструкцию – полую коробку из двух боковых стенок, основания, двух верхних и двух нижних стяжек, а также полки в верхней части, предназначенной для усиления жёсткости конструкции. Крепление между собой полок, стенок и стяжек осуществляется при помощи болтовых соединений. На тепловой со-топанели приборного контейнера (ТСП ПК) установлены блоки аппаратуры, панели солнечных батарей и радиаторы, в силу чего они несут большую массовую нагрузку. Массовая плотность ТСП получается порядка 100 кг/м². Наличие большого количества стыковых соединений и большая массовая нагрузка панелей способствуют эффективному поглощению ударных колебаний конструкции и снижают ударную нагрузку установленной на ней аппаратуры (Деменко О.Г., 2022).

В соответствии с существующими технологиями обеспечения функционирования ЛПКА, он должен иметь в своём составе большое количество пиротехнических и/или детонационных механизмов, далее называемых общим термином пиромеханизмы, объединённых в несколько систем и предназначенных для выполнения следующих функций при эксплуатации КА:

1. Пирозамки системы отделения КА (СО КА) осуществляют крепление КА к разгонному блоку (РБ) и его отделение от РБ при своём срабатывании; всего 4–8 замков; все они расположены в нижней части блока баков, в узлах его крепления к РБ, при эксплуатации срабатывают одновременно; отделение КА осуществляется в конце процесса выведения на околоземную орбиту.

2. Пиронож для резки кабельных линий, идущих от РБ на КА, при отделении КА от РБ, срабатывание пироножа предшествует на несколько секунд срабатыванию СО КА; всего один пиромеханизм на основе стандартного электровоспламенителя для снижения ударного воздействия на бортовую аппаратуру располагается как правило, не на корпусе КА, а на ферме адаптера вблизи от одного из пирозамков СО КА.

3. Пирочка рупорной направленной антенны (НА) осуществляет фиксацию НА в сложенном положении в процессе доставки КА на поверхность Луны и последующее раскрытие рупора антенны; срабатывание пирочки производится после посадки КА на поверхность Луны; содержит один пиромеханизм на основе стандартного воспламенителя; располагается на корпусе антенны, сама антенна располагается в верхней части ПК для удобства связи с Землёй.

4. Пирочки (в количестве не менее двух штук) лунного манипуляторного комплекса (ЛМК), осуществляют фиксацию механизмов ЛМК в сложенном

положении в процессе доставки КА на поверхность Луны и их последующее раскрытие; срабатывание пирочек производится после посадки КА на поверхность Луны; содержат пиромеханизмы на основе стандартного электровоспламенителя; располагаются на корпусе ПК в нижней его части.

5. Пироклапаны двигательной установки, всего 4–8 штук, установлены на магистралях различного назначения для открытия или перекрытия их по команде системы управления двигательной установки (ДУ), из них одна часть открывает магистраль высокого давления гелия, другая часть открывает топливные магистрали баков системы ориентации и стабилизации КА (СОИС), третья часть срабатывает при запуске ДУ КА после отделения КА от разгонного блока; и четвёртая часть перекрывает магистраль наддува топливных баков после посадки КА на поверхность Луны.

6. Пирочки (в количестве 4–8 штук) раскрытия панелей солнечных батарей БС (в случае стационарно установленных панелей БС – отсутствуют) осуществляют крепление створок панелей БС в сложенном положении в процессе доставки КА на поверхность Луны и их последующее раскрытие; срабатывание пирочек производится после посадки КА на поверхность Луны; содержат пиромеханизмы на основе стандартного электровоспламенителя; располагаются на корпусе ПК в средней его части.

Как видно, штатные пиромеханизмы ЛПКА располагаются во всех частях его конструкции.

Срабатывание каждого пиромеханизма приводит к возникновению ударных нагрузок, имеющих высокую скорость изменения при малом времени действия (порядка 0,1–0,4 мс). Такой ударный импульс возбуждает интенсивные колебания элементов конструкции и оборудования КА, которые увеличивают их повреждаемость и могут являться причиной различного рода неисправностей (Ефанов В.В., 2013). В большей степени этому подвержены хрупкие материалы, входящие в состав объектов оборудования КА, – кристаллы, космическая оптика, зеркала, клеевые соединения, микроэлектроника – микрочипы, платы и т.д. Для реализации своей миссии ЛПКА содержит большое количество научной аппаратуры, расположенной вместе со служебным оборудованием практически по всему объёму КА. Всё это делает задачу обеспечения эксплуатационной ударной прочности ЛПКА важной и актуальной (Ефанов В.В., Телпнев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В., 2021), без решения которой достижение целей его миссии не представляется возможным.

Помимо указанных выше случаев ударного нагружения, на бортовую аппаратуру КА также производится ударное воздействие в процессе отделения ступеней ракеты-носителя, сброса головного обтекателя и посадки на поверхность Луны.

Наличие большого количества источников ударной нагрузки, близкое их расположение к объектам оборудования КА, нестандартная форма конструкции КА и применение в ней нетрадиционных композитных материалов осложняют обеспечение ударной прочности ЛПКА.

На современном этапе развития науки и техники все необходимые эксплуатационные свойства КА закладываются в него на этапе, предшествующем проектированию, в техническом задании на разработку КА через требования к тем или иным свойствам. Необходимый уровень ударной прочности КА закладывается через ударные нагрузки, которые должны выдерживать в эксплуатации КА и его бортовая аппаратура. Эти нагрузки задаются в виде ударного спектра ускорений отклика, который будем называть базовым ударным спектром (БУС). Зачастую несколько эксплуатационных ударных воздействий имеют близкие ударные спектры нагружения, тогда их объединяют в один БУС. В последнее время принято задавать два БУС:

- первый, соответствующий ударным воздействиям от разделения ступеней ракеты носителя (РН) – сравнительно невысокий по амплитуде, но имеющий более выраженную низкочастотную составляющую ударного спектра, его берут из справочника пользователя РН. Для ЛПКА первый БУС полностью поглощается ударным спектром посадочного удара, который, как правило, задаётся неявно, через максимально допустимую перегрузку при посадке.
- второй, соответствующий отделению КА от РБ – наиболее мощный по амплитуде в области средних и высоких частот спектра (от 500 Гц и выше). Этот второй БУС является наиболее важным, поскольку система отделения КА расположена по отношению к КА значительно ближе, чем системы отделения ступеней РН. Он и определяет в целом необходимый уровень ударной прочности КА.

Основная проблема обеспечения ударной прочности КА состоит в правильном определении БУС на предпроектном этапе, когда ещё нет конструкции (даже в чертежах) и невозможно провести какие-либо испытания даже на макетах. Завышенный БУС создаёт большие проблемы при испытаниях создаваемой техники, он, как правило, если и решает (с запасом) указанную проблему, то плохо. Следует отметить, что в настоящее время расчёт ударного нагружения КА невозможен, не существует ни методов расчёта, ни программного обеспечения. Таким образом, для обоснования БУС остаётся только экспертный метод, который хорошо работает лишь при наличии близких прототипов вновь разрабатываемому КА. Попытка создать основу для дальнейших экспертных обоснований БУС как раз и предпринимается в настоящей статье.

Для достижения указанных целей рассмотрим особенности каждого эксплуатационного ударного воздействия, а именно, от срабатывания СО КА, посадочного удара, от пиронож/чек /клапанов.

Ударное воздействие от срабатывания СО КА и посадочного удара имеют глобальное влияние на ударное нагружение КА в целом в силу большого количества пирозамков СО КА / стоек посадочного устройства, нагружающих равномерно со всех сторон ББ, их большой мощности, хорошей ударной проводимости ББ. Ускорения ударного отклика от этих воздействий проходят во все части конструкции КА.

Пиронож, пирочеки и пироклапаны имеют локальное действие на ударное нагружение КА. Ускорения ударного отклика от этих воздействий весьма значительны вблизи источников ударных воздействий, но быстро ослабевают при удалении от этих мест. Как правило, они не проходят в соседние части конструкции КА. Причина этого в том, что мощности пирочек значительно уступают мощности пирозамков СО КА (значительно меньше масса взрывчатого вещества). А, кроме того, пирочеки создают при своём срабатывании лишь поверхностную ударную волну за счёт соударения подвижных частей по опорным элементам конструкции. Ослабление ударной волны здесь связано и с распространением волны по поверхности КА и с распространением волны вглубь материала конструкции.

В отличие от них, пирозамки СО КА создают в материале конструкции КА значительное предварительное сжатие материала (за счёт которого исключается раскрытие стыков КА при статическом и динамическом эксплуатационном нагружении), при разрушении разрывного болта пирозамка, помимо удара движущихся частей замка по опорной поверхности, высвобождается большая энергия предварительной упругой деформации материала. Возникающая ударная волна изначально идёт по всей толщине материала. Её ослабление, помимо влияния стыковых соединений, связано только с распространением по конструкции КА.

При реализуемой на сегодняшний день и ближайшую перспективу компоновке космического комплекса, доставляющего на поверхность Луны ЛПКА, масса заправленного ЛПКА составляет не более двух тонн. С учётом стандартного эксплуатационного нагружения на этапе выведения для крепления ЛПКА достаточно иметь пирозамки с разрывным усилием болтов три тонны. Это широко распространённый в практике конструирования и хорошо отработанный тип пирозамков. Ударный спектр от срабатывания такого замка, измеренный на конструкции КА вблизи от самого замка (на расстоянии примерно 10 см) может быть задан (через огибающие при различных реализациях) в таблице 1 и показан красным цветом на рисунке 1.

таблица 1 – Ударный спектр ускорений отклика, возникающих на конструкции КА при срабатывании трёхтонного замка, вблизи от места его расположения

частота, Гц	30	2500	5000
ускорение ударного спектра, g	4	3000	3000

Жёсткость посадочного удара при посадке на поверхность Луны и его ударный спектр определяются максимальной посадочной эксплуатационной перегрузкой $n_{\text{пос}}^{\text{макс}}$ в центре масс ЛПКА. Эта перегрузка задаётся, как правило, из условия не превышения при посадке условий нагружения КА на этапе выведения, чтобы не утяжелять излишне конструкцию. С учётом этого, поскольку линейное ускорение в центре масс КА при выведении РН может достигать 10 g, $n_{\text{пос}}^{\text{макс}}$ для ЛПКА составляет 5,0. Возникающий при поглощении такого удара ударный спектр приведён в таблице 2 и показан синим цветом на рисунке 1.

таблица 2 – Ударный спектр ускорений отклика, возникающих на конструкции КА при поглощении посадочного удара, вблизи от места крепления стоек посадочного устройства к блоку баков

частота, Гц	30	1000	5000
ускорение ударного спектра, g	10	1000	1000

Все используемые на современных КА пирочеки и пироклапаны имеют в своём составе одни и те же электровоспламенители (элементы, создающие ударное воздействие), поэтому их мощность и ударные спектры однотипные, они приведены в таблице 3 и показаны на рисунке 1 зелёным цветом.

таблица 3 – Ударный спектр ускорений отклика, возникающих на конструкции КА при срабатывании пирочеки, вблизи от места её расположения

частота, Гц	30	3000	5000
ускорение ударного спектра, g	0,5	2500	2500

Как видно из рисунка 1, ударные спектры от трёх основных ударных воздействий в эксплуатации ЛПКА имеют различный характер: низкочастотный у посадочного удара, комбинированный у СО КА, высокочастотный у пирочеки.

Важно отметить – такие большие ускорения, составляющие до 2000–3000 g, показанные на рисунке 1, наблюдаются лишь вблизи источника удара на конструкции КА, и вдалеке от мест установки аппаратуры. Опыт разработки КА различного назначения показывает, что для самой конструкции КА, в отличие от бортовой аппаратуры, такие ударные ускорения неопасны, поэтому прочность конструкции КА при действии пиродаров не нормируется.

При распространении по конструкции КА ударная волна от различных ударных воздействий, как правило, ослабляется. Это происходит:

- во-первых, по причине распространения энергии удара на все большую часть КА, когда за счёт начальной энергии волны возникают последовательно колебания во всех частях конструкции с установленной на ней аппаратурой;
- во-вторых, за счёт прохождения ударной волны через болтовые стыковочные узлы различных составных частей конструкции (Деменко О.Г., 2022).

В настоящее время не удаётся расчётным путём оценить весомость действия этих факторов, поэтому будем использовать в своих расчётах имеющиеся статистические данные. Они показывают, что:

- в первом случае (при распространении ударной волны по конструкции), снижение амплитуды ударного спектра ускорений отклика происходит примерно в четыре раза на пути 1 м;
- во втором случае (при переходе через стыковое соединение), конструктивный стык работает как фильтр низких частот, который пропускает только низкочастотные колебания с частотой ниже некоторой характерной частоты среза ударного спектра, которая составляет примерно 1500 Гц, при этом амплитуда колебаний снижается во всём спектре на 10%.

Рассмотрим вначале распространение ударных воздействий от срабатывания СО КА и при поглощении посадочного удара. На рисунках 2 и 3 показаны ударные спектры от срабатывания СО КА и при поглощении посадочного удара в различных частях КА (по мере удаления от плоскости разделения), а именно: нижняя и верхняя части блока баков, нижняя часть приборного контейнера, нижняя и верхняя части приборной панели, верхняя часть приборного контейнера. Здесь учтены характерные размеры высот блока баков и приборного контейнера (приборной панели), а также наличие стыковых соединений между блоком баков и приборным контейнером, приборным контейнером и приборной панелью (снизу и сверху).

На рисунках 4–8 показаны для каждого сечения КА сопоставление ударных спектров от срабатывания КА и посадочного удара. Как видно, без учёта срабатывания пирочек, ударное нагружение приборного контейнера и приборной панели (только от СО КА и посадочного удара), в отличие от блока баков, получается весьма умеренным, не превосходящем в ударном спектре величины 400 g. По опыту проектирования такие ударные ускорения не представляют опасности для бортовой аппаратуры.

На приборной панели ударные нагрузки от срабатывания пирочек вблизи мест их установки значительно превосходят ударные нагрузки от СО КА и посадочного удара. При размещении бортовой аппаратуры

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ НЕОБХОДИМОГО УРОВНЯ УДАРНОЙ ПРОЧНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КА, ОСУЩЕСТВЛЯЮЩИХ ПОСАДКУ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ

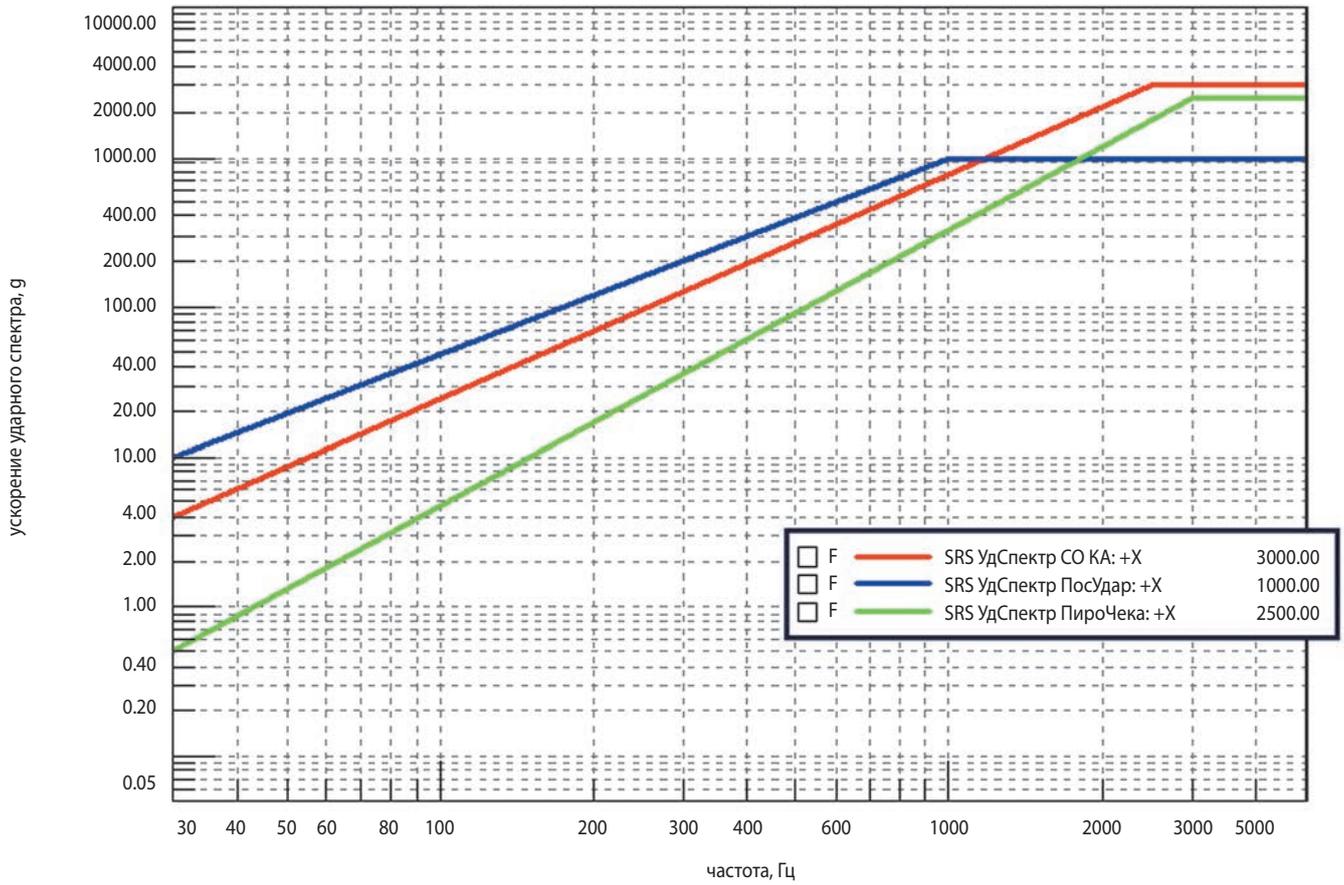


рисунок 1. Ударные спектры от основных ударных воздействий ЛПКА в эпицентре удара

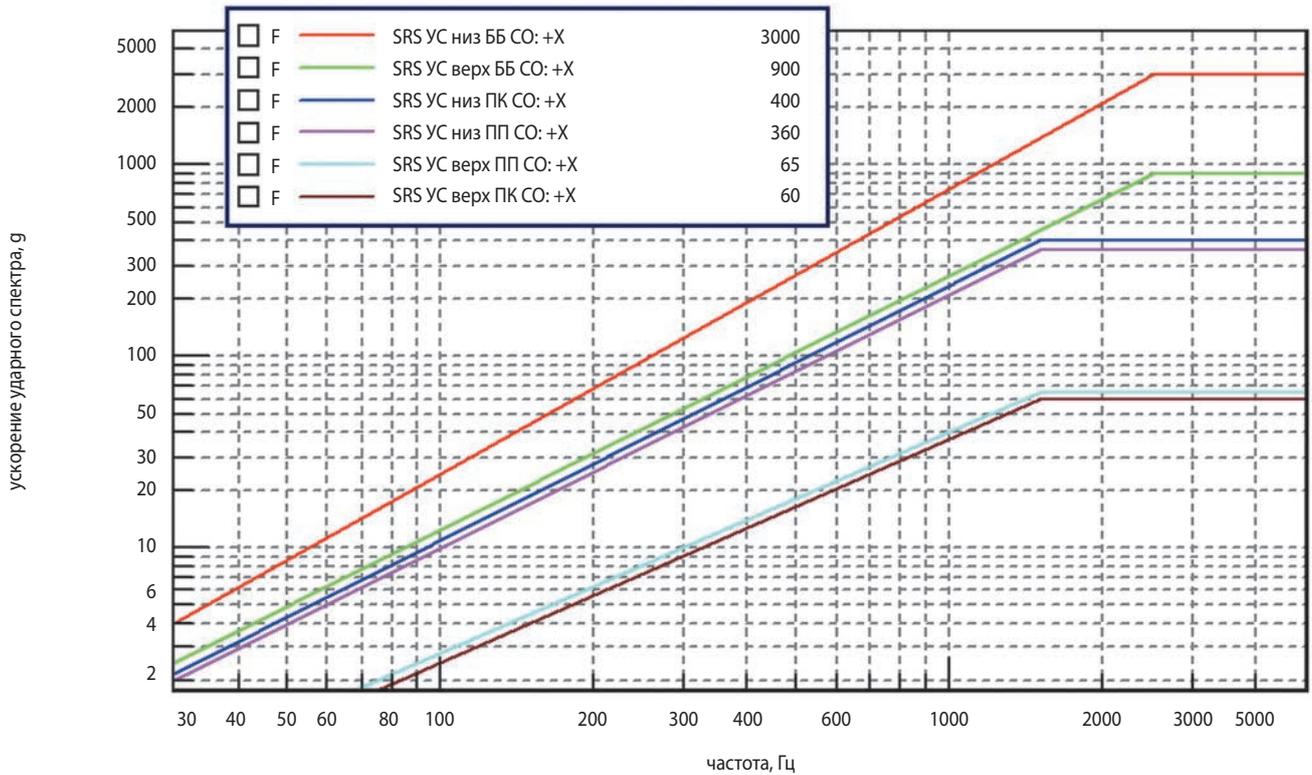


рисунок 2. Ударные спектры от срабатывания СО в различных частях КА

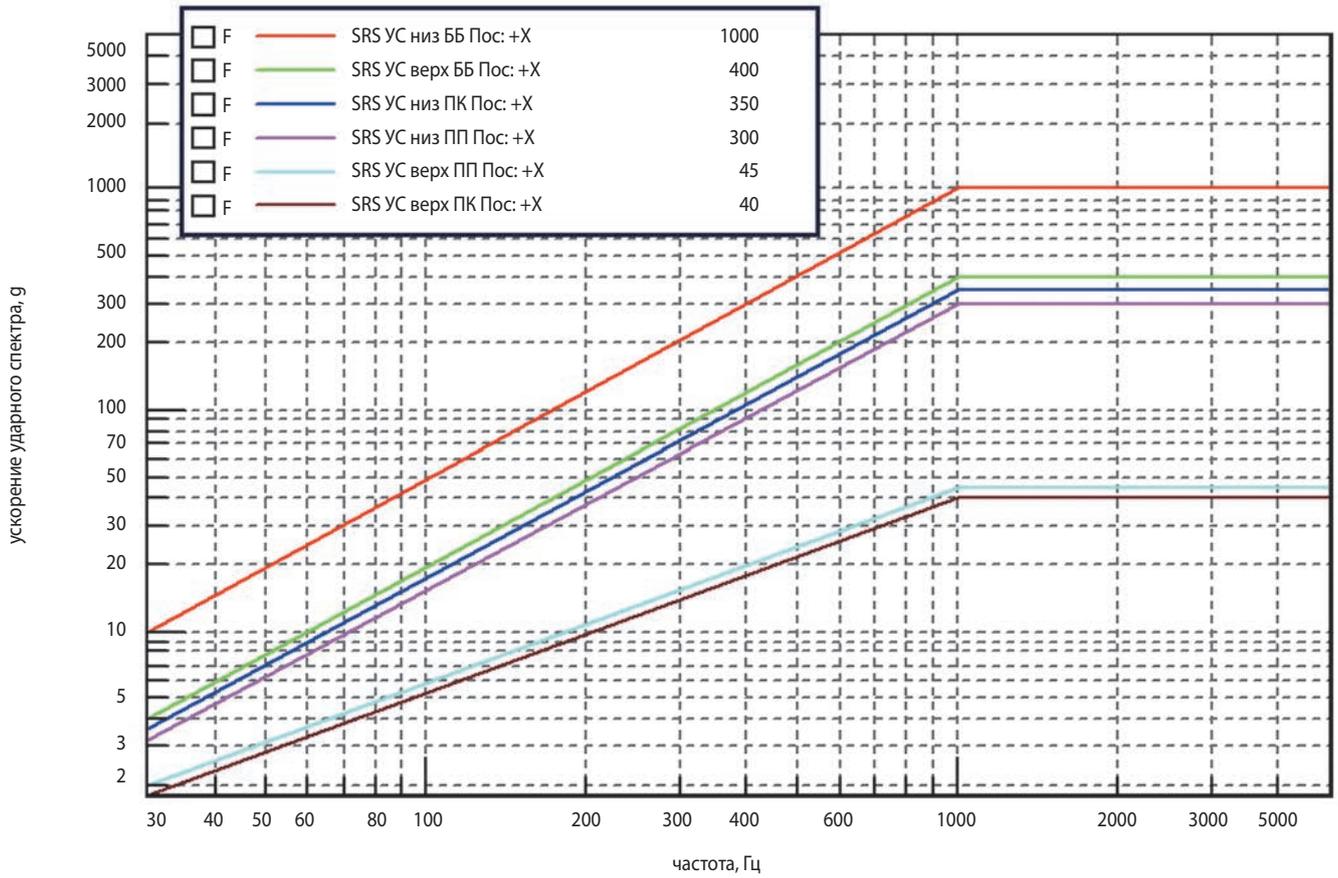


рисунок 3. Ударные спектры от посадочного удара в различных частях КА

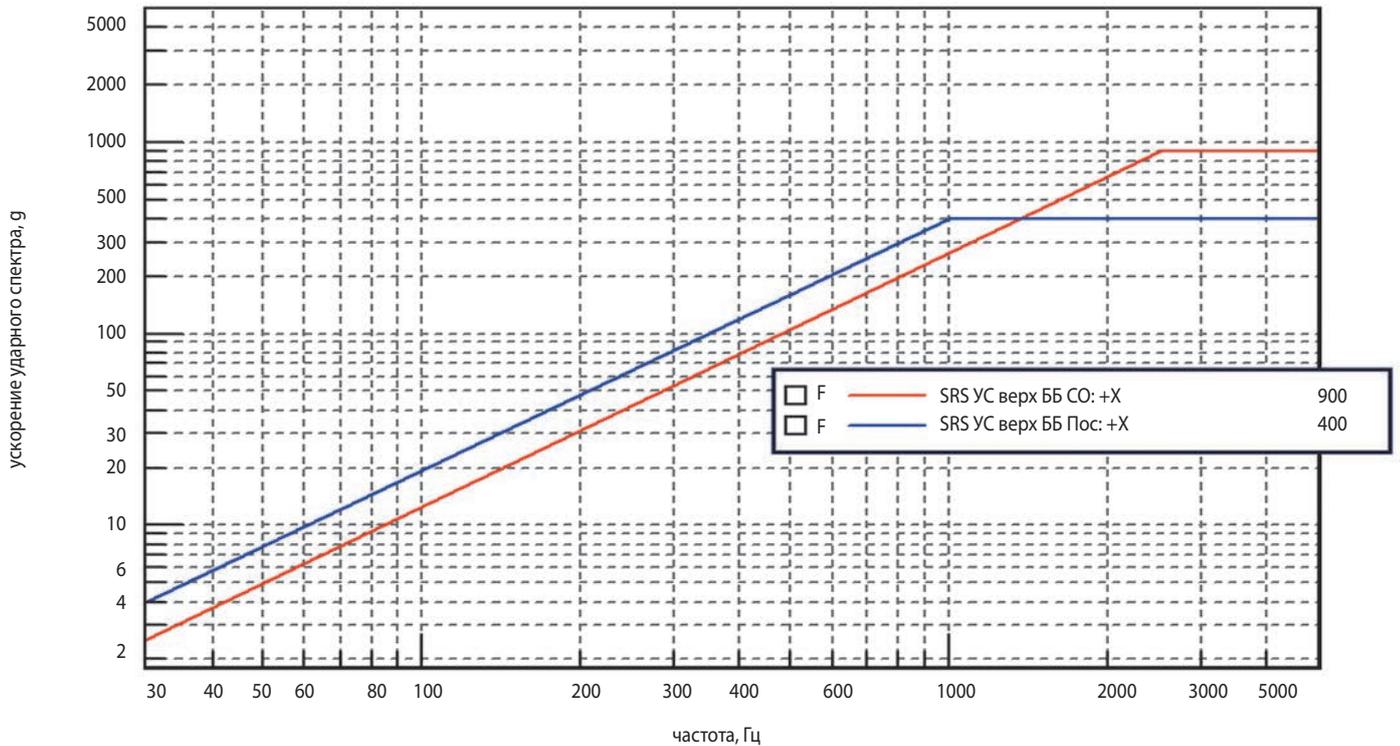


рисунок 4. Ударные спектры от срабатывания СО КА и посадочного удара в верхней части блока баков

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ НЕОБХОДИМОГО УРОВНЯ УДАРНОЙ ПРОЧНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КА, ОСУЩЕСТВЛЯЮЩИХ ПОСАДКУ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ

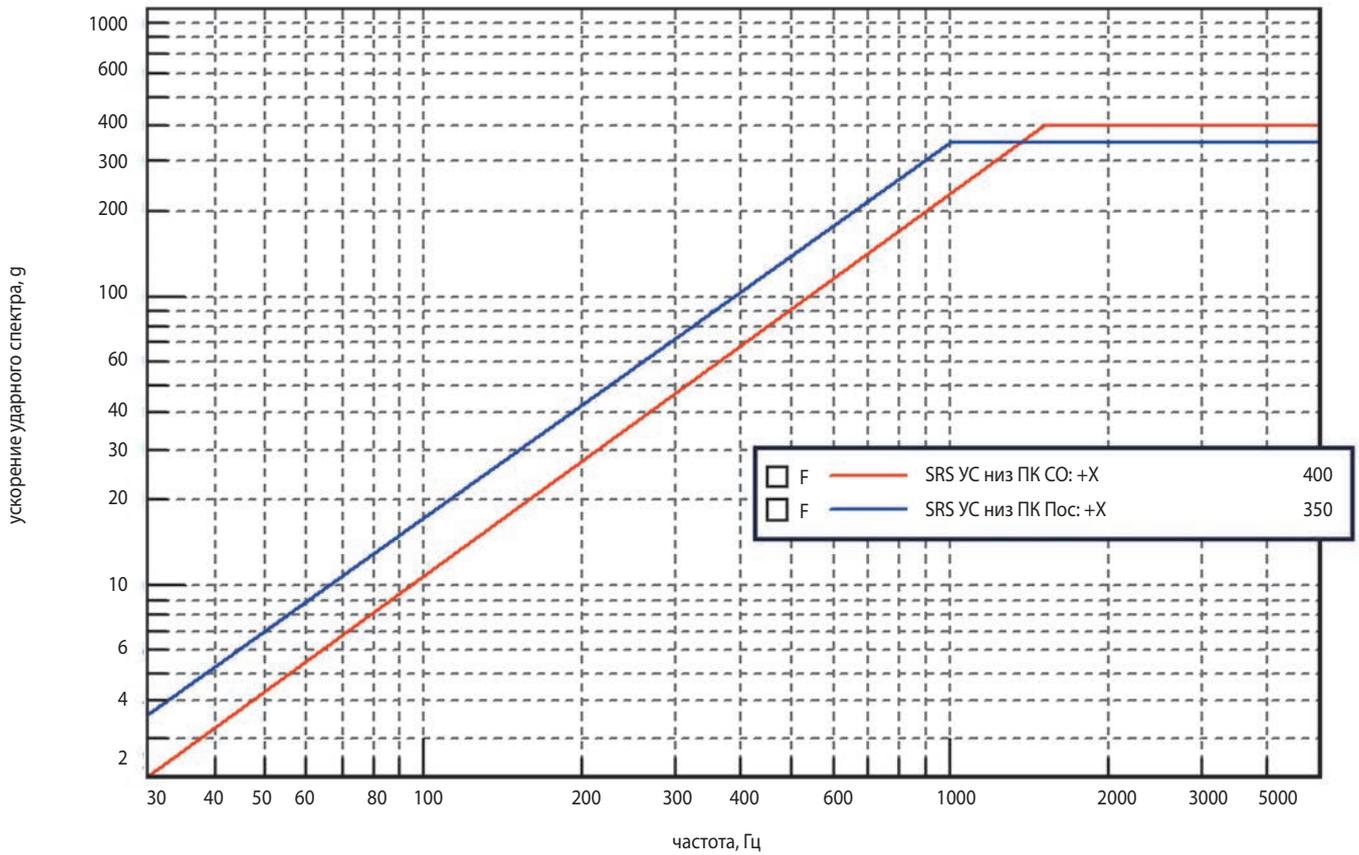


рисунок 5. Ударные спектры от срабатывания СО КА и посадочного удара в нижней части приборного контейнера

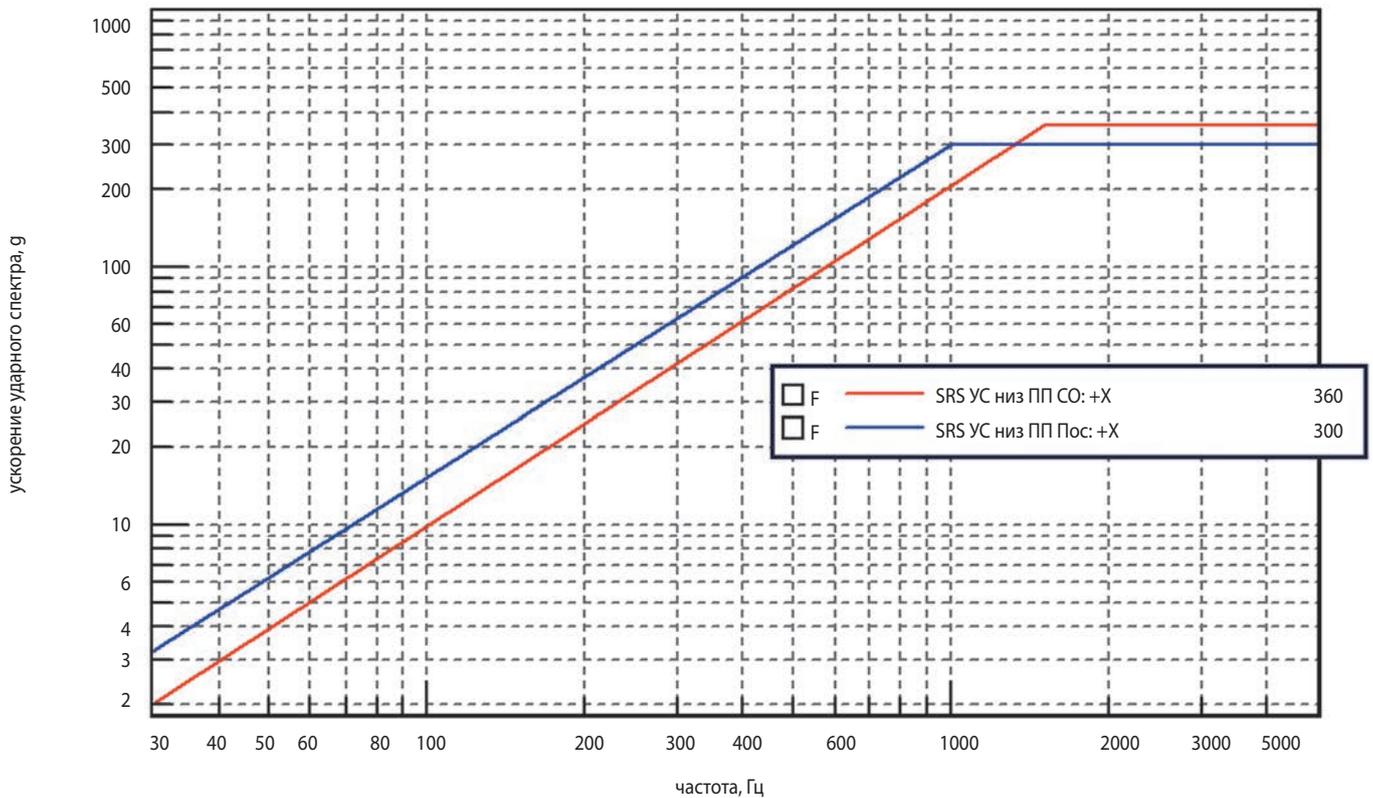


рисунок 6. Ударные спектры от срабатывания СО КА и посадочного удара в нижней части приборной панели

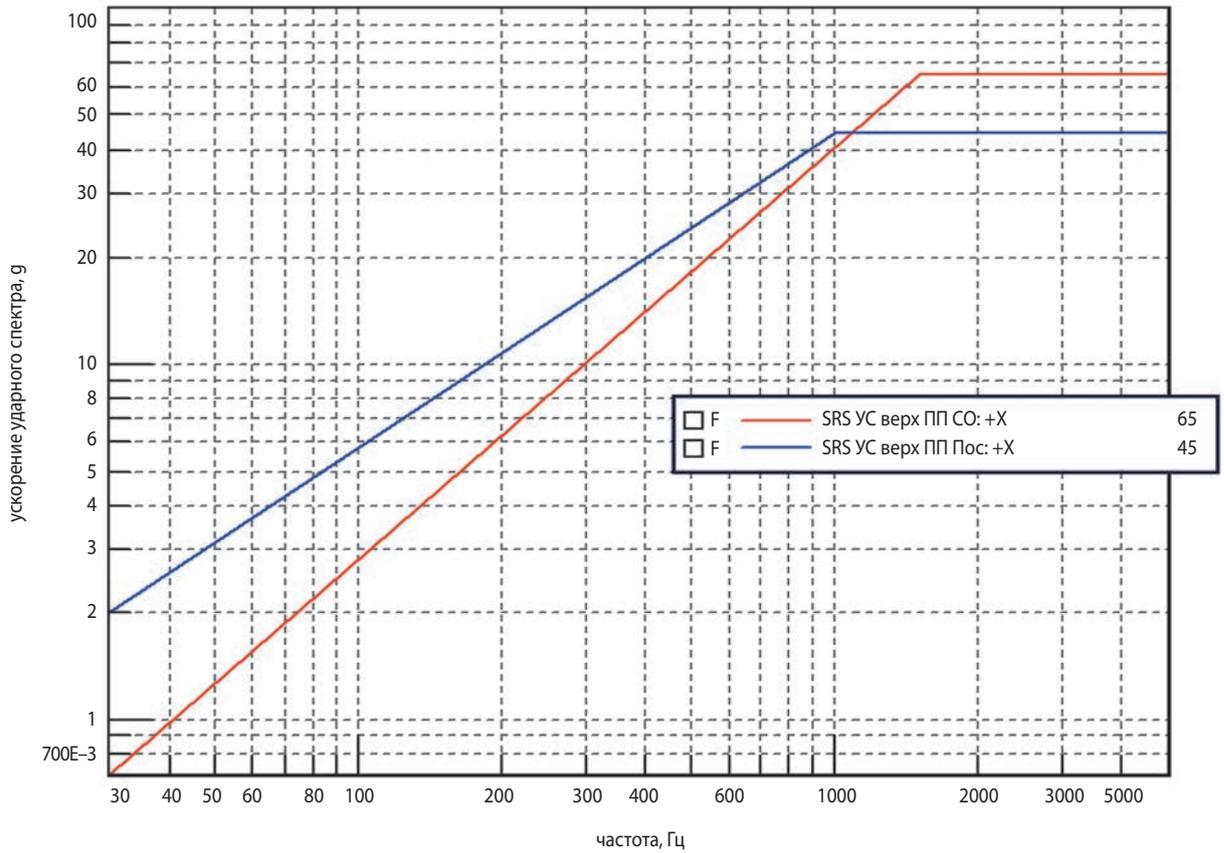


рисунок 7. Ударные спектры от срабатывания СО КА и посадочного удара в верхней части приборной панели

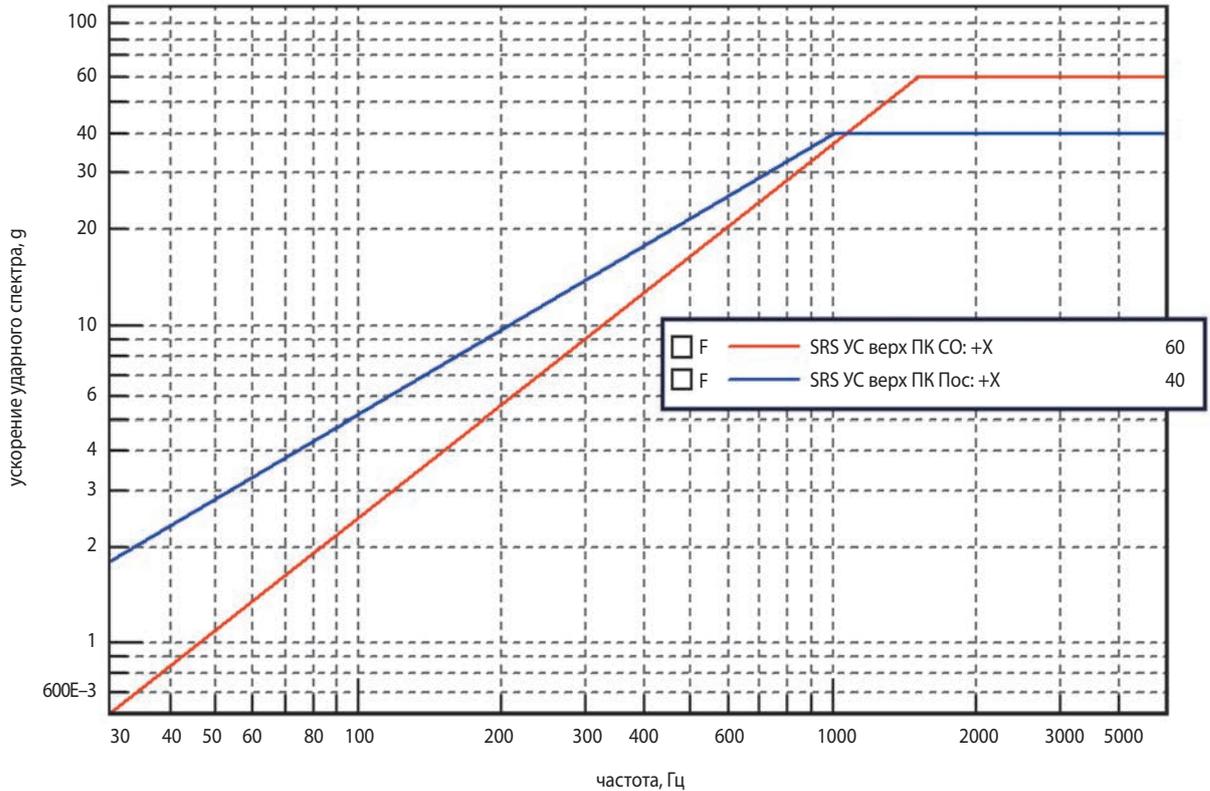


рисунок 8. Ударные спектры от срабатывания СО КА и посадочного удара в верхней части приборного контейнера

ЛПКА желательнее добиваться её удаления от пирочек на расстояние не менее 0,5 м. В этом случае ударные ускорения в узлах её крепления не будут превосходить величины 800 g, что является приемлемым для большинства типов существующей аппаратуры.

Таким образом, учёт влияния пирочек на ударную эксплуатационную прочность бортовой аппаратуры ЛПКА становится принципиально необходимым. Полученные результаты также свидетельствуют о том, что разработка мер по снижению ударных нагрузок от пирочек в настоящее время является важной и актуальной.

ВЫВОДЫ

1. В конструкции ЛПКА можно выделить две сильно различающиеся зоны ударного нагружения – блок баков и приборный контейнер с приборной панелью.

2. Ударное нагружение блока баков является повышенным и определяется воздействиями от СО КА и посадочного удара.

3. Ударное нагружение приборного контейнера по отношению к воздействиям от СО КА и посадочного удара является весьма умеренным, однако вблизи мест расположения пирочек (15–50 см) значительно усиливается воздействием срабатывания пирочек.

4. В целом для аппаратуры приборного контейнера влияние воздействия от срабатывания пирочек является определяющим для их ударной эксплуатационной прочности.

5. При проектировании ЛПКА необходимо прорабатывать меры по снижению ударного воздействия пирочек.

6. При проектировании ЛПКА определение мест расположения пирочек должно выполняться в том числе с учётом их ударного воздействия на бортовую аппаратуру.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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

Бирюков А.С., Деменко О.Г., Ефанов В.В., Канев Е.Н. Особенности обеспечения ударной прочности перспективной орбитальной астрофизической обсерватории «СПЕКТР-УФ» // Сб. научн. трудов ИНАСАН.М.: Изд-во Янус-К, 2018. 444 с.

Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А. Актуальные проблемы обеспечения ударной прочности современных космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований (выпуск 2). Мате-

риалы II научно-технической конференции «Инновационные космические автоматические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. Актуальные вопросы создания служебных и научных систем». Химки: АО «НПО Лавочкина», 2017. 592 с.

Бирюков А.С., Зверев А.В., Деменко О.Г. К вопросу экспериментальной отработки посадочного аппарата на случай его посадки на поверхность Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 3. С. 60-66.

Деменко О.Г., Бирюков А.С. Влияние малоразмерности космических аппаратов на уровень их ударного нагружения при срабатывании системы отделения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 153-159.

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

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. Вибрационное нагружение конструкции и бортовой аппаратуры при эксплуатации КА «ЛУНА-25» // Автоматический космический аппарат нового поколения «ЛУНА-25» – от исследования к освоению лунных ресурсов: научн. изд-е / Под ред. Л.М. Зеленого, В.В. Ефанова, А.Е. Ширшакова. В 2-х т. Т. 1. Химки: Изд-ль АО «НПО Лавочкина», 2023. 300 с.

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г. К вопросу снижения динамических нагрузок при срабатывании устройств разделения перспективных орбитальных астрофизических обсерваторий // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 21-26.

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

Ефанов В.В., Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В. Методологический аспект задачи структурной идентификации параметров динамической схемы космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 44-53.

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

Статья поступила в редакцию 23.05.2025

Статья после доработки 25.08.2025

Статья принята к публикации 26.08.2025

МЕТОДОЛОГИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СВЕТОГЕРМЕТИЧНОСТИ ТЕЛЕСКОПА T-170M ПРОЕКТА «СПЕКТР-УФ»

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

А.Е. Шаханов¹,
кандидат
технических наук,
SHakhanovAE@
laspace.ru;
A.E. Shakhanov

А.С. Шугаров²,
shugarov@inasan.ru;
A.S. Shugarov

С.Г. Сичевский²,
кандидат физико-
математических наук,
sichevsky@inasan.ru;
S.G. Sichevsky

Проведены работы по испытаниям астрофизического телескопа T-170M на соответствие предельно высоким требованиям к конструкции в части светогерметичности (13 порядков). Кратко описаны методология испытаний, средства измерения и полученные результаты.

Ключевые слова:
УФ-астрономия;
светогерметичность;
космический телескоп;
космическая обсерватория;
светозащита.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.004

ВВЕДЕНИЕ

Целью проекта «СПЕКТР-УФ» является создание космической обсерватории, предназначенной для проведения наблюдений астрономических объектов преимущественно в ультрафиолетовом (УФ) диапазоне электромагнитного спектра (длины волн 115–305 нм) (Шустов Б.М. и др., 2020). Данный спектральный диапазон недоступен для наблюдений с поверхности Земли, поэтому наблюдения с помощью космического телескопа открывают беспрецедентные возможности изучения большого числа интересней-

METHOD FOR THE SPEKTR-UV T-170M TELESCOPE LIGHT TIGHTNESS ENSURING

М.Ф. Ильясов¹,
IiasovMF@laspace.ru;
M.F. Pyasov

С.В. Шостак¹,
кандидат
технических наук,
SHostakSV@laspace.ru;
S.V. Shostak

В.Е. Шмагин²,
csve00@gmail.com;
V.E. Shmagin

А.И. Сергеева²,
smile734@mail.ru;
A.I. Sergeeva

The T-170M astrophysical telescope has been tested for extremely high design requirements in terms of light tightness (13 times). The methodology, measuring instruments, and the results obtained are briefly described.

Key words:
UV astronomy;
light tightness,
space telescope,
space observatory,
light protection.

ших космических объектов и важнейших астрофизических процессов.

В состав комплекса научной аппаратуры (КНА) космической обсерватории «СПЕКТР-УФ» входят телескоп T-170M с апертурой 170 см и научные приборы: блок спектрографов (БС) и блок камер поля (БКП). Научные приборы дают возможность получать спектры излучения космических объектов высокого и низкого разрешения в УФ-диапазоне, высококачественные изображения как протяжённых

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

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

² ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва.

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

источников, так и звёздных полей в различных фильтрах и, следовательно, важные фотометрические данные (Сачков М.Е. и др., 2022).

Научные приборы КНА «СПЕКТР-УФ» предназначены для решения широкого круга научных задач, в числе которых изучение предельно слабых астрономических объектов. Из-за очень низкой светимости объектов наблюдения время накопления сигнала может достигать нескольких часов и более, при этом от предельно слабых объектов будет регистрироваться всего несколько десятков фотонов в час.

1. Требования по светогерметичности

Для обеспечения возможности изучать предельно слабые объекты, фотоприёмные устройства научных приборов (ФПУ) спроектированы для работы на пределе чувствительности. ПЗС-детекторы ФПУ БС охлаждаются до температуры -100°C для уменьшения темновых шумов до уровня 2 электрона/пиксель/час и шума считывания 3 электрона СКО. В БКП используются электронно-оптические преобразователи на основе микроканальных пластин (МКП), работающие в режиме счёта фотонов, которые позволяют регистрировать потоки от предельно слабых объектов на уровне десяти электронов в час на один пиксель.

Для реализации столь высокой предельной чувствительности фотоприёмные устройства и оптические тракты научных приборов должны быть размещены в изолированном от посторонней засветки отсеке.

В наземных обсерваториях научная аппаратура с аналогичной предельной чувствительностью обычно располагается либо в отдельных полностью закрытых помещениях (оптоволоконные спектрографы высокого разрешения), либо в подкупольном пространстве телескопа, где ночью отсутствуют источники света. Поскольку наблюдения с помощью наземных телескопов проводятся в ночное время, облегчается защита фотоприёмной аппаратуры от паразитной засветки рассеянным светом.

Научная аппаратура космического телескопа с точки зрения засветки находится в существенно более сложном положении по сравнению с наземными телескопами, поскольку космический аппарат всегда освещён Солнцем.

Расчёты показали, что для успешной работы научных приборов обсерватории «СПЕКТР-УФ» излучение от Солнца, падающее на внешнюю поверхность КА, должно быть ослаблено внутри инструментального отсека телескопа не менее чем в 10^{13} раз (десять триллионов раз). Данные требования существенно превосходят аналогичные требования к телескопам

ДЗЗ, поскольку последние наблюдают относительно яркую поверхность Земли при эквивалентной экспозиции на уровне миллисекунд.

На геосинхронной орбите, на которой будет работать КА «СПЕКТР-УФ», помимо прямой засветки одной стороны КА Солнцем, также будет присутствовать засветка от Земли. Хотя она будет примерно в 70 раз меньше прямой засветки от Солнца, Земля может освещать КА практически со всех сторон, включая теневую сторону КА. Освещённость от Луны на геосинхронной орбите многократно меньше освещённости от Земли, поэтому ею можно пренебречь.

ФПУ БС в качестве фоточувствительного элемента используют ПЗС, оптимизированные для работы в УФ-диапазоне, но они также обладают высокой чувствительностью в видимой области спектра. В УФ-диапазоне поток от Солнца на 2-3 порядка меньше, чем в оптическом диапазоне. Чувствительность ФПУ БС в УФ-диапазоне в два раза ниже, чем в видимом диапазоне. По этой причине, наиболее проблемным с точки зрения паразитной засветки ФПУ БС при работе в космосе является видимый диапазон. Коэффициент отражения и пропускания материалов в УФ-обычно хуже, чем в оптическом диапазоне. Предполагая, что светогерметичность конструкции телескопа Т-170М в УФ-диапазоне будет не хуже, чем в оптическом диапазоне (скорее наоборот, в УФ она будет даже лучше), проведение наземных испытаний Т-170М только в оптическом диапазоне гарантирует достаточную светогерметичность во всём спектральном диапазоне чувствительности ФПУ БС при работе КА «СПЕКТР-УФ» в космосе.

В БКП используются солнечно-слепые ФПУ на основе МКП для работы в областях вакуумного УФ- и ближнего УФ-диапазонов, их предельная чувствительность при работе в режиме счёта фотонов на 1-2 порядка выше, чем чувствительность ФПУ БС на основе ПЗС. Излучение от Солнца в УФ-на 2-3 порядка меньше, чем в оптической области, а светогерметичность конструкции телескопа УФ-диапазоне, как сказано выше, в первом приближении будет даже лучше, чем в оптическом диапазоне. Если будет экспериментально доказана необходимая светогерметичность в оптическом диапазоне для ФПУ БС, можно утверждать, что автоматически будет обеспечена необходимая светогерметичность в УФ-диапазоне для более чувствительных ФПУ БКП.

Поэтому, хотя обсерватория «СПЕКТР-УФ» в первую очередь спроектирована для работы в УФ-диапазоне, испытания на светогерметичность проводятся в оптическом диапазоне.

2. Методы обеспечения светогерметичности

Наблюдения предельно слабых объектов налагают особые требования на конструкцию телескопа Т-170М в части светогерметичности его внутренней полости.

При наличии всего лишь одного-единственного контура светозащиты, попытка удовлетворить необходимые чрезвычайно высокие требования по светогерметичности привела бы как к чрезмерному усложнению технологии сборки и испытаний телескопа, так и к снижению надёжности его функционирования. Например, в случае возникновения малейших дефектов в сборке или в случае появления непредвиденных факторов (например, микрометеоритов), свет от Солнца мог бы проникнуть внутрь конструкции с одним-единственным контуром светозащиты и, засветив ФПУ, снизить эффективность научных приборов.

Наличие двух или (лучше) трёх независимых контуров светозащиты обеспечивает следующие преимущества перед одноконтурной защитой:

- снижаются технологические требования к характеристикам каждого из контуров светозащиты до приемлемого уровня;
- увеличивается живучесть системы – возникновение небольшой световой течи в любом контуре не приводит к засветке научных приборов;
- облегчаются автономные испытания каждого из контуров светозащиты.

В проекте «СПЕКТР-УФ» для обеспечения гарантированной защиты научной аппаратуры от паразитной засветки Солнцем, разработана и внедрена трёхконтурная система светозащиты.

Первый контур светозащиты обеспечивается матами экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), на которые в КА «СПЕКТР-УФ», помимо их основной функции по теплозащите КА, дополнительно возложена функция светозащиты. Для исследования светозащитных свойств матов ЭВТИ были проведены отдельные испытания матов, в ходе которых было установлено, что мат ЭВТИ из 20 слоёв обеспечивает полную светоизоляцию. Были обнаружены световые течи в местах строчки матов ЭВТИ и в местах склейки матов клейкой лентой. С целью улучшения светоизолирующих свойств ЭВТИ, в КА «СПЕКТР-УФ» применена особая технология установки матов:

- маты состоят из 30 слоёв алюминированной плёнки;
- маты устанавливаются со взаимным перекрытием не менее 60 мм;
- зоны стыков матов проклеиваются двумя слоями самоклеящейся алюминированной ленты;

- со стороны, ориентированной на Солнце, устанавливается ЭВТИ общей толщиной в 60 слоёв алюминированной плёнки.

Вторым контуром светозащиты выступают условно герметичные металлические оболочечные конструкции корпуса инструментального отсека и тубуса телескопа. С целью улучшения светоизолирующих свойств конструкции корпуса телескопа, все небольшие технологические отверстия и стыки в телескопе были дополнительно светоизолированы самоклеящейся алюминированной плёнкой, а в областях потенциального наличия многочисленных щелей, например в области перестыковочной панели с большим количеством электрических разъёмов и кабелей, дополнительно установлены маты ЭВТИ, которые в данном случае выполняют только светозащитные функции.

Третьим контуром светоизоляции служат корпуса научных приборов. Они являются последним рубежом защиты оптического тракта научных приборов и ФПУ от возможной паразитной засветки в случае непредвиденных обстоятельств. Светогерметичные корпуса научных приборов также служат для защиты оптических элементов и ФПУ от загрязнений во время транспортировки и хранения научных приборов.

3. Испытания на светогерметичность

В истории АО «НПО Лавочкина» впервые были проведены работы по испытаниям астрофизического телескопа Т-170М со столь высокими требованиями к конструкции в части светогерметичности – внешнее излучение, падающее на наружную поверхность телескопа, должно проникать внутрь инструментального отсека с ослаблением не менее чем в 10^{13} раз.



рисунок 1. Макет телескопа Т-170М на поворотном стенде для испытаний на светогерметичность

Научно-техническую поддержку и подбор средств измерений для этих уникальных испытаний обеспечивал Институт астрономии РАН (ИНАСАН). В истории ИНАСАН впервые была разработана методика проведения испытаний на светогерметичность со столь высокими показателями и разработаны уникальные средства измерения.

Для испытаний на светогерметичность в АО «НПО Лавочкина» был подготовлен макет телескопа Т-170М, который в части исполнения конструкции и светоизоляции полностью соответствовал штатному изделию (рисунок 1). На макете были полностью исполнены два внешних контура светозащиты – маты ЭВТИ и конструкция телескопа и инструментального отсека. Третий контур светозащиты, образуемый корпусами научных приборов, отсутствовал, по причине отсутствия научных приборов – вместо них был установлен имитатор фокальных приборов (ИФП). Такой подход – наличие только двух контуров светозащиты из трёх – создаёт более жёсткие условия проведения испытаний.

В ИНАСАН был изготовлен специальный имитатор фокальных приборов, обладающий сверхвысокой чувствительностью, сопоставимой с ПЗС-детекторами научных приборов обсерватории «СПЕКТР-УФ» (рисунок 2). Ключевым элементом ИФП – фотоумножитель с предельно низким темновым током (менее 5 импульсов/с), работающий в режиме счёта фотонов, который позволяет регистрировать освещённость на уровне 10^{-9} лк.

Фотоэлектронный умножитель (ФЭУ) закреплён в карданном подвесе с дистанционным управлением приводами вращения. ИФП устанавливается внутри инструментального отсека Т-170М на оптической скамье в области фокальной поверхности телескопа (рисунок 3). ФЭУ может быть направлен как в сторону бленды главного зеркала для измерения возможной паразитной засветки со стороны телескопа, так и в любую точку внутренней полости инструментального отсека для поиска возможных световых течей (источников засветки).



рисунок 2. Имитатор фокальных приборов, по центру расположен ФЭУ в карданном подвесе (разработка ИНАСАН)

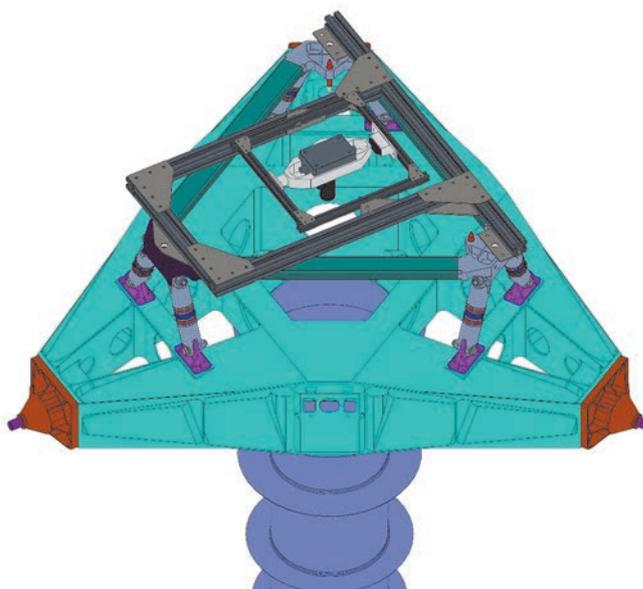


рисунок 3. Размещение имитатора фокальных приборов на оптической скамье телескопа Т-170М

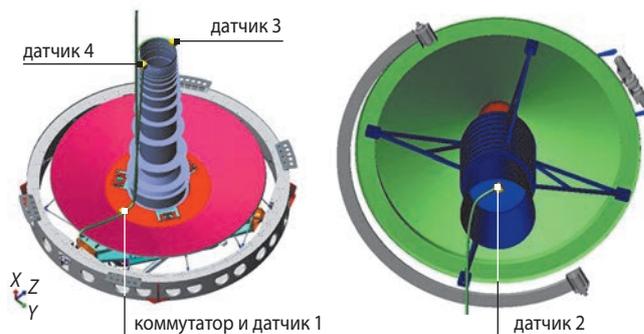


рисунок 4. Размещение дополнительных выносных фотодатчиков имитатора фокальных приборов внутри тубуса телескопа

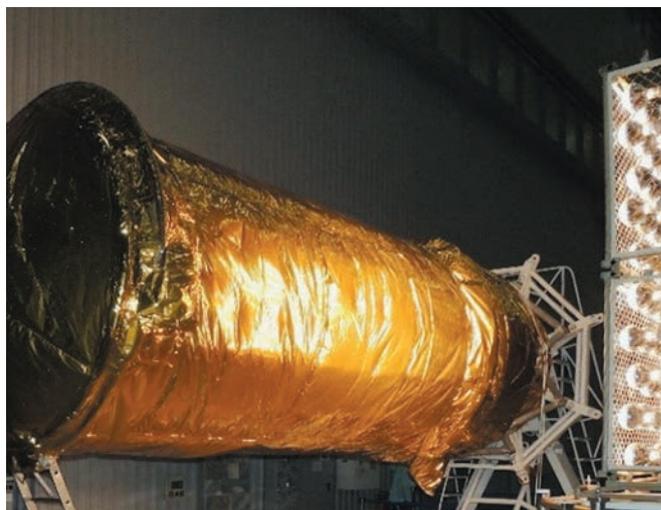


рисунок 5. Макет телескопа Т-170М и имитатор солнечного излучения во время испытаний телескопа на светогерметичность

В дополнение к ФЭУ, ИФП имеет четыре выносных полупроводниковых датчика с предельной чувствительностью 0.01 лк, которые были установлены внутри тубуса (рисунок 4). При наличии световых течей в тубусе, эти датчики позволяют грубо определить зону световой течи и её величину.

Солнце на орбите Земли создаёт освещённость около 135000 лк. При испытаниях использовался имитатор Солнца (рисунок 5), который обеспечивал засветку корпуса телескопа в различных взаимных положениях имитатора Солнца и объекта испытаний в диапазоне от 100000 до 150000 лк.

Значение освещённости на внешней поверхности объекта испытаний в каждом положении имитатора Солнца определялось люксметром, установленным снаружи объекта испытаний на расстоянии не более 0,1 м от поверхности телескопа. Подобная схема испытаний позволяет контролировать отношение освещённости внутри и снаружи телескопа при всех взаимных угловых положениях.

В ходе испытаний телескоп последовательно засвечивался со всех сторон имитатором Солнца путём вращения телескопа вокруг оси и путём перемещения имитатора Солнца вдоль тубуса, узла главного зеркала и инструментального отсека.

Результаты испытаний телескопа показали, что остаточная освещённость внутри телескопа находится ниже 10^{-9} лк (порог чувствительности ИФП) при освещённости наружной поверхности телескопа не менее 10^5 лк. Дополнительные выносные датчики в тубусе телескопа не зафиксировали засветки.

По результатам испытаний было экспериментально доказано, что два внешних контура в совокупности обеспечивают светозащиту не менее чем 14 порядков (предел чувствительности ИФП), что превосходит требования ТЗ (13 порядков).

Отдельно была проверена возможность засветки внутренней полости инструментального отсека через дренажную трубку инструментального отсека. Измерения показали отсутствие засветки через трубку.

Для целей самоконтроля в ходе испытаний на светогерметичность работоспособность ИФП периодически проверялась с помощью встроенного в ИФП контрольного источника света.

В ходе проведения испытаний на светогерметичность был имитирован частичный отказ первого контура светозащиты телескопа Т-170М. С этой целью было преднамеренно ослаблено одно клеевое соединение липкой лентой между матами ЭВТИ. При засветке имитатором Солнца в данном направлении ИФП зарегистрировал остаточную освещённость внутри инструментального отсека телескопа на уровне 10^{-8} лк, соответствующем ослаблению

на 13 порядков, что на пределе удовлетворяет требованиям КНА на светогерметичность.

Данный эксперимент показывает, что наличие одного дефекта (разошедшееся клеевое соединение между матами ЭВТИ) не вызывает катастрофического падения светогерметичности даже при отсутствии третьего контура.

Штатный телескоп, при наличии третьего контура светозащиты, образуемого корпусами научных приборов (светогерметичность на уровне пяти порядков), будет способен выдержать многочисленные локальные отказы первого контура светозащиты на основе матов ЭВТИ и локальные отказы в других контурах.

Проведённые испытания на светогерметичность подтверждают правильность выбранной концепции трёхконтурной защиты и конструктивных решений по её реализации.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В АО «НПО Лавочкина» совместно с ИНАСАН проведены наземные испытания астрофизического телескопа Т-170М с целью экспериментального подтверждения соответствия чрезвычайно высоким требованиям на светогерметичность для столь крупногабаритного и сложного изделия.

Телескоп Т-170М успешно выдержал испытания, показав ослабление излучения от Солнца внутри инструментального отсека не менее чем в 10^{14} (сто триллионов) раз, что на порядок превосходит исходные требования со стороны научной аппаратуры КНА «СПЕКТР-УФ».

Испытания доказали правильность выбранных технических решений (трёхконтурная концепция светозащиты) при создании телескопа проекта «СПЕКТР-УФ» в части светогерметичности. Отработанная методология будет использована для проведения квалификационных испытаний штатного телескопа Т-170М.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Сачков М.Е. и др. Космическая астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-УФ» – совместный проект Института астрономии РАН и АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 39-45.

Шустов Б.М. и др. Проект «СПЕКТР-УФ»: новые штрихи // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 2. С. 22-33.

Статья поступила в редакцию 11.07.2025

Статья после доработки 25.08.2025

Статья принята к публикации 26.08.2025

**КОМПЛЕКСНАЯ ЭКВИВАЛЕНТНАЯ
ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ
СХЕМА ЗАМЕЩЕНИЯ
ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЕЙ
ДЛЯ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**COMPLEX
EQUIVALENT
ELECTRICAL CIRCUIT
FOR THE SPACECRAFT
THERMAL CONTROL
SYSTEM ELECTRIC
HEATERS**



Л.Н. Германов¹,
аспирант,
GermanovLN@laspacespace.ru;
L.N. Germanov

В статье рассматривается новый подход в моделировании состояния электронагревателей для систем обеспечения тепловых режимов (СОТР) космических аппаратов (КА). Основу предложенного подхода моделирования составляют: «Принцип подобия электрических и тепловых цепей», «Комплексная эквивалентная электрическая схема замещения (тепловая SPICE-модель) нагревателя электрического стеклопластикового тонкого (НЭСТ) в составе СОТР» и «Алгоритм комплексного управления группой НЭСТ в составе СОТР» (Германов Л.Н., 2025). Данный подход позволяет объединить принципы моделирования электрических цепей и тепловых сетей, обеспечивая комплексный подход в моделировании, управлении и испытаниях НЭСТ в составе СОТР КА, а также сформулировать основные принципы по созданию автоматизированного испытательного стенда НЭСТ и определить его параметры.

The article considers a new approach for simulation of electric heaters state for the SC TCS. The proposed simulation approach grounds on the following: «Electric and thermal circuits' similarity principle», «Complex equivalent electric circuit (thermal SPICE model) for the electric fiberglass thin heaters (EFTH) substitution in TCS» and «Algorithm of integrated control of electric fiberglass thin heaters' group in TCS» (Germanov L.N., 2025). This approach allows for combination of the principles of electric circuits simulation and thermal networks, providing an integrated approach to simulation, control and testing of electric fiberglass thin heaters as a part of SC TCS, as well as propose basic principles of development of automated electric fiberglass thin heaters test bench and determine its characteristics.

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

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

Ключевые слова:

электронагреватель;

космический аппарат;

испытания;

испытательный стенд;

внешние воздействующие факторы;

программно-аппаратные средства;

НЭСТ;

СОТР;

КА.

Key words:

electric heater;

spacecraft;

test;

test bench;

environmental factors;

software and hardware;

Electric fiberglass thin heaters;

thermal control system (TCS);

spacecraft (SC).

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.005

ВВЕДЕНИЕ

Развитие низкоорбитальных автоматических космических аппаратов связано с повышением эффективности, снижением стоимости, увеличением сложности и количества решаемых задач его отдельными системами и аппаратом в целом. Решение ряда таких задач связано с повышением эффективности системы активного терморегулирования за счёт использования комбинации современных программно-аппаратных средств и новых подходов в моделировании и управлении в СОТР КА, что даёт значительные преимущества по точности и быстродействию регулирования климата по сравнению с рядом других систем, а также обеспечивает современные требования по живучести КА в целом.

Среди комплекса актуальных научно-технических задач, решение которых обеспечивает повышение эффективности системы активного терморегулирования бортовой аппаратуры, стоят задачи по снижению стоимости и трудоёмкости изготовления, повышения надёжности и энергоэффективности НЭСТ (Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А., 2018).

Также при разработке, изготовлении, испытаниях и эксплуатации НЭСТ важно снижение трудоёмкости испытаний, повышение быстродействия управления и энергоэффективности СОТР КА, что может быть достигнуто лишь за счёт создания автоматизированного испытательного стенда (АИС) и оптимального алгоритма управления (АУ) стендом (Луконин Н.В., Дмитриев Г.В. и др., 2017).

В настоящее время используемые средства проведения испытаний электронагревателей основаны на ручном задании режимов работы и могут приводить к ошибкам и субъективности принимаемых решений о годности электронагревателей, снижая достоверность информации о качестве выпускаемой продукции (Чеботарев В.Е., Фаткулин Р.Ф. и др., 2022).

Современные космические аппараты (КА) позволяют решать широкий круг важных научных задач, однако их дальнейшее развитие определяется тенденцией увеличения количества и сложности решаемых задач, в стремлении к снижению стоимости и повышению эффективности космических комплексов (Луконин Н.В., Головенкин Е.Н. и др., 2019).

Решение этих задач в сложных условиях эксплуатации КА предопределило создание СОТР КА для формирования температурных условий нормального функционирования бортовых систем в орбитальном полете (Вятлев П.А., Шеманов А.Г. и др., 2020).

Большой вклад в разработку СОТР на базе НЭСТ внесли известные учёные, исследователи: В.М. Новичков, А.О. Дмитриев, В.К. Сысоев и др. (Бугрова А.Д., Гуров Р.И. и др., 2021). Однако в работах этих учёных, а также в других публикациях не рассматриваются вопросы по разработке автоматизированных средств испытаний НЭСТ. Достаточно очевидно, что в случае серийного изготовления НЭСТ крайне необходимо создание автоматизированного испытательного стенда (АИС) с целью повышения рентабельности (экономической эффективности) производства.

Отсутствуют также работы, в которых приводится комплексное моделирование мгновенных значений температур в группе (комплексе) НЭСТ с учётом алгоритмов управления СОТР и потерь энергии, расходуемой на обогрев корпуса КА или испытательной плиты (ИП) АИС. Также отсутствуют аналитические соотношения, устанавливающие взаимосвязь между параметрами процесса, при котором температура полимера изменяется в оптимальных заданных пределах при проведении периодического процесса с циклами нагрева и охлаждения корпуса КА (или ИП АИС).

При подаче электрического напряжения на НЭСТ его температура повышается и через определённое время он выходит на стационарный режим работы, при котором плотность потока тепловой энергии с его поверхности достигает максимума.

Необходимость анализа условий и быстрого действия электронагревателя при выходе на стационарный режим работы, определения максимальной величины плотностей теплового потока и максимальной температуры его нагрева в конкретных условиях функционирования связана с возможностью повышения его энергоэффективности за счёт оптимизации его алгоритмов управления (АУ), а также, с возможностью автоматизации обоснованных контрольных и испытательных процедур, связанные с ужесточением режимов его работы и ускорением времени его испытаний.

При эксплуатации НЭСТ имеют место следующие режимы работы:

- продолжительный – при котором температура НЭСТ достигает установившегося значения и НЭСТ при этой температуре остаётся под нагрузкой сколь угодно длительное время;
- прерывисто-продолжительный – при котором НЭСТ остаётся под нагрузкой при установившемся значении температуры ограниченное техническими условиями (ТУ) время;
- повторно-кратковременный – при котором температура НЭСТ за время нагрузки не достигает установившегося значения, а за время паузы не уменьшается до температуры окружающей среды;
- кратковременный – при котором в период нагрузки температура НЭСТ не достигает установившегося значения, а в период отсутствия нагрузки достигает температуры холодного состояния;
- короткого замыкания – это частный случай кратковременного режима работы, когда температура частей НЭСТ значительно превосходит установившуюся температуру при нормальном режиме работы.

Экспериментальное моделирование тепловых режимов КА в условиях, максимально приближенных к натурным, сопряжено с большими техническими трудностями несмотря на то, что имитационная техника, существующая в реальном воплощении или в технических проектах, позволяет воспроизводить каждый из отмеченных факторов с достаточной точностью. Сложности вызваны тем, что необходима техническая организация совместной автоматизированной работы имитационных систем и испытываемого объекта. Поэтому важное значение приобретают приближённые методы моделирования внешнего теплообмена.

1. Алгоритм управления НЭСТ в составе СОТР и элементарная эквивалентная электрическая схема замещения (тепловая SPICE-модель) НЭСТ

В процессе исследования автором был выполнен обзор существующих методов моделирования, управления и испытаний НЭСТ, а также обзор основных ВВФ, влияющих на параметры НЭ, что позволило разработать комплексную SPICE-модель теплового функционирования НЭСТ в составе СОТР, подтвердить её адекватность для заданных условий и ограничений, оптимизировать их алгоритмы управления и испытаний по уровню энергоэффективности бортовой системы электроснабжения (СЭС) КА и СЭС АИС.

1.1. Принцип подобия электрических и тепловых цепей

Основу предложенного подхода моделирования составляют предложенные «Принцип подобия электрических и тепловых цепей», «Эквивалентная электрическая схема замещения (тепловая SPICE-модель) НЭСТ в составе СОТР» и «Алгоритма управления НЭСТ в составе СОТР». Процесс создания модели связан с трансляцией физической структуры теплового компонента в электрическую схему. Подобное преобразование возможно благодаря выявленному принципу подобия, согласно которому к расчёту тепловых сетей применимы некоторые приёмы расчёта электрических цепей с нелинейными сопротивлениями.

В преддверии комплексного моделирования СОТР был выполнен синтез элементарной эквивалентной электрической схемы замещения (тепловой SPICE-модели) НЭСТ (рисунок 1).

На рисунках 1 и 2 обозначены: зелёным цветом – график задающих импульсов; синим цветом – график температуры НЭСТ; красным цветом – график температуры элементарного участка корпуса КА (ИП АИС). Также на этих рисунках представлены оси, отображаемые SPICE-симулятором: горизонтальная – ось времени (t), выраженная в секундах, а вертикальная – вспомогательная (совмещённая, в о.е.), необходимая для создания комплексных графиков с разными физическими величинами (например, напряжения ключа и температуры НЭСТ).

1.2. Семантика схемы замещения:

Участок $V1+R1+C1+R2$ – источник тепловой энергии (упрощённая модель цепей управления контроллера, драйвера, выходного ключа для i -го канала СОТР, фильтр, i -й НЭСТ);

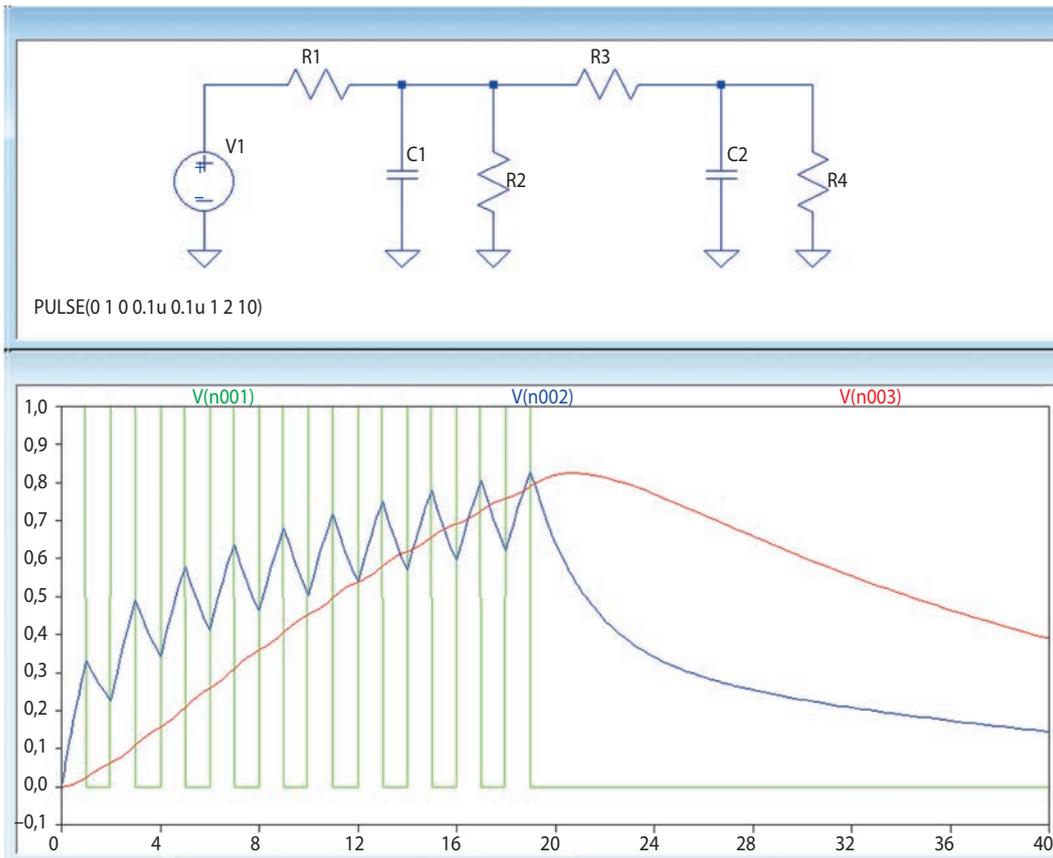


рисунок 1. Элементарная эквивалентная электрическая схема замещения НЭСТ и графики основных характеристик

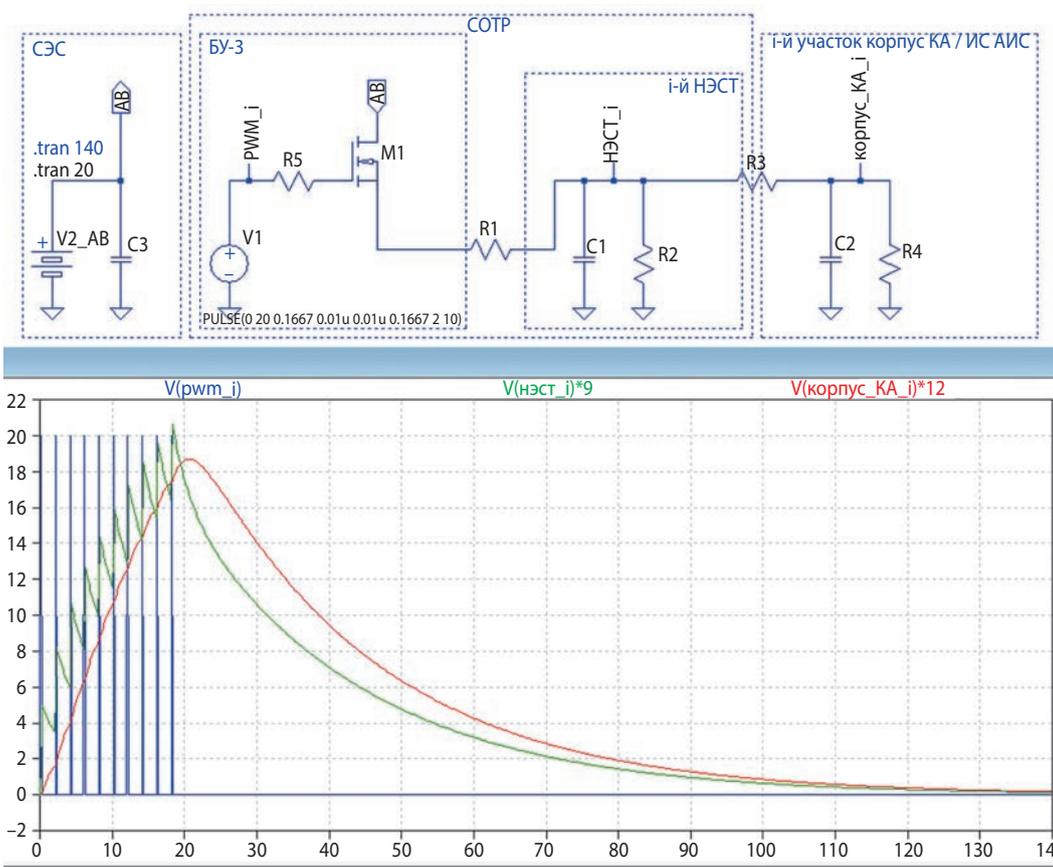


рисунок 2. Модель НЭСТ, совмещённая с элементами системы управления (МК+ генератор+драйвер ключа+силовой ключ i-го канала СОР)

КОМПЛЕКСНАЯ ЭКВИВАЛЕНТНАЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА ЗАМЕЩЕНИЯ ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЕЙ ДЛЯ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

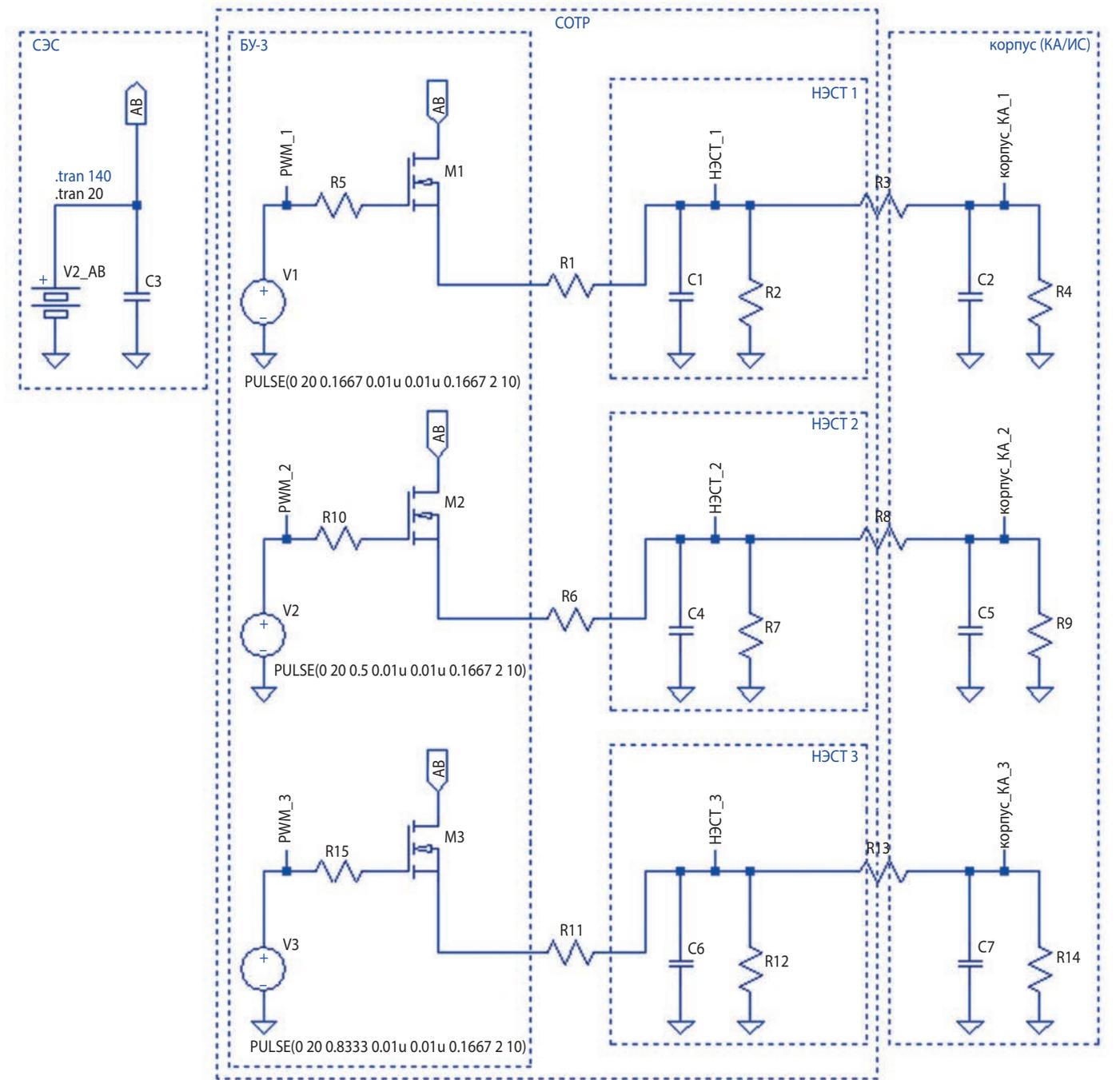


рисунок 3. Комплексная эквивалентная электрическая схема замещения (тепловая SPICE-модель) НЭСТ на примере трёхканальной СОТР

$R1$ – эквивалент потерь в цепях передачи энергии к НЭСТ;

$C1$ – эквивалент тепловой инерционности НЭСТ (определяет скорость нагрева/остывания НЭСТ) без учёта влияния корпуса КА и ИП АИС;

$R2$ – эквивалент тепловых потерь внутри НЭСТ, обусловленных в т.ч. омическим активным сопротивлением НЭСТ – определяет скорость остывания НЭСТ без учёта влияния корпуса КА и ИП АИС;

$R3$ – эквивалент тепловых потерь подложки (контакта) НЭСТ, обусловленные тепловым сопротив-

лением связующих слоёв между корпусом КА (ИП АИС) и НЭСТ (таких как клей, стеклотекстолит, лак, покрытие корпуса КА и ИП АИС, термопаста);

$C2$ – эквивалент тепловой инерционности корпуса КА и ИП АИС (определяет скорость нагрева/остывания элементарного i -го участка корпуса КА и ИП АИС);

$R4$ – эквивалент тепловых потерь корпуса КА и ИП АИС, обусловленный потерями тепла на «обогрев» окружающей среды – определяет скорость остывания элементарного i -го участка корпуса КА и ИП АИС.

2. Комплексная эквивалентная электрическая схема замещения НЭСТ в составе СОТР

Рассмотрим пошаговую реализацию комплексной модели НЭСТ в составе СОТР. Вначале дополним элементарную модель НЭСТ элементами системы управления (МК+генератор+драйвер ключа)+силовой ключ i -го канала СОТР (рисунок 2).

На рисунке 2 представлен график задающих импульсов (обозначены синим цветом), график температуры i -го НЭСТ (зелёный), график температуры элементарного i -го участка корпуса КА / ИП АИС (красный).

Назначения элементов модели:

$V1$ – PWM-контроллер (генератор задающих импульсов).

Параметризация генератора $V1$ – PULSE (0 20 0 0.1u 0.1u 1 2 10):

$V_initial=0$ – старт генератора с нулевого значения напряжения;

$V_on=20$ – величина номинального уровня напряжения на ключе;

0 – старт генератора без временной задержки;

0.01u – продолжительность переднего фронта импульса (в о.е. времени по отношению к продолжительности импульса);

0.01u – продолжительность заднего фронта импульса;

1 – длительность импульса ($t=1$ о.е.)

2 – период следования (повторения) импульсов ($T=2$ о.е.)

10 – число исследуемых импульсов ($N=10$);

.tran 140 – длительность моделирования равная 140 о.е. (состоит из 20 о.е. необходимых для достижения номинальной температуры корпуса КА и 120 о.е. до полного остывания корпуса КА (5% коридор, по аналогии с ПП).

Таким образом получаем: скважность импульсов $S=T/t=2/1=2$, коэффициент заполнения или рабочий цикл (англ. duty cycle) $D=t/T=1/2=50\%$;

$M1$ – силовой ключ i -го канала СОТР;

$V2$ – источник питания (источник постоянного тока, СЭС, АБ) СОТР;

$C3$ – фильтр (конденсатор снабберный) – защищает полупроводниковый ключ от перенапряжений, возникающих при коммутации больших токов.

$R5$ – согласующее сопротивление (обуславливает согласование выходной цепи генератора и входной цепи ключа, а также учитывает потери энергии в цепях управления и в драйвере ключа)

Основу комплексной модели группы НЭСТ в СОТР составляют группы модернизированных элементарных эквивалентных электрических схем замещения (тепловые SPICE-модели) НЭСТ (рисунки 3 и 4).

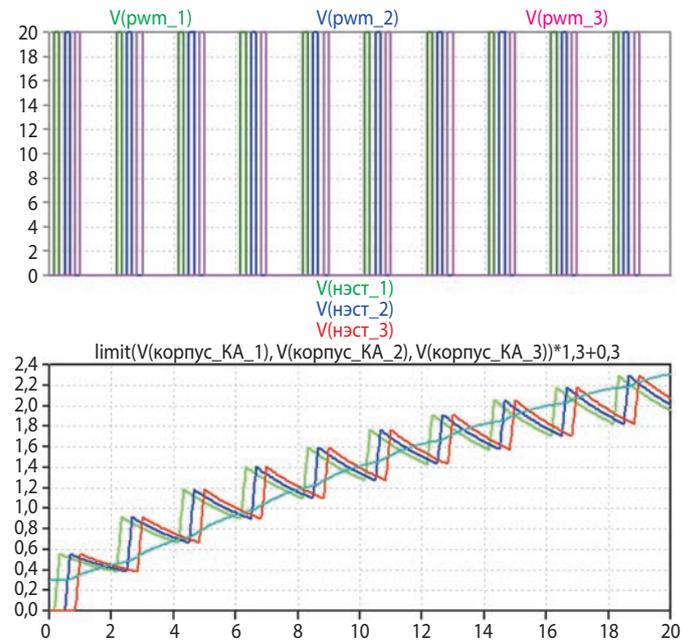


рисунок 4. Графики основных характеристик комплексной модели группы НЭСТ на примере трёхканальной СОТР

С целью реализации заданных условий и рассмотренных ограничений автором был предложен алгоритм комплексного управления группой НЭСТ в составе СОТР, заключающийся в чередовании временных моментов включения каналов управления с мёртвым временем и временем релаксации АБ. Приведём основные параметры алгоритма (Германов Л.Н., 2025):

1. Общее время (продолжительность) n -й серии импульсов на включение i -х каналов: T_on .

2. Время (продолжительность) «релаксации АБ» (продолжительность отсутствия импульсов в периоде): $T_off=T-T_on$.

3. Коэффициент заполнения или общий рабочий цикл, справедливый для ВСЕХ каналов СОТР: $D=T_on/T=1/2=50\%$ (такая величина гарантировано обеспечивает, как минимум, двукратный запас по номинальной ёмкости АБ);

4. Мёртвое время (пауза) между i -ми импульсами на включения i -го канала СОТР: $t_паузы_i=T_on/(2 \cdot N_каналов)$;

5. Продолжительность включения одного (i -го) канала: $t_on_i=T_on/(2 \cdot N_каналов)$;

6. Коэффициент заполнения или рабочий цикл для одного (i -го) канала СОТР: $d_i=t_on_i/T$;

7. Текущий номер серии рабочих импульсов (разрешения на работу) каналов (за пределами T_off): n ;

8. Мгновенное значение момента времени включения i -го канала СОТР, для n -го номера серии импульсов:

$$t(i, n)=t_on_i \cdot i+t_паузы_i \cdot (i-1)+T \cdot (n-1).$$

КОМПЛЕКСНАЯ ЭКВИВАЛЕНТНАЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА ЗАМЕЩЕНИЯ ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЕЙ ДЛЯ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

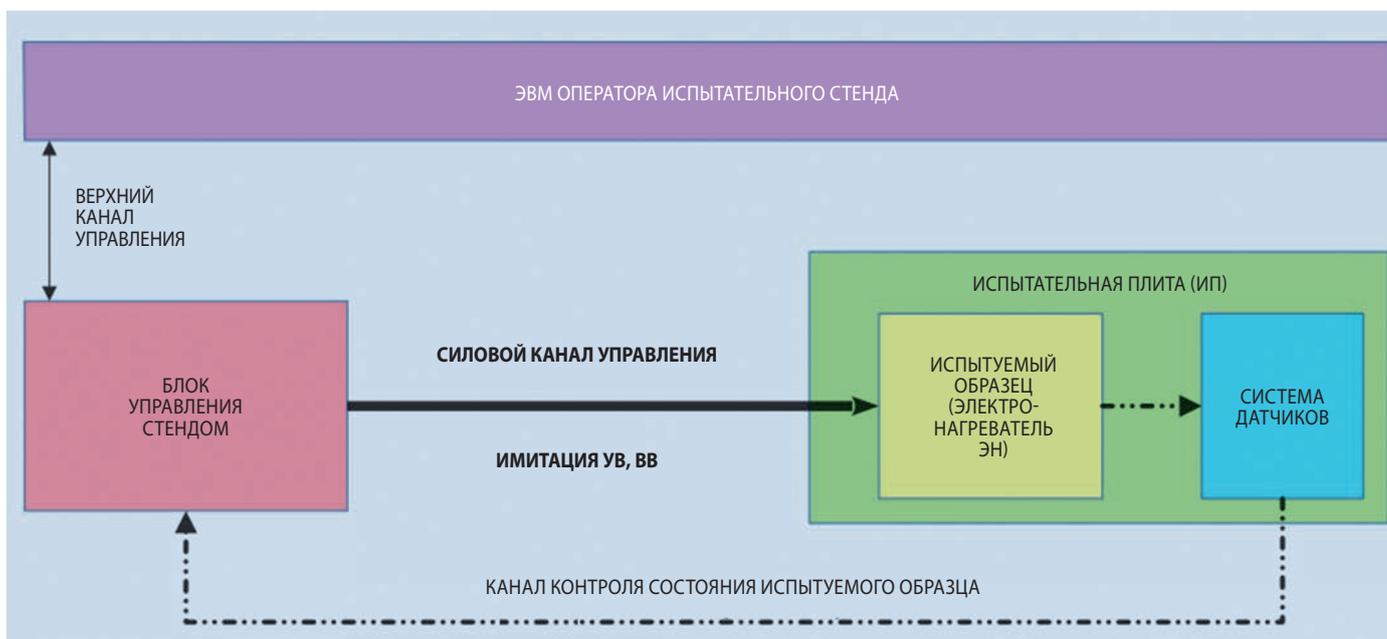


рисунок 5. Структурная схема автоматизированного стенда контроля параметров и испытаний НЭСТ с имитацией СОТР КА

таблица – Численная реализация алгоритма комплексного управления группой НЭСТ в составе СОТР (тайминги МК)

время	i	n	число каналов	T_{on}	T	T_{off}	D	длительность паузы	t_{on_i}	d_i	$t(i, n)$
20:00:00	1	1	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	0,167
20:00:01	2	1	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	0,500
20:00:01	3	1	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	0,833
20:00:02	1	2	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	2,167
20:00:02	2	2	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	2,500
20:00:03	3	2	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	2,833
20:00:04	1	3	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	4,167
20:00:05	2	3	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	4,500
20:00:05	3	3	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	4,833
20:00:06	1	4	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	6,167
20:00:06	2	4	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	6,500
20:00:07	3	4	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	6,833
20:00:08	1	5	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	8,167
20:00:09	2	5	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	8,500
20:00:09	3	5	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	8,833
20:00:10	1	6	3	1	2	1	0,5	0,167	0,167	0,083	10,167

3. Упрощённая структурная схема и основные характеристики разрабатываемого АИС для НЭСТ

Существенным недостатком технических средств испытаний НЭСТ, используемых в настоящее время, является человеческий фактор и ручной труд. Для устранения указанного недостатка автором разработана замкнутая по температуре корпуса КА (ИП АИС) система регулирования. В процессе исследования получена линеаризованная SPICE-модель НЭСТ по электрическому току и напряжению для последующего синтеза регулятора и формулирования законов регулирования микроконтроллера (МК) в составе СОТР. Решение исходной модели осложнялось наличием нелинейности: квадратичная зависимость мощности НЭСТ от напряжения и тока. Известным методом решения поставленной задачи является линеаризация нелинейных зависимостей. В частности, в результате разложения известных квадратичных зависимостей мощности НЭСТ в ряд Тейлора получены линеаризованные уравнения мощности нагревателя в функции напряжения и тока.

Анализ полученных математических моделей, представленных передаточными функциями, свидетельствует о том, что обеспечить процесс регулирования напряжения, тока и, как следствие, мощности в функции температуры корпуса КА возможно путём синтеза замкнутой системы автоматического регулирования с обратной связью по температуре, установления законов регулирования и разработки на их основе программного обеспечения для МК, обеспечивающих регулирование коэффициентов усиления передаточных функций регулятора в функциональной температурной зависимости. При реализации этой концепции автором была предложена структурная схема АИС, предназначенного для контроля параметров и испытаний НЭСТ с имитацией СОТР КА (рисунок 5).

закключение

Предложенный автором Алгоритм управления заключается в чередовании временных моментов включения каналов управления с мёртвым временем и временем релаксации АБ, что позволяет оптимизировать режимы работы СЭС КА и СЭС испытательного стенда НЭСТ по энергетической эффективности (в том числе по электромагнитной совместимости силовых энергетических каналов и слаботочных каналов управления, как в составе КА, так и в составе испытательного стенда (ИС)).

Совместное использование Комплексной тепловой SPICE-модели и Алгоритма управления НЭСТ в составе СОТР составляет основу предложенного подхода моделирования НЭСТ и позволяют:

- регламентировать (формализовать, параметризовать) алгоритмы испытаний НЭСТ (равно как и алгоритм работы испытательного стенда НЭСТ);

- синхронизировать работу каждого канала НЭСТ относительно друг друга в составе штатной СОТР;
- прогнозировать и выявлять на ранних стадиях отклонения множества параметров группы НЭСТ в партии до начального этапа эксплуатации.

список литературы

Бугрова А.Д., Гуров Р.И., Котляров Е.Ю., Бондаренко В.А. Особенности построения и функционирования систем терморегулирования негерметичных приборных отсеков посадочных аппаратов АО «НПО им. С.А. Лавочкина» // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13, № 1. С. 12-23.

Вятлев П.А., Шеманов А.Г., Харитонов С.Г., Мишин Ю.Н. К вопросу изготовления фольговых электронагревателей космического аппарата лазерными технологиями // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 68-74.

Германов Л.Н. Направление развития методов моделирования, алгоритмов управления и средств испытаний электронагревателей для систем обеспечения тепловых режимов космических аппаратов // Вопросы технических и физико-математических наук в свете современных исследований: сб. ст. по матер. ХС междунар. науч.-практ. конф. Новосибирск: СибАК, 2025.

Луконин Н.В., Головенкин Е.Н., Дмитриев Г.В., Шестаков И.Я. Увеличение эффективности исполнительных устройств системы терморегулирования космических аппаратов в условиях открытого космоса // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3, № 4. С. 209-215. doi: 10.26732/2618-7957-2019-4-209-215.

Луконин Н.В., Дмитриев Г.В., Морозов П.С., Шестаков И.Я. Способ изготовления электронагревателей повышенной эффективности космических аппаратов негерметичного конструктивного исполнения // Решетневские чтения. 2017. № 21-1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sposob-izgotovleniya-elektronagrevateley-povyshennoy-effektivnosti-kosmicheskikh-apparatov-negermetichnogo-konstruktivnogo> (дата обращения: 17.06.2022).

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

Чеботарев В.Е., Фаткуллин Р.Ф., Дмитриев Г.В., Луконин Н.В. Методика проектирования электрообогревателей негерметичного космического аппарата // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6, № 4. С. 229-234. DOI: 10.26732/j.st.2022.4.01.

Статья поступила в редакцию 19.06.2026

Статья после доработки 25.08.2025

Статья принята к публикации 09.09.2025

О ПРИМЕНЕНИИ РЕДУЦИРОВАННЫХ СУБМОДЕЛЕЙ БЛОКОВ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ПРИБОРНЫХ ПАНЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ SIEMENS NX



А.Д. Бугрова¹,
BugrovaAD@laspace.ru;
A.D. Bugrova

ABOUT APPLICATION OF REDUCED SUBMODELS OF ON-BOARD EQUIPMENT BLOCKS IN PREDICTING THE TEMPERATURE STATE OF INSTRUMENT PANELS WITH SIEMENS NX



Е.Ю. Котляров¹,
кандидат технических наук,
KotliarovEIU@laspace.ru;
E.Yu. Kotlyarov

В результате проведения серии вычислительных экспериментов, подтверждена необходимость специально обоснованного подхода к моделированию нестационарных и циклических тепловых воздействий на приборные панели при прогнозировании их температурного состояния в составе КА с помощью тепловых математических моделей (ТММ). Анализ показал, что использование предельно редуцированных субмоделей блоков бортового оборудования в ТММ системы обеспечения теплового режима (СОТР) допустимо и оправданно, однако для адекватного прогнозирования нестационарных температур конструкции панелей и определения их предельных значений на посадочных местах блоков оборудования следует не только воспроизводить циклограммы тепловыделения, но и учитывать специфику локации источников тепла в составе каждой единицы оборудования.

A series of computational experiments confirmed the need for a specially substantiated approach to modeling non-stationary and cyclic thermal effects on instrument panels when predicting their temperature state as part of a spacecraft using thermal mathematical models (TMM). The analysis of the results showed that the use of extremely reduced submodels of onboard equipment units in the TMM SOTR is acceptable and justified, however, for adequate prediction of non-stationary temperatures of the panel structure and determination of their limit values at the landing sites of equipment units, it is necessary to reproduce not only heat emission cyclograms, but also take into account the specifics of the location of heat sources in each unit of equipment.

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

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

Ключевые слова:
тепловая сотопанель;
тепловой режим;
бортовое оборудование;
посадочное место прибора;
тепловая математическая модель;
вычислительный эксперимент.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.006

ВВЕДЕНИЕ

Приборы негерметичного исполнения (не требующие размещения в отсеках, заполненных циркулирующей газовой средой), которыми преимущественно комплектуются современные КА, часто устанавливаются на так называемых тепловых сотопанелях (ТСП), при этом блоки приборов объединяют в группы, требования которых к рабочим диапазонам температур однотипны. Это позволяет более рационально и эффективно обеспечить тепловой режим данных приборов, так как суммируется их теплоёмкость, а также сглаживаются результирующие циклограммы тепловыделения и теплосброса. Другими словами, сама панель работает как тепловой аккумулятор, а общий радиатор отводит тепло от приборов по мере их применения. Это позволяет улучшить массогабаритные характеристики СОТР и одновременно создать комфортные температурные условия функционирования бортового оборудования. Из одной или нескольких панелей, объединённых в единый тепловой кластер (Котляров Е.Ю. и др., 2018), создаются так называемые негерметичные приборные отсеки КА. Излишки тепла, выделяемого в таких отсеках, могут рассеиваться непосредственно с поверхностей панелей либо с помощью радиационных теплообменников (РТО), которые экспонированы в космос и имеют эффективное тепловое соединение с приборными панелями. На практике, соединение РТО с панелями осуществляют с помощью тепловых труб либо гидроконтуров (Золотарев В.Ю. и др., 2014). Нередко используют комбинированный отвод тепла от ТСП, т.е. одновременно используют открытые части панелей и присоединённые к ним радиаторы (Финченко В.С. и др., 2018). Иногда для отвода тепла используют преимущественно РТО, а тепловую связь между РТО и ТСП делают регулируемой (Котляров Е.Ю., 2014). Это позволяет в холодных режимах существенно экономить энергию на обогрев ТСП, а в горячих – обеспечивать существенный запас хладопроизводительности СОТР, что расширяет диапазон применения КА.

Разработчики СОТР решают задачу обеспечения заданных температур на месте установки прибора в КА. Тепловое проектирование прибора и СОТР

Key words:
thermal honeycomb panel;
thermal mode;
onboard equipment;
device landing site;
thermal mathematical model;
computational experiment.

выполняется отдельно, и это оправданно технически и организационно, однако существует взаимонаправленная связь сборки КА – прибор, влияющая на тепловой режим. Каждый прибор вносит свой вклад в формирование и обеспечение теплового режима ТСП: в случаях, когда он работает, и в случаях, когда он выключен, поэтому корректный расчётный прогноз температурного состояния рассматриваемой системы возможен лишь при комплексном рассмотрении теплового режима оборудования в составе КА.

1. Постановка задачи исследования

При целенаправленно организованном взаимодействии разработчиков приборов и разработчиков СОТР КА для каждого прибора (блока оборудования) может быть создана так называемая редуцированная (т.е. упрощённая) тепловая математическая модель, которая в процессе выполнения проектных работ передаётся от создателей прибора к создателям СОТР КА. Такая модель интегрируется в общую ТММ и помогает адекватно воспроизводить взаимодействие прибора и ТСП/КА. Тем не менее взаимосвязанная проектная работа на единой платформе не всегда возможна, специалист, проектирующий ТСП и СОТР, вынужден разрабатывать ТММ, руководствуясь собственным опытом, сложившейся практикой и т.п., не имея редуцированной модели. Чтобы показать, как подход к формальному представлению теплового интерфейса способен исказить взаимовлияние прибора и ТСП и в конечном итоге прогнозируемую температуру, рассмотрим простой электронный блок, установленный на фрагменте ТСП. С помощью простой ТММ (рисунок 1), разработанной с использованием программного обеспечения (ПО) «ТЕРМ» (ЦНИИМаш), выполним вычислительный эксперимент, имитирующий циклическую работу прибора на орбите.

ТММ содержит четыре условно изотермичных узла: № 1 – внутренние элементы прибора (набор печатных плат с установленными компонентами); № 2 – корпус 0.15×0.2×0.1 м, установленный нижней гранью 0.15×0.2 м на ТСП (с хорошим тепловым контактом); № 3 – часть ТСП, на которой установлен прибор; № 4 – части ТСП за вычетом узла № 3.

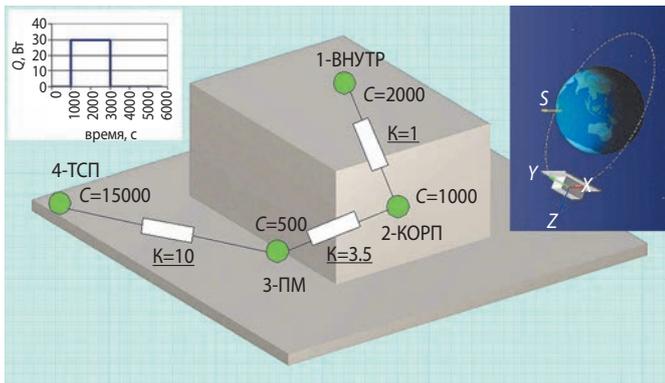


рисунок 1. Расчётная схема ТММ ТЕРМ

Поверхность узла № 4 имеет открытую для излучения в космос часть 0.35×0.35 м с термооптическими характеристиками $A_s=0.25$, $\epsilon=0.75$. Все остальные поверхности имеют минимизированные связи с окружающей средой (Мошнеев А.А. и др., 2024). Сборка прибор – ТСП движется по орбите высотой 500 км с периодом 94 мин с наклоном 65° , что создаёт тень продолжительностью 14.5 мин. Средневитковая мощность прибора составляет ~ 10.6 Вт, однако в моменты включения прибора его мощность составляет 30 Вт (продолжительность непрерывной работы 33 мин за виток). Тепловые связи в модели задаются из следующих соображений. При допустимой максимальной температуре посадочного места (ПМ) прибора 50°C температура элементов внутри прибора должна быть не выше $\sim 80^\circ\text{C}$, т.е. тепловая проводимость $K_{1-2}=(80-50)/30 \leq 1$ Вт/К. Соединение корпуса прибора с ТСП обеспечивается последовательно тепловым контактом с обечайкой $0.15 \cdot 0.2 \cdot 2000=60$ Вт/К и тепловой проводимостью от обечайки ТСП к встроенной в ТСП тепловой трубе (Коржов К.Н. и др., 2023) $0.2 \cdot 18.5=3.5$ Вт/К. Здесь принято, что в зоне контакта $\alpha_c=2000$ Вт/м², а удельная проводимость фрагмента ТСП с встроенной тепловой трубой (ТТ) из практики проектирования ТСП принята ~ 18.5 Вт/(м·К). Поскольку в ТСП используется несколько тепловых труб проводимость K_{3-4} должна быть гораздо выше K_{2-3} . Отметим, что при нагрузке 30 Вт перепад температуры между корпусом прибора и обечайкой ТСП не превышает ~ 0.5 К (для $\alpha_c=2000$ Вт/м²), поэтому значение температуры узла № 2 можно считать в наибольшей мере приближенным к температуре ПМ прибора. Значения теплоёмкостей 2000, 1000, 500 и 15000 Дж/К приняты соответственно для печатных плат (Т1), корпуса (Т2), посадочного места (Т3) и ТСП (Т4). Наиболее высокое значение теплоёмкости для узла № 4 подразумевает, что на ТСП могут быть установлены и другие приборы. Тепловыделением последних пренебрегаем, считая, что оно диссипируется прочими открытыми поверхностями ТСП.

С помощью ТММ фрагмента ТСП моделируем следующие четыре (циклические) режима работы сборки прибор – ТСП:

режим 1 – средневитковая мощность постоянно выделяется на печатных платах прибора (в узле № 1);

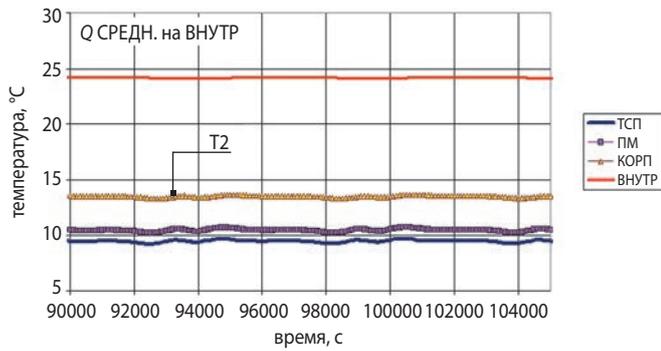
режим 2 – к узлу № 3 (посадочное место на ТСП) подводится мощность 30 Вт по циклограмме рисунка 1: продолжительность работы прибора 33 мин на каждом витке 94 мин;

режим 3 – к узлу № 2 (корпус прибора) подводится мощность 30 Вт по циклограмме, аналогичной режиму 2;

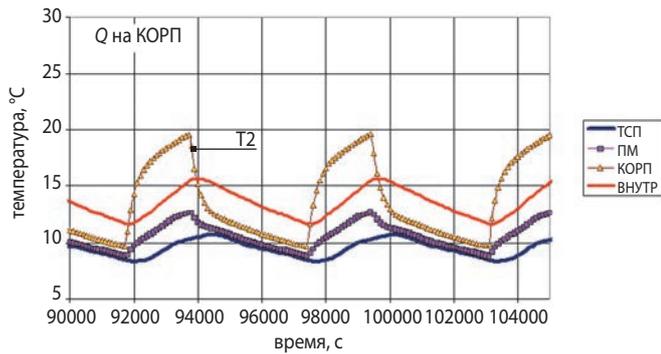
режим 4 – к узлу № 1 (внутренние элементы) подводится мощность 30 Вт по циклограмме, аналогичной режиму 2.

Результаты моделирования температур в узлах модели демонстрирует рисунок 2. Рисунок 2а (режим 1) показывает нам, что внешний теплообмен сборки прибор – ТСП (через имеющуюся открытую поверхность) не приводит к существенным осцилляциям температуры в узлах ТММ. Уровень температуры выделяющего тепло узла № 4 составляет около 10°C . Температура внутри прибора постоянна, поддерживается на уровне 24°C . Рисунок 2б (режим 2) показывает, что циклический подвод тепловой нагрузки непосредственно к корпусу Прибора 2 вызывает ощутимые колебания его расчётной температуры в диапазоне 10 К. В результате включений прибора его корпус способен периодически нагреваться до 20°C . Этот пример указывает на то, что использование средневитковой мощности может качественно исказить реальное температурное состояние прибора.

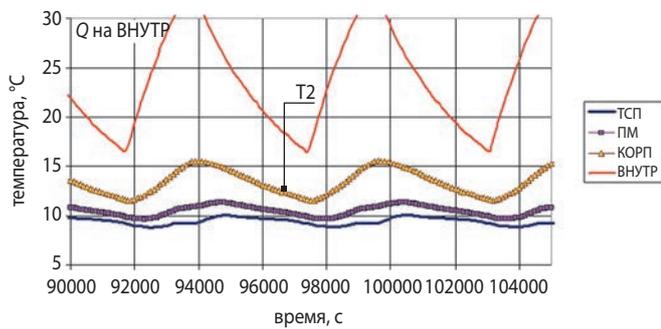
Рисунок 2в (режим 3) представляет результат, в котором расчётная температура корпуса варьирует в диапазоне около 3 К, при этом максимальная температура корпуса поднимается до уровня 16°C , а температура внутри прибора – до уровня 34°C . Здесь имеем возможность сделать вывод о том, что для предельных случаев внутреннего распределения тепла в приборе картина нестационарного температурного состояния subsystemы прибор – ТСП может существенно отличаться. Наконец, рисунок 2г (режим 4) демонстрирует, как ТММ воспроизводит подвод тепла непосредственно к месту установки прибора на ТСП. На разных этапах теплового проектирования разработчики ТСП моделируют стационарные тепловые режимы и не рассматривают прибор в виде тепловых узлов, а вполне обоснованно используют граничные условия второго рода, т.е. подводят тепло к месту установки прибора. В дальнейшем стационарная модель ТСП дорабатывается для моделирования температурного состояния СОТР на орбите, и тогда простое присоединение теплоёмкости прибора к месту теплового воздействия может привести к результату, показанному на рисунке 2г.



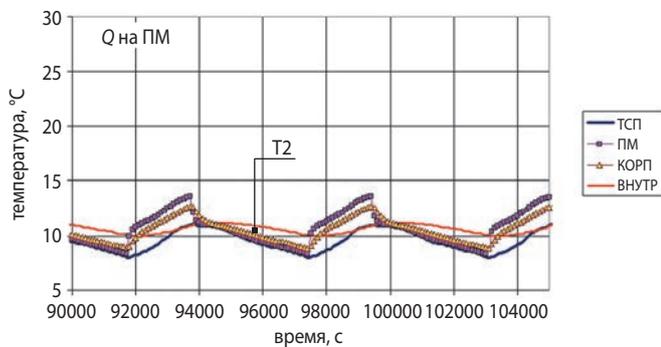
а



б



в



г

а – режим 1; б – режим 2; в – режим 3; г – режим 4.

рисунок 2. Изменение по времени температур ТСП и установленного на ней прибора в установившемся режиме

Сравнивая режимы 4, 2 и 3, можно указать на нежелательное или неприемлемое искажение моделируемых температур в режиме 4, учитывая, что контролируемая температура ПМ представлена узлом № 2.

Выполненный предварительный вычислительный эксперимент позволил выявить следующее:

- при учёте циклограмм функционирования приборов в тепловой модели ТСП следует с особой осторожностью использовать так называемые средневитковые мощности тепловыделения;
- при моделировании теплового интерфейса прибор – ТСП необходимо учитывать теплоёмкость прибора и распределять её между узлами, имеющими разную термическую связь с ТСП. Ряд допущений и исходных данных, принятых здесь, используется далее при выполнении основного вычислительного эксперимента с конечно-элементной (КЭ) ТММ ТСП с приборами, разработанной в среде Siemens NX.

2. О градиентах температуры и распределении тепловой нагрузки в конструкции прибора

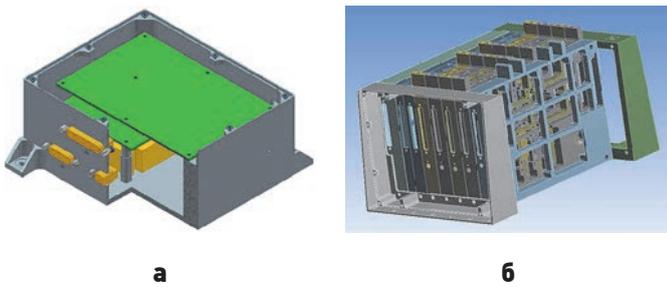
Некоторые обобщения, касающиеся возникающих градиентов температуры в конструкции блока электроники (БЭ), необходимо сделать отдельно, выполнив вспомогательный вычислительный эксперимент. Типовой прибор негерметичного исполнения может быть изготовлен, как показано:

на рисунке 3а – платы с электронными компонентами размещены внутри корпуса, в виде горизонтальных полок друг над другом, закреплены с помощью металлических держателей на основании корпуса прибора, который закрыт крышкой и боковыми стенками. Некоторые мощные электронные компоненты могут быть установлены непосредственно на элементы корпуса;

на рисунке 3б – вариант, в котором применяются унифицированные металлические теплопроводные рамки-решётки, которые несут отдельные печатные платы. Набор из произвольного количества вертикально установленных унифицированных рамок образует единую сборку-корпус. Боковые стенки сборки закрывают крышками. Все нижние грани рамок, в сборке, образуют тепловой контактный интерфейс прибора;

Вариант рисунка 3б более универсален, а также более удобен для моделирования теплового режима отдельного сегмента блока электроники с целью намеченного исследования. Используя единичную рамку, рассмотрим, как может изменяться плотность отводимого через торец рамки теплового потока и при каких условиях может быть достигнута величина потока $30/(15 \times 20) = 0.1$ Вт/см², которая достигалась в вычислительном эксперименте с ТММ ТЕРМ.

О ПРИМЕНЕНИИ РЕДУЦИРОВАННЫХ СУБМОДЕЛЕЙ БЛОКОВ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ПРИБОРНЫХ ПАНЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ SIEMENS NX



а – вариант с горизонтальным размещением плат;
б – вариант с вертикальным размещением плат.

рисунок 3. Типовые конструкторские решения, применяемые для блоков бортовой аппаратуры негерметичного исполнения

Рисунок 4 поясняет, как был поставлен вычислительный эксперимент с ТММ единичной рамки. Применялись граничные условия первого рода внутри прибора, то есть температура на платах (T_2) или на специально предусмотренных элементах корпуса (T_1) фиксировалась на уровне 80°C , а также граничные условия третьего рода на торцевой поверхности рамки: $\alpha=2000 \text{ Вт/м}^2$, $T_{\text{пл}}=50^\circ\text{C}$, площадь 63.5 см^2 .

Через торец рамки, которая выполнена из АМГ-6, отводится тепло (Q_{calc}), что и является искомой расчётной величиной. Когда мы фиксируем только $T_1=\text{const}$, а условие $T_1=\text{const}$ не применяем, в результате расчёта стационарных температур рамки (рисунок 4) получаем, что $Q_{\text{calc}}=16 \text{ Вт}$. Этот режим далее не рассматриваем, так как плотность потока через контактный интерфейс рамки 0.25 Вт/см^2 превышает разрешённую максимальную для ТСП НПОЛ (0.2 Вт/см^2).

Эффективное термическое сопротивление между распределёнными на платах тепловыделяющими электронными компонентами и зоной отвода тепла будет в значительной мере зависеть от теплопроводности печатных плат и площади соединений плат с корпусом/рамками. Теплопроводность материала печатной платы (ПП) порядка $\sim 0.35 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$,

однако наличие фольгированных слоёв из меди существенно повышает эффективную теплопроводность платы в плоскости. Так, для одного неразрушенного медного слоя толщиной 35 мкм имеем эффективную теплопроводность ПП: $((1.6-0.035) \cdot 0.35+0.035 \cdot 390)/1.6 \approx 8.87 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$, а для двух слоёв: $((1.6-0.07) \cdot 0.35+0.07 \cdot 390)/1.6 \approx 17.4 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$.

Результаты расчёта плотности потока Q_{calc} , рассеиваемого через торец рамки (ТММ, рисунок 4), с применением условия только $T_2=\text{const}$ (условие $T_1=\text{const}$ не применяется) для различных значений $\lambda_{\text{эфф}}$ демонстрирует таблица 1. Проводимость между тепловыделяющими компонентами и корпусом для всего прибора $K_{\text{пр}}$, имеющего контактное основание $0.15 \times 0.2 \text{ м}$, определяется как: $K_{\text{пр}}=(R/(20 \cdot 15))^{-1} = (((T_1-T_{\text{пл}})/Q_{\text{calc}})/(20 \cdot 15))^{-1}$, где R – термическое сопротивление между источником и стоком тепла, $\text{К}\cdot\text{см}^2/\text{Вт}$; $T_{\text{пл}}$ – температура посадочного места прибора, $^\circ\text{C}$; Q_{calc} – расчётный поток через контактную поверхность рамки 63.5 см^2 . Анализируя результаты, можно заключить, что допущение, использованное в вычислительном эксперименте с помощью ТММ ТЕРМ, где значение K_{1-2} принято 1 Вт/К , можно считать адекватным. Далее, при постановке вычислительного эксперимента с КЭ-моделью ТСП, вполне допустимо выразить эффективную тепловую связь между внутренними элементами прибора и его корпусом соизмеримой величиной, и это соотносится с величиной $\lambda_{\text{эфф}} \sim 10 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ в таблице.

таблица – Расчётные термические сопротивления и проводимости между источниками тепла на печатной плате и корпусом

$\lambda_{\text{эфф}}$, Вт/(м·К)	Q_{calc} , Вт	Q , Вт/см ²	R , К·см ² /Вт	$K_{\text{пр}}$, Вт/К
2	1.98	0.031	962.1	0.31
5	4.19	0.066	454.7	0.66
10	6.86	0.108	277.7	1.08
15	8.82	0.139	216.0	1.39

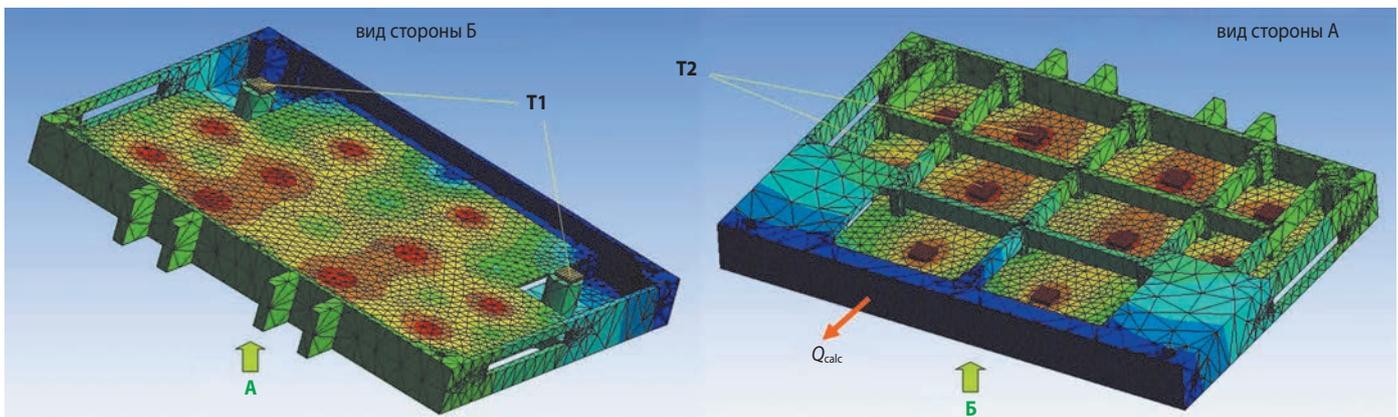


рисунок 4. Вариант расчётного распределения температуры в конструкции унифицированной рамки БЭ

3. Вычислительный эксперимент с ТММ прибор – ТСП, разработанной с использованием МКЭ

Основной вычислительный эксперимент в рамках настоящей работы призван исследовать, каким упрощённым и в то же время адекватным методическим подходом следует руководствоваться при моделировании температуры посадочных мест приборов на ТСП в составе КА в тех случаях, когда редуцированная ТММ прибора отсутствует.

С этой целью сравним применение трёх тепловых математических моделей, разработанных с помощью ПО Siemens NX (Гончаров П.С. и др., 2012) и по-разному представляющих интерфейс прибор – ТСП.

Модель 1 рассматривает прибор в виде теплопроводной пластины, имитирующей корпус, и установленного на неё теплопроводного параллелепипеда, имитирующего внутренние элементы прибора. Модель 2 представляет прибор в виде пластины и так называемого 0D-узла, который по физическому смыслу выполняет задачи узла № 3 из ТММ ТЕРМ. Модель 3 воспроизводит конфигурацию и место зоны контакта прибора с ТСП с помощью алюминиевой пластины заданного размера (контактное пятно). На поверхности пластины применяются граничные условия второго рода, теплоёмкость прибора не учитывается. Во всех трёх случаях применяется «самодостаточный» фрагмент ТСП, на котором установлен Прибор 1, функционирующий в многократно повторяющемся цикле длительностью 6000 с (100 мин). В качестве условного балласта на рассматриваемом фрагменте ТСП дополнительно установлен не выделяющий тепло Прибор 2, представленный в виде контактирующей с ТСП алюминиевой пластины

и термически связанного с ней 0D-узла. Разработанная в Siemens NX ТММ в определённой мере похожа на представленную ранее модель ТЕРМ, однако существенно превосходит её по дискретизации ТСП, так как в ней задействовано более 8400 элементов.

В каждом варианте КЭ модели (рисунок 5) содержится:

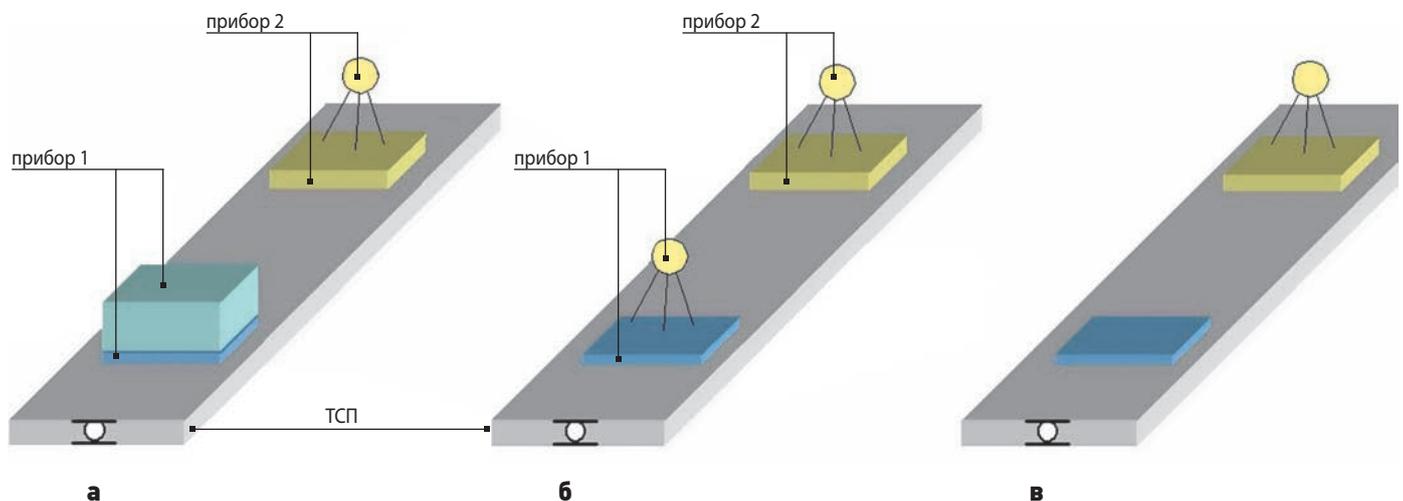
а – ТСП с одной встроенной в неё аксиальной тепловой трубой (АТТ). На внешней поверхности ТСП имеется открытый для излучения в космос участок 0.0336 м^2 , $\epsilon=0.75$. Внешний теплообмен прочих поверхностей, имеющих в ТММ, отсутствует. ТСП (в которую встроена АТТ) имеет две плоские обечайки толщиной 0.8 мм из сплава В95 и сотовый наполнитель из алюминиевой фольги с эффективной теплопроводностью $\approx 1 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$. Габариты ТСП в плане составляют $1.2 \times 0.2 \text{ м}$, толщина – около 13.5 мм;

б – исследуемый Прибор 1 имеет контактную посадочную поверхность $0.2 \times 0.15 \text{ мм}$, с помощью которой он установлен на ТСП. Его мощность подводится по циклограмме: 2000 с – 30 Вт (ВКЛ), 4000 с – 0 Вт (ВЫКЛ);

в – названный здесь балластом Прибор 2 имитирует наличие дополнительно установленного на ТСП оборудования, не имеет собственного тепловыделения и введён для увеличения суммарной теплоёмкости.

В конечно-элементной ТММ дополнительно используются следующие тепловые проводимости и коэффициенты теплопередачи (из практики проектирования подобных ТСП):

- внутри тепловой трубы между 0D-узлом (представляющим температуру насыщения теплоносителя, T_s) и стенкой АТТ коэффициент теплоотдачи $\alpha=8000 \text{ Вт}/(\text{м}^2\cdot\text{К})$ (Бугрова А.Д. и др., 2025);
- на всех поверхностях, обеспечивающих тепловой контакт пластины с ТСП и контакт параллелепипеда Модели 1 с пластиной, $\alpha=5000 \text{ Вт}/(\text{м}^2\cdot\text{К})$;



а – Модель 1; б – Модель 2; в – Модель 3.

рисунок 5. Тепловая КЭ-модель ТСП с приборами

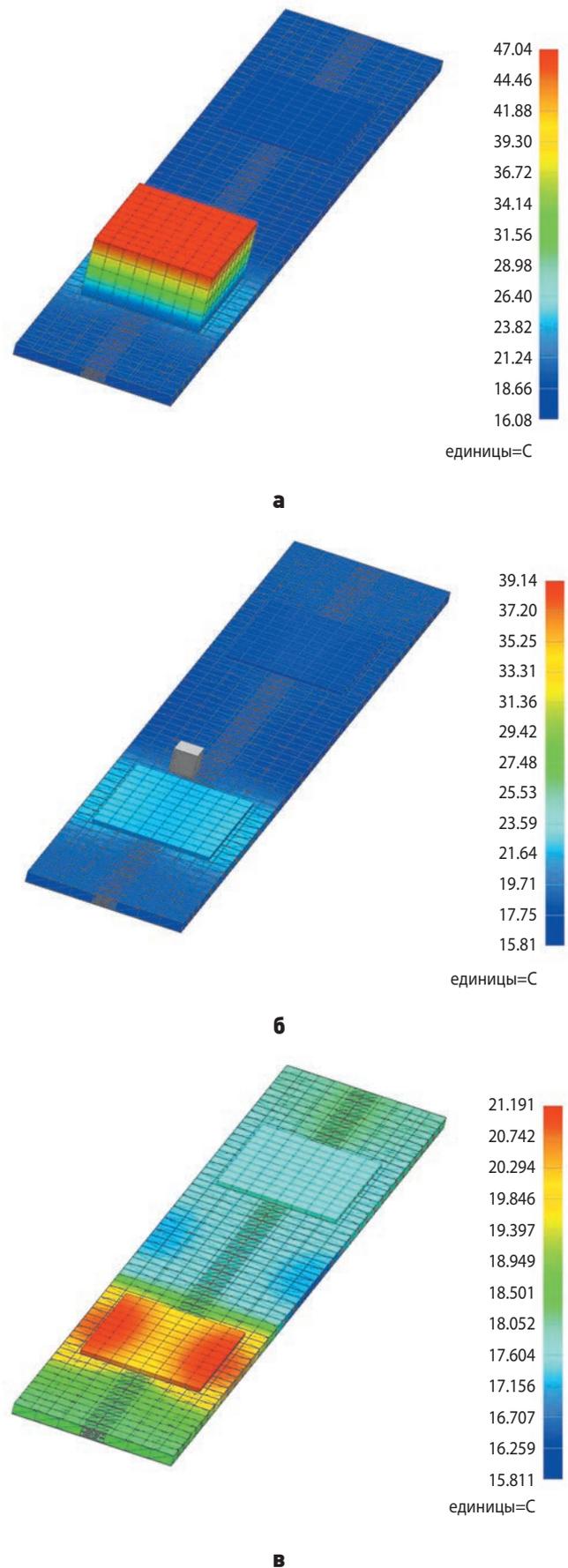
О ПРИМЕНЕНИИ РЕДУЦИРОВАННЫХ СУБМОДЕЛЕЙ БЛОКОВ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ПРИБОРНЫХ ПАНЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ SIEMENS NX

- тепловые контакты ТТ и сот с обечайками ТСП приняты $\alpha=2000$ Вт/(м²·К) и $\alpha=200$ Вт/(м²·К) соответственно;
- термические проводимости между 0D-узлами приборов и соответствующими пластинами приняты 1 Вт/К, но для КЭ-модели это соответствует $\alpha=33.3$ Вт/(м²·К), поскольку 0D-узел термически связан с поверхностью 0.15×0.2 м. Пластины здесь имитируют корпуса приборов, поэтому удельная теплоёмкость и плотность материала пластин определяется из условия $C_p=C/(\rho V)$, где C – теплоёмкость корпуса, а ρV – его масса. Теплопроводность материала принята равной 120 Вт/(м·К);
- теплопроводность параллелепипеда в Модели 1 определяется из условия $\lambda F/\delta \approx 1$ Вт/К ($\lambda=2.33$ Вт/(м·К) при $F=0.15 \times 0.2$ м / $\delta=0.07$ м), исходя из того, что проводимость между источником тепла и корпусом в Моделях 1 и 2 должна быть эквивалентной;
- соотношение теплоёмкостей корпуса и внутренних элементов для Прибора 1 и Прибора 2 рассматривается в полной аналогии с ТММ ТЕРМ, т.е. корпусам и внутренним элементам присваиваются $C=1000$ Дж/К и $C=2000$ Дж/К соответственно.

При выполнении вычислительного эксперимента с КЭ-моделями тепловой поток подводится к верхней поверхности параллелепипеда в Модели 1, к 0D-узлу в Модели 2, к верхней грани пластины в Модели 3. Габариты параллелепипеда 0.15×0.2×0,07 м, габариты всех пластин 0.15×0.2×0.005 м. Было выполнено три расчёта, моделирующих температурный режим сборки прибор – ТСП, при функционировании в цикле с периодом 6000 с. С целью достижения стабилизировавшихся колебаний температуры, конечная температура очередного цикла использовалась как начальное условие для каждого последующего. Рисунок 6 демонстрирует мгновенные расчётные распределения температуры в установившемся режиме для Моделей 1, 2 и 3: цветные иллюстрации представляют температурные состояния в момент выключения Прибора 1.

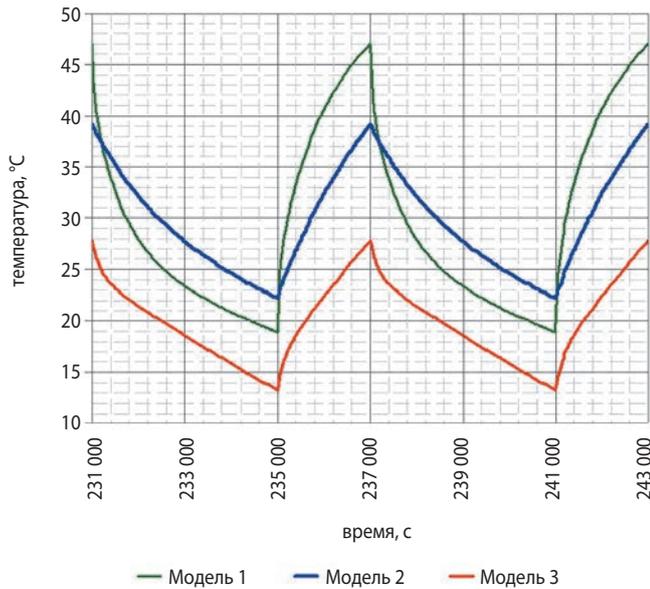
Из рисунка 6 видно, что температура 0D-узла, характеризующего внутренние элементы прибора в Модели 2, в аналогичный момент времени ниже, чем температура нагреваемой грани параллелепипеда в Модели 1 (они соотносятся как 39°C и 47°C). Это ожидаемо, поскольку в Модели 2 вся выделяемая тепловая энергия подводится сразу ко всему массиву внутренностей прибора, а в Модели 1 тепловой поток постепенно проходит по слоям от одной грани параллелепипеда к другой.

Экстраредуцированная модель прибора, в силу её ограниченной точности, принципиально не может

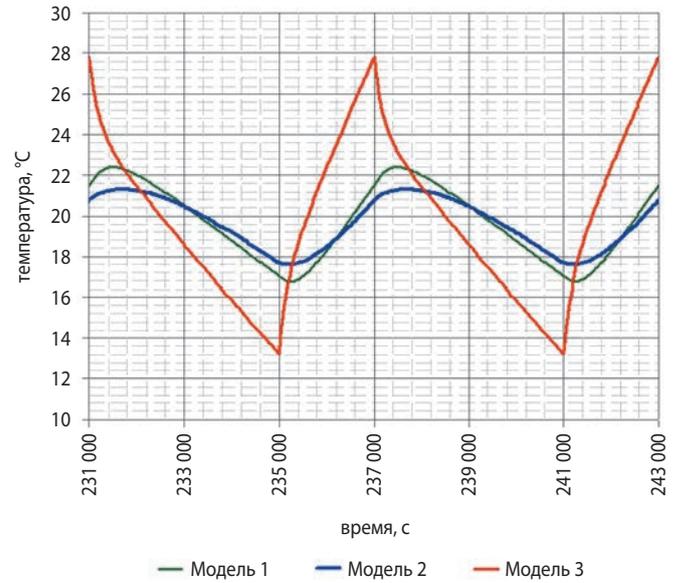


а – Модель 1; б – Модель 2; в – Модель 3.

рисунок 6. Мгновенное распределение расчётной температуры в элементах ТММ прибор – ТСП полученное с помощью ПО Siemens NX



а



б

а – температура внутренних элементов Прибора 1;
 б – средняя температура на посадочном месте Прибора 1.

рисунок 7. Сравнительная диаграмма изменения расчётных температур ТММ в идентичном цикле теплонагружения для Моделей 1, 2 и 3 по рисунку 5

быть использована для контроля выполнения температурных требований к самому прибору. Поэтому рассмотрим, как воспроизводится именно температура ПМ прибора на ТСП при использовании в ТММ Siemens NX различных расчётных схем тепловых интерфейсов. Наибольший интерес, естественно, вызывает сравнение Моделей 1 и 2, так как вторая из них позволяет сократить количество конечных элементов в ТММ. На рисунке 7 показаны результаты вычислительного эксперимента в виде временных зависимостей температуры ПМ под Прибором 1 и в местах подвода теплового потока к внутренним элементам прибора.

Из рисунка 7б можно заключить, что использование одного узла либо использование параллелепипеда, состоящего из 320 конечных элементов, несущественно отражается на характере изменения расчётной температуры ПМ. Следовательно, при создании собственных редуцированных субмоделей прибора влияние внутреннего температурного градиента на температуру ПМ, если это необходимо, можно воспроизвести за счёт незначительного увеличения количества 0D-узлов. Вместе с тем мы имеем очередное подтверждение тому, что подведение теплового потока непосредственно к ПМ может дать весьма существенное отклонение расчётной температуры, и это указывает на необходимость обоснования каждого решения о применении подобной схемы теплоподвода.

Наконец, если при прочих равных условиях, применить в вычислительном эксперименте схему теплоподвода с тепловыделением на корпусе прибора, т.е. подвести тепловую нагрузку и в Модели 2, и в Модели 1 к пластинам, тогда графики изменения температуры ПМ получат совершенно иной вид (рисунок 8).

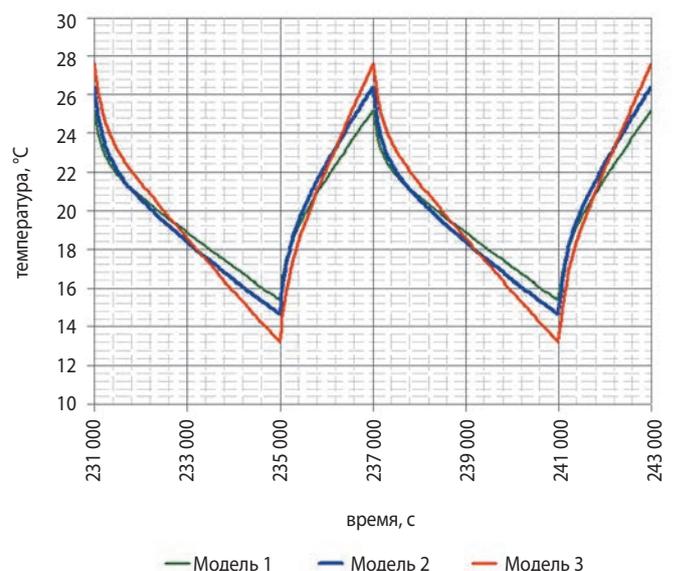


рисунок 8. Сравнительная диаграмма изменения расчётных температур ПМ Прибора 1 при тепловыделении только на корпус для трёх вариантов ТММ

Здесь кривые температуры ПМ для всех трёх моделей стали очень близки. Схожесть кривых на рисунке 8 объясняется, прежде всего, тем, что в Модели 3 пластина имеет сравнимый порядок значения теплоёмкости с теплоёмкостями пластин Моделей 1 и 2, а применяемая тепловая связь между внутренними элементами Прибора 1 и данными пластинами неэффективна. Таким образом, в рассмотренной ТММ ТСП с приборами доминирующим фактором среди влияющих на отклонения температуры ПМ является локация источников тепловыделения.

Отметим, что результаты, полученные при сравнении созданных в рамках настоящего исследования КЭ-моделей, можно рассматривать как ограниченно универсальные. Совершенно очевидно, что иные циклограммы, внутренний дизайн приборов, другие типоразмеры и уровни мощностей тепловыделения могут дать отличающийся результат при моделировании температурного состояния объекта. Тем не менее используемая в настоящем вычислительном эксперименте совокупность исходных данных отвечает так называемой сложившейся практике, например, в отношении КА НПОЛ. Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что при разработке ТММ следует обосновывать модель теплонагружения ТСП, применяя целенаправленный вычислительный эксперимент. Фактически представленный материал иллюстрирует некоторые, не находящие отражения в отчётах и публикациях фрагменты работ, которые вынуждены выполнять разработчики в процессе создания ТММ.

ВЫВОДЫ

В результате выполнения серии вычислительных экспериментов было подтверждено, что прогнозирование нестационарного температурного состояния ТСП с приборами с помощью ТММ (в частности, ТММ, реализующей метод КЭ) следует выполнять с учётом особенностей функционирования источников тепла и их внутреннего расположения. При отсутствии редуцированных ТММ приборов каждая из рассмотренных здесь схем теплоподвода может быть применима, однако конкретный выбор должен сопровождаться физическим обоснованием, например, в формате вычислительного эксперимента наподобие выполненного авторами. На основных этапах разработки СОТР, в отсутствие развёрнутых данных о приборе, применение Моделей 1 и 2 (с подводом тепла на корпус) является оправданным и даёт возможность выполнить проектный тепловой расчёт в запас. Позднее, при проведении тепловых испытаний, для переходных режимов работы ТСП с приборами не следует ожидать хорошей сходимости

результатов расчёта и эксперимента. Однако по результатам тепловых испытаний можно выполнить корреляцию ТММ, используя собственные редуцированные модели приборов. Это обеспечит более высокую точность ТММ для дальнейших применений, например, для планирования работ СОТР и её диагностики. Представленный в работе материал может быть полезен для специалистов, занимающихся разработкой СОТР КА, имеющих в своём составе ТСП.

список литературы

Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С. Некоторые рекомендации по использованию обобщенной теплопередающей характеристики тепловых труб при их моделировании в составе КА // Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17, № 1. С. 41-52.

Гончаров П.С., Артамонов И.А., Халитов Т.Ф., Денисихин С.В. и др. NX Advanced Simulation. Инженерный анализ. М.: ДМК Пресс, 2012. 504 с.

Золотарев В.Ю., Котляров Е.Ю., Финченко В.С., Тулин Д.В. Гибридная система терморегулирования посадочного лунного модуля на базе жидкостного контура с механическим насосом // Вестник ТГУ. Математика и механика. 2014. № 5. С. 83-93.

Коржов К.Н., Паршуков Л.И., Соколова Ю.В. Исследование влияния параметров электронно-лучевой сварки на качество швов тепловых труб // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 107-110.

Котляров Е.Ю. Система терморегулирования приборного отсека посадочного модуля ЛУНА-ГЛОБ и расчетный анализ оптимальных рабочих параметров радиационного теплообменника // Тепловые процессы в технике. 2014. Т. 6, № 4. С. 164-178.

Котляров Е.Ю., Луженков В.В., Тулин Д.В., Басов А.А. Система терморегулирования негерметичного приборного отсека КА «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД» для исследования Солнца с близких расстояний // Космическая техника и технологии. 2018. № 4. С. 5-15.

Мошнеев А.А., Котляров Е.Ю., Кочетков А.Ю., Михайлов А.Н. и др. Исследование влияния способа установки экранно-вакуумной теплоизоляции на эффективность низкотемпературной системы охлаждения целевой аппаратуры КА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 4-10.

Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций / Под ред. д.т.н., проф. В.В. Ефанова, д.т.н. В.С. Финченко. Химки: Издатель АО НПО Лавочкина, 2018. 400 с.

Статья поступила в редакцию 20.05.2025

Статья после доработки 26.06.2025

Статья принята к публикации 27.06.2025

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КОМПЛЕКСНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



С.Н. Сигида¹,
SigidaSN@laspace.ru;
S.N. Sigida



С.В. Кудрявцев¹,
кандидат
технических наук,
skudr@laspace.ru;
S.V. Kudriavtsev

Рассматривается вопрос создания автоматизированной системы контроля для проведения комплексных электрических испытаний космических аппаратов. Выполненная разработка является дальнейшим развитием теории и практики создания информационно-диагностических систем контроля технического состояния образцов космической техники как инструмента для принятия решений в процессе их экспериментальной отработки и испытаний. Разработанная автоматизированная система контроля предназначена для повышения оперативности и достоверности оценки результатов проверок технического состояния космических аппаратов. Описываются архитектура построения, состав и результаты практического опробования системы.

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

AUTOMATED CONTROL SYSTEM FOR A SPACECRAFT INTEGRATED ELECTRICAL TESTING



А.К. Дьячук²,
кандидат
технических наук,
доцент,
annakd16@gmail.ru;
A.K. Diyachuk



И.В. Ячков¹,
аспирант,
IachkovIV@laspace.ru;
I.V. Iachkov

The article covers creation of automated control system for spacecraft integrated testing. The given solution represents next step forward in principles and practices of creation of the spacecraft health diagnostic information control systems as a tool for decision-making in the process of its developmental testing. The developed automated control system is designed for increasing of a spacecraft health checks estimation accuracy, efficiency and reliability. The article describes architecture, composition and results of system validation in practice.

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

Ключевые слова:

*испытания;
космические аппараты;
автоматизированная система контроля;
специальное программное обеспечение;
информационно-диагностические системы;
экспертные методы.*

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.007

введение

Совершенствование средств технического диагностирования состояния космических аппаратов (КА) в ходе их экспериментальной отработки, стендовых испытаний и подготовки к запуску является важнейшей задачей обеспечения безопасной эксплуатации, функциональной надёжности и эффективного применения космических средств. Оценка функционального состояния бортовой аппаратуры и результаты комплексных электрических испытаний в частности определяют правильность проектно-конструкторских решений, обоснованность выбора параметров контура управления, работоспособность и эффективность выполнения целевых задач КА (*Ефанов В.В. и др.*, 2021).

Существующие системы контроля технического состояния в целом обеспечивают необходимую оценку соответствия образцов космической техники заданным требованиям в ходе испытаний. Вместе с тем в условиях постоянного усложнения конструкций КА, повышения роли информационной составляющей, возрастания объёма контролируемых параметров возникает потребность автоматизации процесса диагностирования технического состояния с одновременным совершенствованием методов оценки функциональной надёжности КА. В целях повышения объективности прогноза развития ситуаций в полёте для принятия решений о запуске КА требуется большой объём проверок. В качестве эффективных средств оценки функционального состояния постоянно усложняющихся образцов КТ рассматриваются информационно-диагностические системы (ИДС), основанные на экспертных знаниях (*Лоскутов А.И. и др.*, 2011; *Муромцев Д.И.*, 2005). Такие системы позволяют учесть опыт специалистов и на основе автоматизации процесса обработки данных эксперимента с помощью специального программного обеспечения, используя современные математические методы и подходы, оперативно принимать верные решения, а также выявить причины и спрогнозировать развитие возможных отказов КА с целью формирования предупреждающих управляющих воздействий для их предотвращения.

Key words:

*test;
spacecraft;
automated control system;
special software;
diagnostic information system;
expert methods.*

1. Идеология создания информационно-диагностических систем контроля технического состояния образцов космической техники

Комплексные электрические испытания бортовых систем являются важнейшим этапом создания космических аппаратов. В ходе проведения указанных испытаний осуществляется проверка работоспособности служебных систем, оборудования, устройств и датчиков КА в различных условиях их функционирования, проводится оценка технического состояния отдельных систем бортовой аппаратуры и комплексная проверка функциональной готовности КА и средств управления лётным экспериментом к решению возложенных на КА задач. Одной из задач испытаний является также определение уровня технического совершенства изделий с целью оценки качества выполненных проектно-конструкторских работ, выявления недостатков заложенных технических решений и отработки рекомендаций по дальнейшему совершенствованию образцов космической техники.

В практической работе испытатели применяют инструментарий в виде методик и инструкций с использованием технических средств контроля и моделей функционирования объектов испытаний. В процессе принятия решений о соответствии образца КТ заданным требованиям широко используются наработанные ранее знания в области испытаний, постоянно совершенствуется комплексная проверочная аппаратура, разрабатываются новые методики, приёмы и программные средства, обеспечивающие более высокую достоверность результатов испытаний и освобождающие от рутины лиц, принимающих решения.

Потребность испытателей космической отрасли в ИДС, основанных на экспертных знаниях, обусловлена тем, что изделия космической техники в процессе своего жизненного цикла находятся в непрерывной динамике и необходимо постоянно идентифицировать изменения, происходящие при её функционировании, анализировать условия безопасной эксплуатации, функциональной надёжности и эффективности применения космических аппаратов (*Мальшев В.В. и др.*, 2022).

На рисунке 1 представлена типовая структура ИДС, созданная на базе экспертных систем (Кудрявцев С.В., Розовенко В.М., 2023).

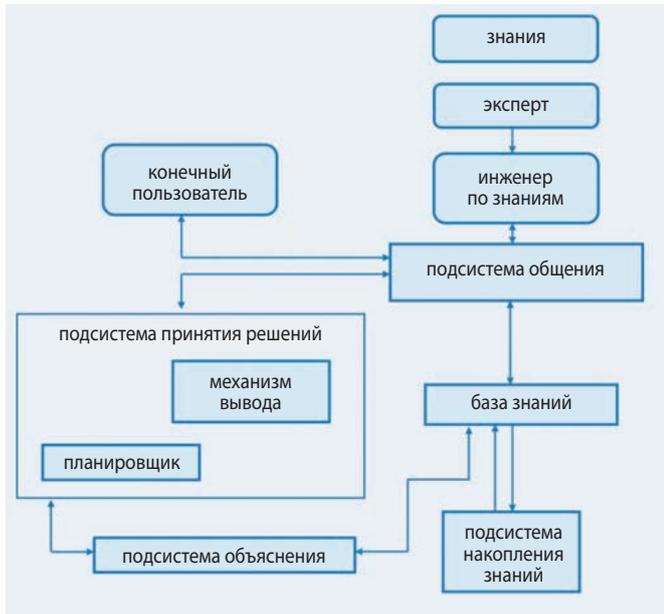


рисунок 1. Типовая структура ИДС на базе экспертной системы

Основными задачами экспертов, привлекаемых к разработке ИДС, являются формирование структурированного состава требований, разработка критериев и правил оценки контролируемых параметров на соответствие уровня характеристик, получаемых в процессе испытаний заявленным значениям, поэтому от экспертов требуется владение глубокими знаниями предметной области, понимание состава и процесса функционирования испытываемого объекта.

Методическое обеспечение ИДС – это совокупность методик оценки и диагностирования технического состояния испытываемого объекта, которая включает описание используемых методов и моделей, состав и правила эксплуатации подсистем и базы знаний. В качестве алгоритмов экспертных оценок может быть использован метод парных сравнений (Подиновская О.В., Подиновский В.В., 2014; Подиновский В.В., 2019). Для автоматизации процесса решения задач на основе парных сравнений могут применяться методы, обеспечивающие строгое математическое решение (Кривулин С.В. и др., 2020). Для оценки технических параметров испытываемых систем КА проводится компьютерное имитационное моделирование с возможностью использования современных

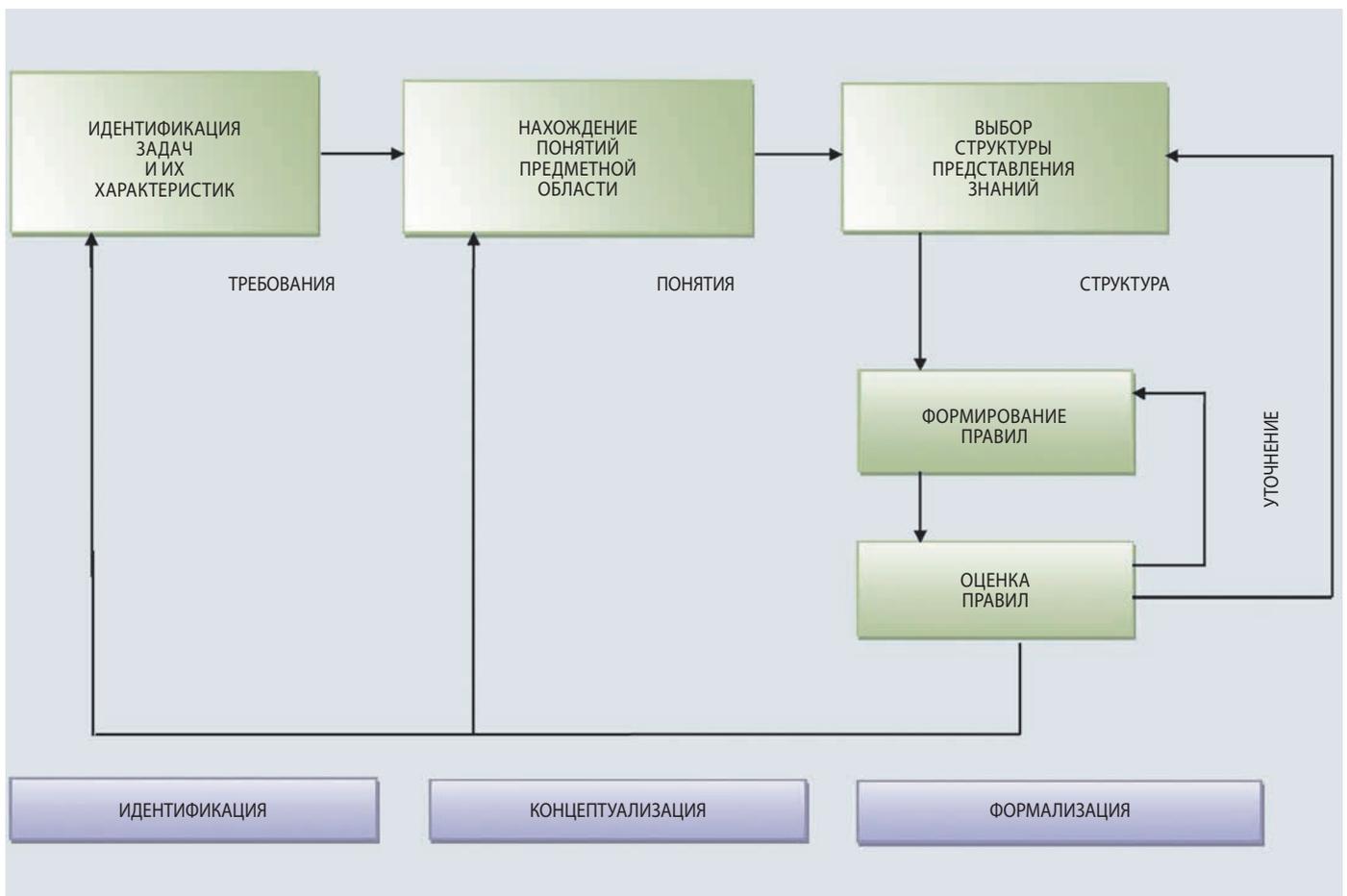


рисунок 2. Этапы организации экспертной поддержки при разработке ИДС

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КОМПЛЕКСНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ВЕБ-технологий, а также технологий искусственного интеллекта и нейросетей, в том числе и на основе облачных платформ, близких или подобных IWEBSIM (Балухта А.Н., 2023). Если требования и показатели технического состояния объекта оказываются трудноформализуемыми, то может быть реализован механизм оценки на основе модели нечёткой системы (Кудрявцев С.В., Розовенко В.М., 2022).

Экспертная поддержка в процессе разработки критериев оценки технического состояния бортовых систем рассматривается как итеративный и эволюционный процесс, в котором участвуют эксперты в области системного анализа, проектирования, конструирования, испытаний, моделирования функционирования аппаратуры КА. Привлечение указанных специалистов наиболее востребовано для разработки алгоритмов специального программного обеспечения, являющегося основой ИДС для формирования механизма вывода в подсистеме принятия решений.

С учётом рекомендаций (Бобронников В.Т., Дьячук А.К., 2023) процесс организации экспертной поддержки разбивается на несколько этапов (рисунок 2).

1. Идентификация определения задач и идентификация их характеристик. На этом этапе устанавливаются задачи, которые предлагается решать, их характеристики и особенности, что позволит

в дальнейшем правильно очертить область необходимых знаний эксперта.

2. Выделение главных направлений предметной области, которые отражают знания экспертов. На данном этапе формулируются основные понятия и выявляются дополнительные знания о предметной области, вырисовывается схема представления знаний.

3. Выбор формализма представления знаний и определение структуры представления знаний.

4. Формирование методики (правил) обработки знаний.

5. Оценка правил и уточнение методики экспертной оценки.

Для иерархически организованного набора требований и оценки интегральных технических характеристик испытываемого объекта может быть использован метод взвешенного суммирования (Занин К.А., 2011).

Таким образом, основным элементом разрабатываемых ИДС на базе экспертных знаний является формирование перечня требований и критериев оценки контролируемых параметров, а также правил, методов и методик определения их соответствия установленным оценочным критериям и программно-аппаратная реализация алгоритмов контроля.

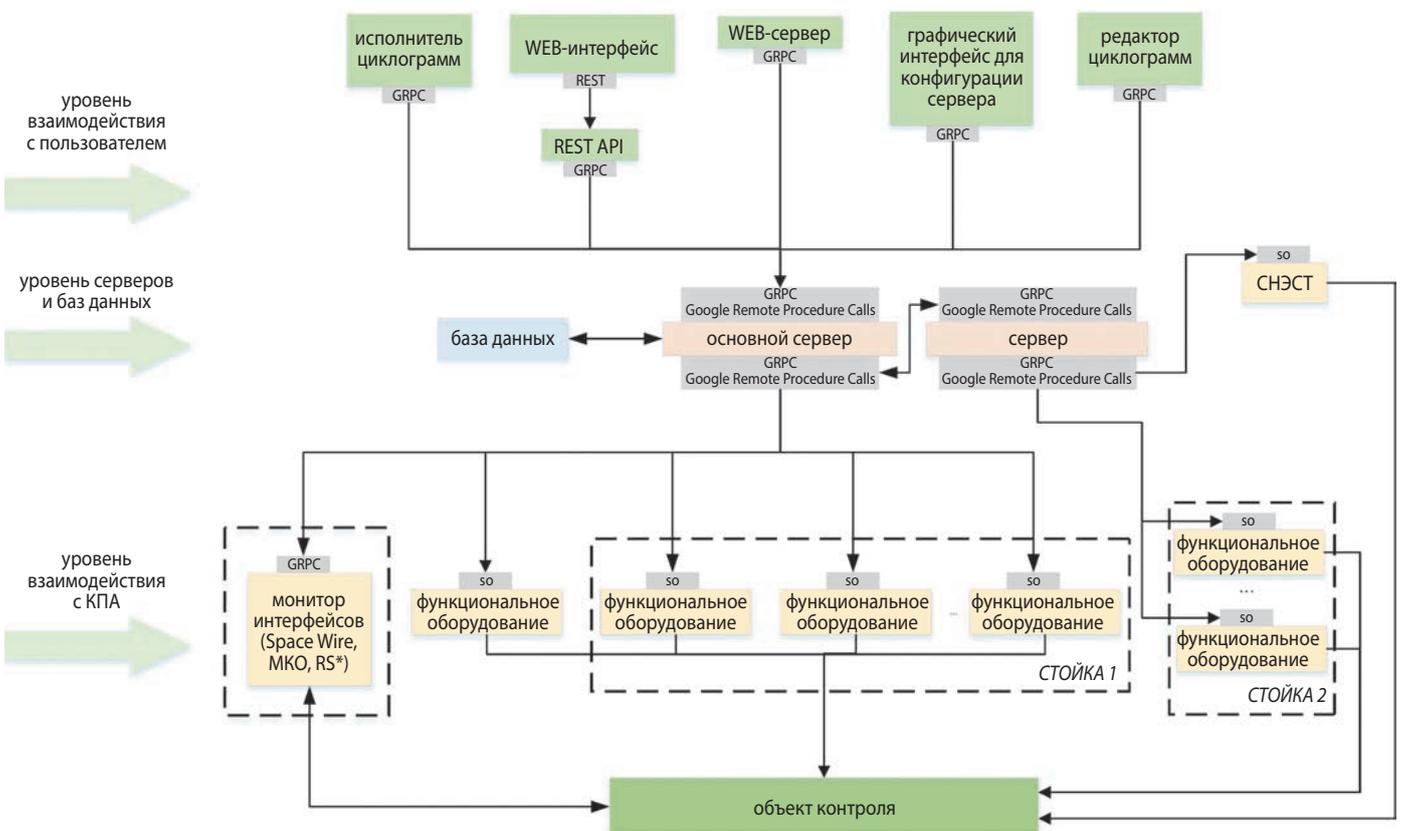


рисунок 3. Функциональная схема СПО АСК

2. Архитектура построения специального программного обеспечения автоматизированной системы контроля для комплексных электрических испытаний КА

Примером реализации подходов создания ИДС, основанной на экспертных знаниях, является разработанная в АО «НПО Лавочкина» автоматизированная система контроля (АСК) для проведения комплексных электрических испытаний бортовой аппаратуры космических аппаратов.

АСК – аппаратно-программный комплекс, включающий штатные средства контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) и разработанное специальное программное обеспечение (СПО) для проведения автономных и комплексных испытаний КА.

СПО АСК обеспечивает решение следующих основных задач:

- инициализацию программного обеспечения и оборудования КПА для проведения комплексных электрических испытаний;
- управление процессом проведения испытаний объекта контроля (ОК) путём выдачи команд и управляющих воздействий;
- вывод во времени, близком к реальному, протокола испытаний объекта контроля, оперативно-го протокола испытаний и протоколов мониторинга интерфейсов ОК для оперативной оценки информации;
- автоматизированный анализ результатов испытаний в соответствии с оценочными критериями.

Основой АСК является программный комплекс, который включает специальное программное обеспечение АСК.

СПО АСК предназначено для управления процессом испытаний и обработки результатов контроля функционирования бортовой аппаратуры.

Основной задачей СПО АСК является автоматизированное проведение электрических испытаний ОК с учётом взаимодействия его составных частей в состояниях, максимально приближенных к реальным их состояниям в процессе функционирования КА, а также проверка и контроль исправности устройств и модулей КПА.

Функционально СПО АСК разделено на три уровня (рисунки 3):

1. Уровень взаимодействия с пользователем. Данный уровень включает в себя модули подготовки и проведения испытаний, модуль контроля параметров, анализа телеметрии и т.д.
2. Уровень серверов и баз данных.
3. Уровень взаимодействия с измерительной системой и КПА (драйверы устройств).

Благодаря реализованным в ходе разработки СПО решениям получены следующие результаты:

- использование кросс-платформенного фреймворка «Qt» с открытым исходным кодом позволило разработать программное обеспечение для испытательного стенда, функционирующего в отечественных операционных системах;
- использование языка программирования С++ позволило разработать высоконадёжное гибкое программное обеспечение с минимальными накладными расходами вычислительных процессов при обработке больших объёмов телеметрии;
- использование системы плагинов (модульных расширений) позволило настраивать программное обеспечение под широкий спектр задач и производить быструю адаптацию под различные объекты контроля и оборудование КПА;
- использование клиент-серверной модели позволило разработать многопользовательскую систему, в которой можно выделить серверную (логическую) часть СПО в отдельный модуль и организовать централизованное управление системой испытаний с хранением данных и ограничением прав доступа;
- использование высокопроизводительного фреймворка с открытым исходным кодом для удалённого вызова процедур «GRPC» позволило разным приложениям или сервисам осуществлять обмен данными.

Таким образом, разработанное СПО совместимо с отечественными операционными системами может осуществлять более эффективную процедуру оценки состояния объекта контроля по сравнению с ранее разработанными АСК благодаря совместимости с современным оборудованием КПА, поддержке распределённых систем, высокой надёжности и производительности при минимальных временных задержках. При этом распределённая система серверов и баз данных позволяет размещать их непосредственно у объекта контроля, существенно сокращает протяжённость наземной кабельной сети.

За счёт модульного принципа и возможности использования типовых циклограмм для разных изделий космической техники в СПО АСК заложен большой потенциал дальнейшего совершенствования и модернизации в различных операционных системах.

3. Порядок взаимодействия СПО АСК с объектом контроля

Основными действиями при проведении комплексных электрических испытаний КА являются выдача команд и измерение значений параметров с оценкой изменений значений требуемых параметров после выдачи заданных команд (*Баранова Т.П. и др., 2014*).

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КОМПЛЕКСНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

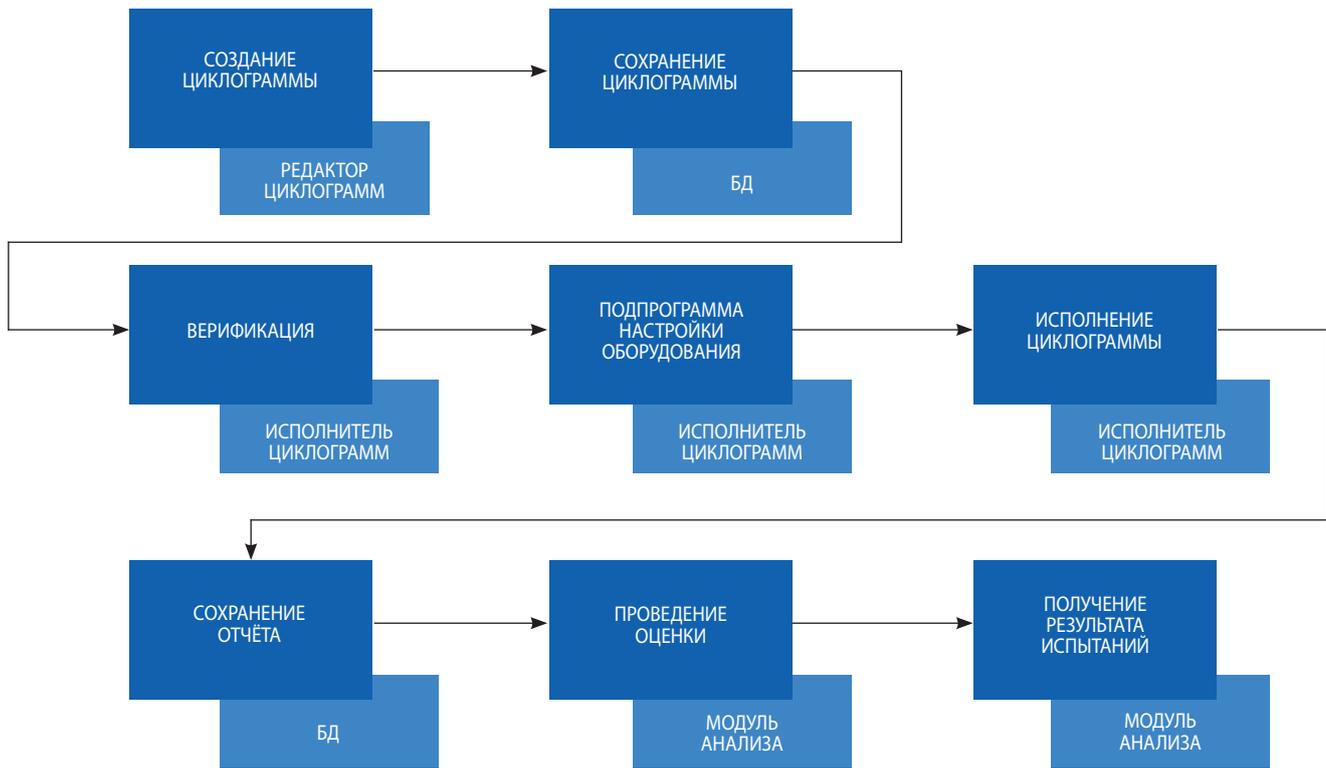


рисунок 4. Схема взаимодействия с циклограммами испытаний

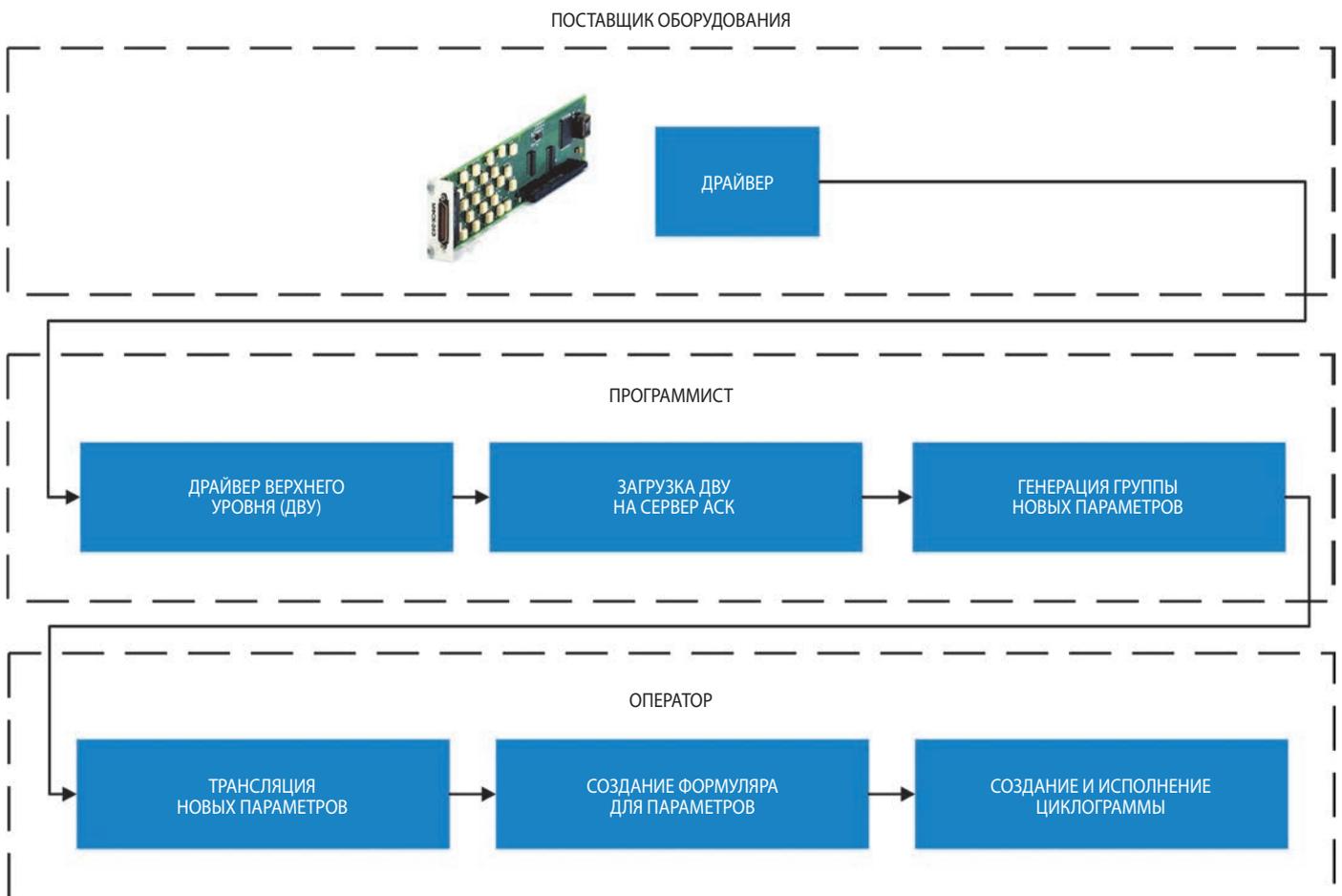


рисунок 5. Плагин взаимодействия с новым устройством

Начальным этапом работ является формирование циклограммы испытаний в модуле «Редактор циклограмм» с сохранением результатов разработки в модуле «База данных».

Для выполнения указанной процедуры разработаны языки формирования циклограмм (ЯФЦ), формирования скриптов (ЯФС) и оценки результатов испытаний (ЯОРИ).

ЯФЦ – табличный язык, позволяющий осуществлять выдачу необходимых команд в ОК, измерение и анализ требуемых параметров, управление ходом выполнения программ испытаний, работу со временем. Основой языка являются испытательные директивы.

ЯФС – скриптовый язык, для формирования сложных команд и логических выражений, которые не могут быть описаны средствами табличного языка.

ЯОРИ – табличный язык, позволяющий производить автоматизированную оценку результатов испытаний в соответствии с оценочными критериями.

ЯФЦ обеспечивает описание необходимой программы испытаний без ограничений набора алгоритмов и структуры базы данных, определённых экспертами по исходным данным.

После верификации (проверки контрольной суммы) осуществляется загрузка циклограммы испытаний в модуль «Исполнитель циклограмм». В ходе выполнения подпрограммы проверки (настройки) КПА принимается решение о готовности КПА к испытаниям и о дальнейшем выполнении циклограммы.

В ходе проведения испытаний последовательно выполняются команды циклограммы, осуществляются контроль и запись параметров состояния как ОК, так и КПА. После завершения испытаний сохраняется отчёт в модуле «База данных».

Важнейшая роль экспертов состоит в определении перечня необходимых проверок функциональных требований ОК, критериев и правил оценки контролируемых параметров. По установленной экспертами методике проводится автоматизированный анализ результатов и принимается решение об успешности проведённых испытаний (рисунок 4).

Масштабируемость СПО АСК позволяет использовать при необходимости новые сервера и базы данных.

Для задействования нового оборудования, поддерживающего стандартный протокол взаимодействия (например, SCPI) и не требующего написания специального драйвера, необходимо всего лишь разработать плагин взаимодействия (рисунок 5).

Оборудование, подключённое к серверам, имеет функцию самотестирования, благодаря которой устройства своевременно сообщают серверу о своём состоянии.

4. Управление угловым движением КА с использованием трёхосной поворотной платформы

Наглядным примером функционирования АСК для проведения комплексных электрических испытаний космических аппаратов может послужить отработка управления угловым движением КА с использованием трёхосной поворотной платформы (ТПП) КА (рисунок 6).

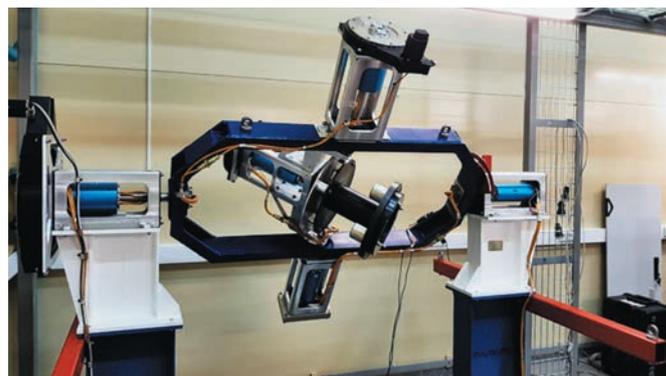


рисунок 6. Отработка управления угловым движением КА

В ходе испытаний отрабатываются следующие режимы работы АСК:

- проверка корректности обмена информацией с ТПП с помощью исполнения циклограммы испытаний с использованием программы управления КА;
- проверка отработки ТПП в незамкнутом контуре с применением комплекса математических моделей движения КА. Изменение положения установочной платформы (для гироскопа и солнечного датчика) осуществляется на основе данных модуля управления;
- проверка работы ТПП в замкнутом контуре с анализом полученных результатов испытаний по отработанной экспертами методике.

ВЫВОДЫ

Разработанная АСК представляет собой аппаратно-программный комплекс, включающий средства контрольно-проверочной аппаратуры и специальное программное обеспечение для проведения автономных и комплексных электрических испытаний космических аппаратов.

Основное назначение АСК – обеспечение безопасной эксплуатации, повышение функциональной надёжности и эффективности применения космических средств благодаря повышению оперативности и достоверности результатов проверок технического состояния КА.

Разработка АСК является дальнейшим развитием теории создания информационно-диагностических систем контроля технического состояния образцов космической техники, основанных на экспертных знаниях. Идеология создания ИДС и архитектура построения СПО АСК реализуют современные подходы и методы принятия решений человеком, опирающиеся на экспертные оценки. Разработанная на основе опыта экспертов АСК позволяет автоматизировать процесс проведения испытаний, существенно снизить временные затраты и минимизировать фактор человеческих ошибок. АСК обеспечивает возможность диагностики и тестирования как отдельных блоков КПА, так и бортовой аппаратуры, и полного цикла электрических испытаний КА.

Практические знания экспертов в области комплексных электрических испытаний позволили разработать специальное программное обеспечение, дающее возможность проведения полного цикла работ, от создания контрольных циклограмм до анализа результатов проверок, с использованием штатного испытательного оборудования.

Дальнейшее совершенствование АСК связано с развитием СПО на основе пополнения знаний и совершенствованием алгоритмов обработки данных испытаний, наращиванием возможностей системы за счёт моделирования рабочих процессов и актуализации методологии структурной идентификации параметров функционирования объектов испытаний (Ефанов В.В. и др., 2021).

В модульном принципе СПО заложен значительный потенциал модернизации и дальнейшего развития АСК в направлении увеличения количества контролируемых параметров и расширения номенклатуры объектов контроля.

Идеология построения СПО может быть перенесена в проектный контур разработки бортовых средств и способствовать выявлению отклонений в режимах функционирования КА, прогнозированию развития потенциальных нештатных ситуаций и принятию своевременных управленческих действий для парирования отказов и устранения неисправностей в режиме реального времени. В перспективе описанный подход к созданию ИДС может быть представлен в качестве проекта бортовой интеллектуальной системы, осуществляющей эксплуатацию КА по техническому состоянию в реальном времени.

список литературы

Балухта А.Н. Основы исследования эффективности космических систем дистанционного зондирования Земли. М.: Наука, 2023. 181 с.

Баранова Т.П., Буликов В.Г., Гайфулин С.А., Луцикович В.В. и др. Автоматизированная испытательная система. Язык программирования Диполь // Препр. ИПМ им. М.В. Келдыша. 2014. № 7. С. 23.

Бобронников В.Т., Дьячук А.К. Разработка макета системы поддержки решений, принимаемых при формировании ветродизельной системы для автономного потребителя энергии // Научно-технический вестник Поволжья. 2023. № 4. С. 55-59.

Ефанов В.В., Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В. Методологический аспект задачи структурной идентификации параметров динамической схемы космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 44-53.

Занин К.А. Разработка методического аппарата повышения качества проектирования космических систем оптико-электронного наблюдения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 1. С. 32-39.

Лоскутов А.И., Сирота С.В., Сакулин А.Н. Совершенствование с помощью экспертной системы испытаний объектов ракетно-космической техники // Проблемы управления. 2011. № 4. С. 68-73.

Кривулин Н.К. и др. О решении многокритериальных задач принятия решений на основе парных сравнений // Компьютерные инструменты в образовании. 2020. № 2. С. 27-58. DOI: 10.32603/2071-2340-2020-2-27-58.

Кудрявцев С.В., Розовенко В.М. Инновационная система диагностирования технического состояния космической техники // Инновации. 2023. № 2. С. 82-85.

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.

Мальшев В.В., Смольянинов Ю.А., Розин П.Е., Старков А.В. и др. Космические системы дистанционного зондирования Земли: монография / Под ред. д.т.н., заслуженного деятеля науки РФ В.В. Мальшева. М.: Изд-во МАИ, 2022. 384 с.

Муромцев Д.И. Введение в технологию экспертных систем. СПб.: ГУ ИТМО, 2005. 93 с.

Поддиновская О.В., Поддиновский В.В. Анализ иерархических многокритериальных задач принятия решений методами теории важности критериев // Проблемы управления. 2014. № 6. С. 2-8.

Поддиновский В.В. Идеи и методы теории важности критериев в многокритериальных задачах принятия решений. М.: Наука, 2019. 103 с.

Статья поступила в редакцию 16.06.2025

Статья после доработки 18.08.2025

Статья принята к публикации 19.08.2025

ВЛИЯНИЕ ОРИЕНТАЦИИ ПЛАТФОРМЫ НА ДОПЛЕРОВСКИЕ ПАРАМЕТРЫ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ И СИГНАЛ НА ВЫХОДЕ СОГЛАСОВАННОГО ФИЛЬТРА

THE INFLUENCE OF THE PLATFORM ORIENTATION ON THE SPACE SAR DOPPLER PARAMETERS AND ON THE MATCHED FILTER OUTPUT SIGNAL



А.С. Петров¹,
профессор, доктор
технических наук,
aspetr50@mail.ru;
A.S. Petrov



А.Е. Назаров¹,
доктор
технических наук,
naz-a-e@yandex.ru;
A.E. Nazarov



В.П. Макаров¹,
кандидат
технических наук,
makarov@laspace.ru;
V.P. Makarov



С.Ю. Самойлов¹,
кандидат
технических наук,
SS2916@mail.ru;
S.Yu. Samoiloov

Разработана методика оценки влияния на азимутальную составляющую функции отклика радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) одновременного отклонения от номинальных значений центра доплеровского спектра и скорости изменения доплеровской частоты, вызванных вариацией угловой ориентации космической платформы по углам крена, тангажа и рыскания. Получены аналитические выражения, разработаны алгоритмы и программы для моделирования на персональной ЭВМ азимутальной составляющей функции отклика.

Ключевые слова:
радиолокатор с синтезированной апертурой;
доплеровские параметры;
согласованная фильтрация.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.008

A method has been developed to evaluate the effect on the azimuthal component of the SAR response function and simultaneous deviations the center of the Doppler spectrum from the nominal values and the rate of the Doppler frequency change caused by variations in the angular orientation of the space platform at the angles of roll, pitch and yaw. Analytical expressions have been obtained, algorithms and programs have been developed for modeling the azimuthal component of the response function on a personal computer.

Key words:
synthetic aperture radar;
Doppler parameters;
matched filtering.

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

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

введение

Космические средства дистанционного зондирования Земли, в том числе (РСА), активно применяются в системах глобального исследования геофизических явлений. Эти средства позволяют восстанавливать значения физических параметров поверхности суши, океана и ледового покрытия, выявлять зоны бедствий и катастроф, решать различные народнохозяйственные вопросы (Дёмин Д.С. и др., 2023; Занин К.А. и др., 2023).

Обработка радиоголограмм эхосигналов, принимаемых бортовой или наземной аппаратурой РСА проводится на ЭВМ с помощью специальных алгоритмов, реализованных на основе сложных и трудоёмких вычислительных процедур согласованной фильтрации (Curlander J.C. et al., 1991; Cumming I.G. et al., 2005). Принимаемый сигнал содержит две компоненты – азимутальную и дальномерную составляющие. При работе РСА в импульсном режиме азимутальная составляющая с хорошим приближением аппроксимируется сигналом с линейной частотной модуляцией, который описывается тремя основными параметрами – длительностью T импульса (в данном случае, временем интегрирования сигнала), центром доплеровского спектра, или доплеровским центроидом (ДЦ), обозначаемым через $f_{дц}$, и скоростью изменения доплеровской частоты $K_{д}$. Все эти параметры рассчитываются с помощью кинематической модели движения самолётной или космической платформы, на которой устанавливается РСА.

В соответствии с расчётными значениями параметров (T , $f_{дц}$ и $K_{д}$) формируется банк согласованных фильтров, с помощью которых обрабатываются радиоголограммы в различных режимах работы локатора. Разумеется, эфемериды орбиты бывают известными лишь с некоторой точностью, а пространственная ориентация платформы при своем движении может испытывать угловые девиации. Это приведёт к вариации реальных параметров сигнала, которые на самом деле примут значения T' , $f'_{дц}$ и $K'_{д}$. При выполнении процедуры согласованной фильтрации с ожидаемыми параметрами (T , $f_{дц}$, $K_{д}$) к реальному сигналу с параметрами (T' , $f'_{дц}$, $K'_{д}$) возникнет искажение сигнала на выходе согласованного фильтра, или функции отклика (ФО). В литературе (Cumming I.G. et al., 2005) исследовано влияние на ФО отклонений по отдельности параметров $f_{дц}$ и $K_{д}$.

Цель статьи состоит в исследовании влияния на ФО одновременного отклонения доплеровских параметров $f_{дц}$ и $K_{д}$ азимутального сигнала РСА от номинальных значений.

1. Ориентация платформы и доплеровские параметры РСА

В работах (Fiedler H. et al., 2005; Петров А.С. и др., 2023) представлены методы расчёта вектора такого нацеливания на земную поверхность максимума диаграммы направленности (ДН) антенны космического (РСА), при котором центр доплеровского спектра эхосигнала (ДЦ), принимает нулевое значение. Соответствующее нацеливание обеспечивается путём поворота платформы на определённые углы: рыскания α_r , который задаётся в инерциальной системе координат и тангажа α_t , задаваемого в гринвичской системе координат (ГСК). Вместе с тем, встаёт задача определения того, каким образом отклонение угловой ориентации платформы от оптимальных значений, найденных в работах (Fiedler H. et al., 2005; Петров А.С. et al., 2023), скажется на доплеровских параметрах и на азимутальной функции отклика РСА на точечную цель.

Обратимся к рисунку 1. На нём изображена антенна локатора с ортами, здесь x совпадает с вектором скорости платформы в ГСК; y ортогонален оси x , а z совпадает с направлением нацеливания максимума ДН антенны на земную поверхность.

При обработке азимутальных данных РСА используются значения доплеровского центроида $f_{дц}$ и скорости изменения доплеровской частоты $K_{д}$ (Curlander J.C. et al., 1991):

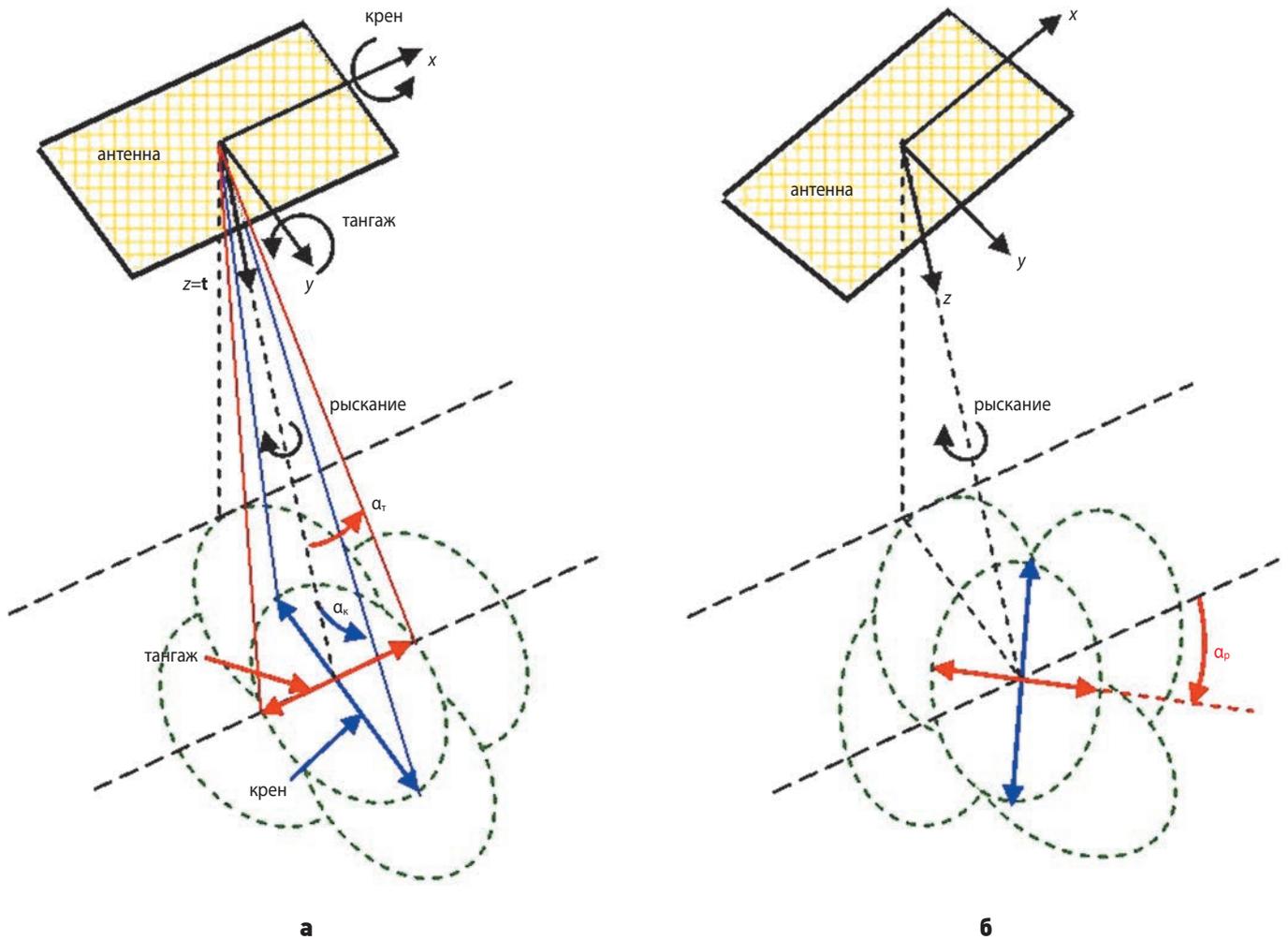
$$f_{дц} = 2(\lambda R)^{-1} \mathbf{V}_{мц} \mathbf{R}_{мц} = -(2/\lambda) \mathbf{V}_{мц} \mathbf{t}, \tag{1}$$

$$K_{д} = -(2/\lambda)[(|\mathbf{V}_{мц}|^2/R) + \mathbf{a}_{мц} \mathbf{t}], \tag{2}$$

где $\mathbf{R}_{мц} = \mathbf{R}_п - \mathbf{R}_ц$;
 $\mathbf{V}_{мц} = \mathbf{V}_п - \mathbf{V}_ц$;
 $\mathbf{t} = -(\mathbf{R}_п - \mathbf{R}_ц)^н$;
 $\mathbf{R}_п$ – радиус-вектор положения платформы;
 $\mathbf{R}_ц$ – радиус-вектор положения цели;
 $\mathbf{V}_п$ – вектор скорости платформы;
 $\mathbf{V}_ц$ – вектор скорости цели;
 $\mathbf{a}_{мц}$ – ускорение платформы относительно цели;
 верхний индекс (н) означает нормировку вектора;
 $R = |\mathbf{R}_{мц}|$.

Можно показать, что второе слагаемое в правой части формулы (2) будет намного меньше первого, поэтому в большинстве случаев им можно пренебречь.

Пусть в текущий момент времени t в гринвичской системе координат с использованием соотношений, приведённых в работе (Петров А.С. и др., 2023), найдены значения $\mathbf{R}_п$ и $\mathbf{V}_п$, а также орты апертуры антенны $[\mathbf{E}] = (\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z)^T$. Причём орт $\mathbf{e}_z = \mathbf{t}$, совпадает по направлению с вектором нацеливания, при котором обеспечивается нулевое значение доплеровского центроида.



а – углы крена и тангажа; **б** – угол рысканья.

рисунок 1. Изменение ориентации платформы по углам

При последовательном изменении ориентации платформы по углам рыскания $\alpha_p = \delta z$, тангажа $\alpha_t = \delta y$ и крена $\alpha_k = \delta x$ выполним следующие процедуры поворота ортов $[\mathbf{E}]$ апертуры антенны:

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \mathbf{e}'_x \\ \mathbf{e}'_y \end{pmatrix} &= \mathfrak{R} \left[\mathbf{e}_z, \delta z, \begin{pmatrix} \mathbf{e}_x \\ \mathbf{e}_y \end{pmatrix} \right], \\ \begin{pmatrix} \mathbf{e}''_x \\ \mathbf{e}''_z \end{pmatrix} &= \mathfrak{R} \left[\mathbf{e}_y, \delta y, \begin{pmatrix} \mathbf{e}'_x \\ \mathbf{e}'_z \end{pmatrix} \right], \\ \begin{pmatrix} \mathbf{e}''_y \\ \mathbf{e}''_z \end{pmatrix} &= \mathfrak{R} \left[\mathbf{e}_x, \delta x, \begin{pmatrix} \mathbf{e}'_y \\ \mathbf{e}'_z \end{pmatrix} \right], \end{aligned} \quad (3)$$

где символ $\mathfrak{R}(\cdot)$ обозначает функцию поворота, который выполняется либо с использованием правил векторной алгебры, либо с применением аппарата кватернионов. Приведём соотношение, используемое в векторной алгебре. Пусть заданы исходный вектор \mathbf{v} и единичный вектор \mathbf{u} , определяющий направление оси, вокруг которой вектор \mathbf{v} поворачива-

ется на угол α . В результате выполнения поворота его новое значение определится следующим образом:

$$\mathbf{v}' = \mathfrak{R}(\mathbf{u}, \alpha, \mathbf{v}) = [\mathbf{v} - \mathbf{u}(\mathbf{u} \cdot \mathbf{v})] \cos \alpha + (\mathbf{u} \times \mathbf{v}) \sin \alpha + \mathbf{u}(\mathbf{u} \cdot \mathbf{v}).$$

При выполнении этой процедуры вектор \mathbf{v} испытывает правый поворот вокруг вектора \mathbf{u} , т.е. поворачивается против часовой стрелки при наблюдении за поворотом с конца вектора \mathbf{u} . После выполнения операций, определяемых по формулам (3), находим новые значения ортов апертуры антенны $[\mathbf{E}'] = (\mathbf{e}''_x, \mathbf{e}''_y, \mathbf{e}''_z)^T$. Причём, вектор нацеливания в формулах (1) и (2) примет новое значение $\mathbf{t}' = \mathbf{e}''_z$. Новое значение наклонной дальности R определяется путём решения уравнения

$$|\mathbf{R}_n + R\mathbf{t}'| = R_3, \quad (4)$$

где R_3 – радиус Земли.

Можно также следующим образом оценить изменение значений доплеровского центроида и скорости изменения доплеровской частоты. Из рисунка 1 и формулы (1) следует, что

ВЛИЯНИЕ ОРИЕНТАЦИИ ПЛАТФОРМЫ НА ДОПЛЕРОВСКИЕ ПАРАМЕТРЫ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ И СИГНАЛ НА ВЫХОДЕ СОГЛАСОВАННОГО ФИЛЬТРА

$$\delta f_{\text{дп}} \approx -(2/\lambda)|V_{\text{пл}}|\delta\alpha_{\tau},$$

а из формулы (2)

$$\delta K_{\text{д}} \approx -(2/\lambda)(|V_{\text{пл}}|^2/R^2)\delta R,$$

где символ δ означает вариацию соответствующей переменной. Далее, зависимость наклонной дальности от угла визирования β определяется как (Younis M. et al., 2015):

$$R(\beta) = R_{\Sigma} \cos\beta - \sqrt{R_3^2 - (R_{\Sigma} \sin\beta)^2},$$

где $R_{\Sigma} = R_3 + h_{\text{п}}$; $h_{\text{п}}$ – высота полёта платформы над земной поверхностью. Производная от $R(\beta)$ по β

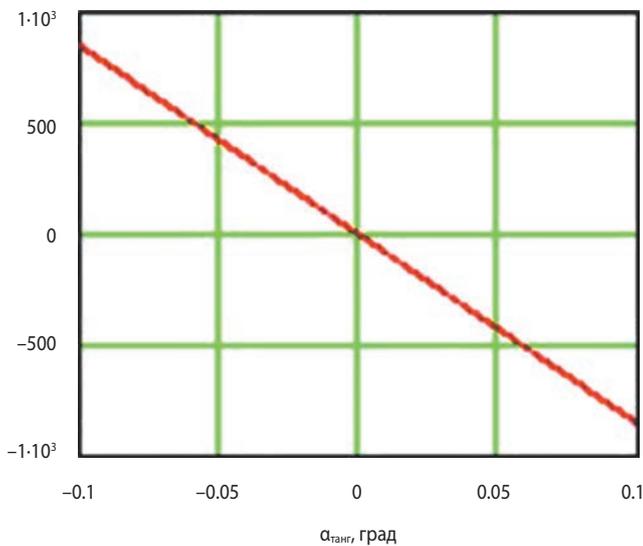
$$\frac{\partial R}{\partial \beta} = R_{\Sigma} \left(\frac{R_{\Sigma} \cos\beta}{\sqrt{R_3^2 - (R_{\Sigma} \sin\beta)^2}} - 1 \right) \sin\beta.$$

Приращение наклонной дальности при приращении угла визирования

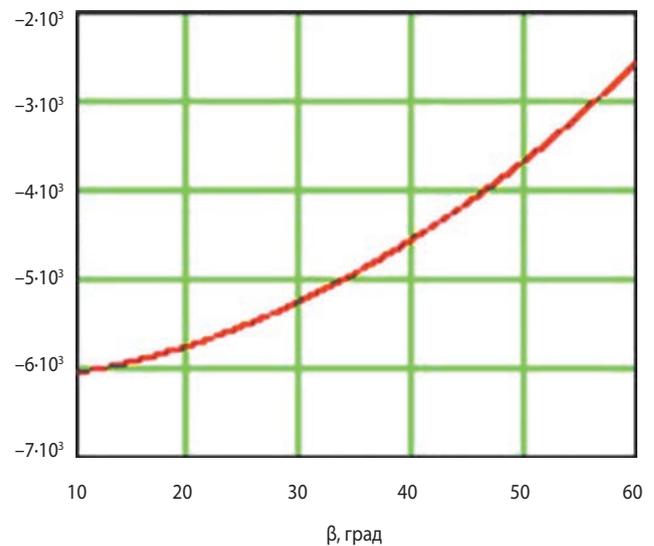
$$\delta R \approx \frac{\partial R}{\partial \beta} \delta\beta = \frac{\partial R}{\partial \beta} \alpha_{\kappa}.$$

В соответствии с построениями, приведёнными на рисунке 1, имеем $\delta\theta = \alpha_{\kappa}$.

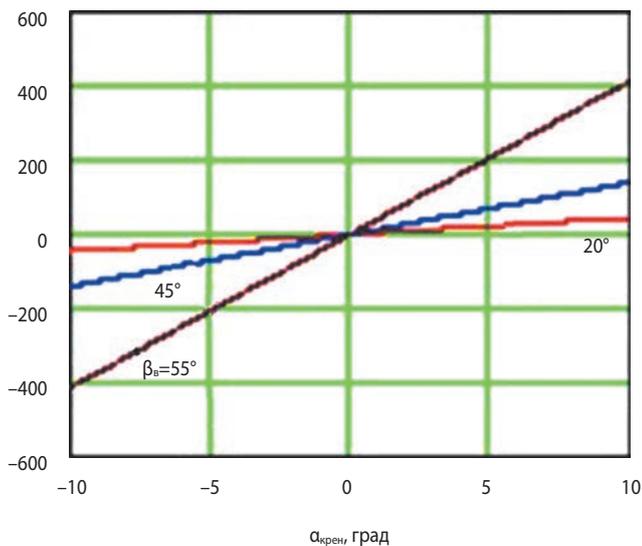
зависимость доплеровского центроида, Гц, от угла тангажа, град.



зависимость скорости изменения доплеровской частоты от угла визирования, Гц/с



изменение скорости изменения доплеровской частоты, Гц/с, от угла крена



относительные изменения доплеровской частоты от угла крена, %

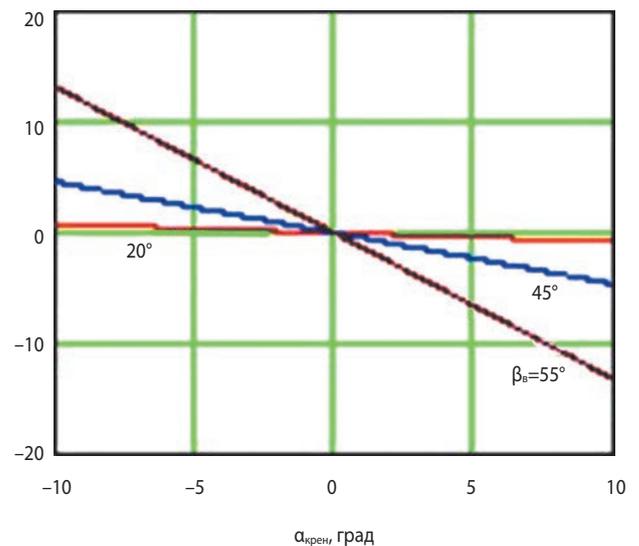


рисунок 2. Зависимости доплеровского центроида от угла тангажа, скорости изменения доплеровской частоты от угла визирования, а также абсолютной и относительной вариации скорости изменения доплеровской частоты от угла крена при трёх значениях угла визирования

Исходя из связей, устанавливаемых формулами (1) и (2), видим, что доплеровский центроид, в основном, зависит от α_k , тогда как

$$\delta K_d - \text{от } \alpha_k.$$

Пусть платформа летит на высоте $h_{\text{п}}=600$ км со скоростью $V_{\text{пл}}=7.6$ км/с, а длина волны $\lambda=0.03$ м. Зависимости доплеровских параметров от углов тангажа и крена, а также от угла визирования β приведены на рисунке 2.

Можно проследить зависимость доплеровских параметров от средней аномалии, воспользовавшись соотношениями (1) и (2) и моделью движения платформы, описанной в работе (Петров А.С. и др., 2023). На рисунке 3 представлены зависимости доплеровского центроида и скорости изменения доплеровской частоты от средней аномалии при отклонении ори-

ентации платформы на углы рыскания $\alpha_p=\delta z=\pm 0.25^\circ$, тангажа $\alpha_t=\delta y=\pm 0.05^\circ$ и крена $\alpha_k=\delta x=\pm 0.25^\circ$ при угле визирования цели $\beta_v=40^\circ$. На этих графиках знаки плюса и минуса соответствуют знакам углов, определяющих ориентацию платформы.

2. Зависимость сигнала на выходе согласованного фильтра от вариации ДЦ и скорости изменения доплеровской частоты

Итак, при изменении ориентации платформы происходит изменение значений доплеровского центроида сигнала с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) и скорости изменения доплеровской частоты. Рассмотрим, каким образом на выходной сигнал согласованного фильтра влияют эти изменения. А именно,

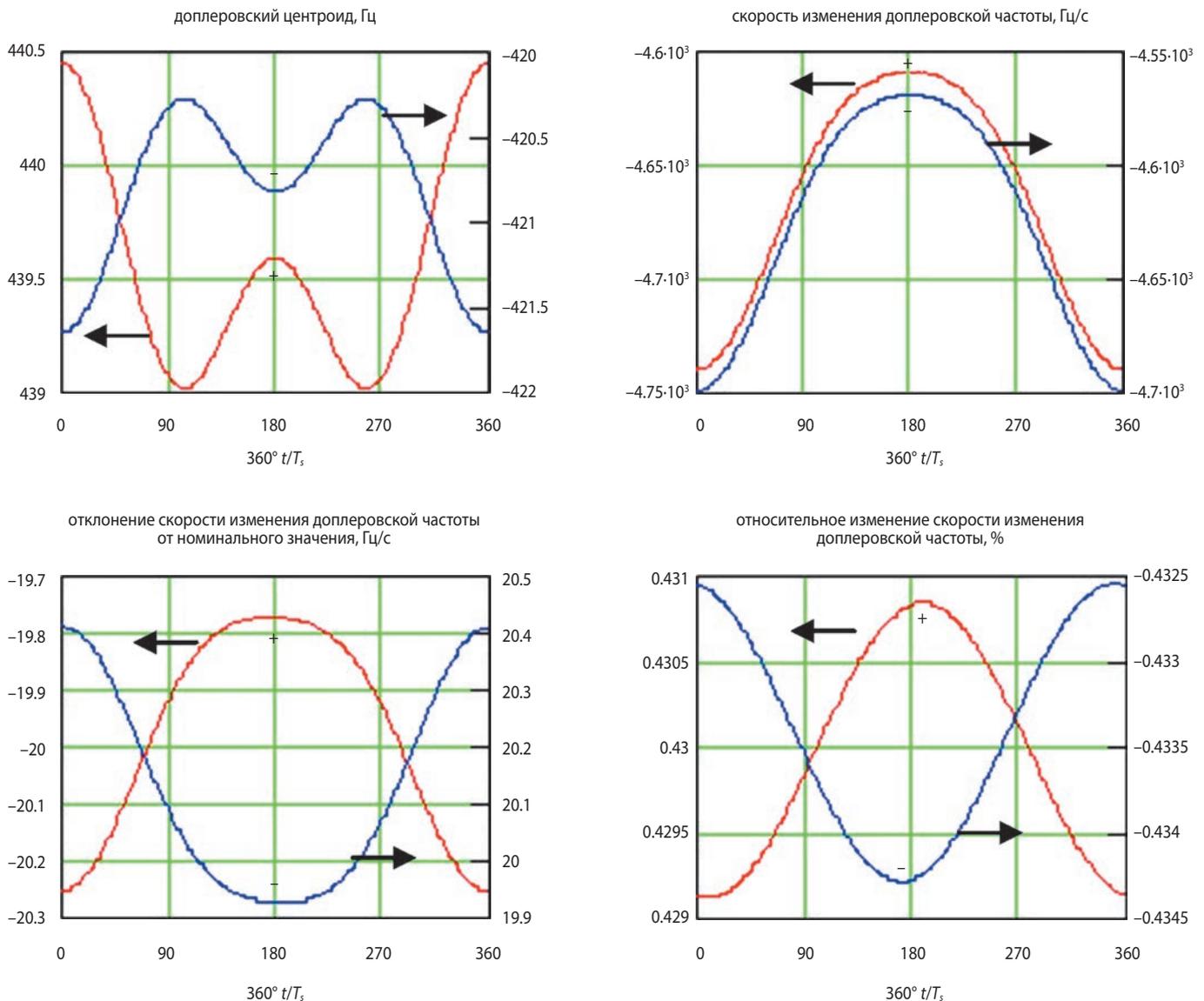


рисунок 3. Зависимости доплеровского центроида и скорости изменения доплеровской частоты от средней аномалии при отклонении ориентации платформы на углы рыскания $\alpha_p=\delta z=\pm 0.25^\circ$, тангажа $\alpha_t=\delta y=\pm 0.05^\circ$ и крена $\alpha_k=\delta x=\pm 0.25^\circ$ при угле визирования цели $\beta_v=40^\circ$

ВЛИЯНИЕ ОРИЕНТАЦИИ ПЛАТФОРМЫ НА ДОПЛЕРОВСКИЕ ПАРАМЕТРЫ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ И СИГНАЛ НА ВЫХОДЕ СОГЛАСОВАННОГО ФИЛЬТРА

ту ситуацию, когда в эхосигнале происходит вариация и доплеровского центроида $t_{\text{дц}}$ и скорости изменения доплеровской частоты $K'_d = K_d(1 + \delta_K)$, а в согласованном фильтре эти вариации не учитываются.

Импульсный нормированный по амплитуде сигнал с ЛЧМ имеет следующий вид:

$$s(t) = \text{rect}(t/T) \exp(jK_d t^2),$$

а согласованный с ним фильтр $h(t) = s^*(-t)$.

Функция $\text{rect}(T, t) = 1$, если $|t| \leq T/2$ и равна нулю в противном случае,

где T – длительность импульса; K_d – скорость изменения доплеровской частоты; t – текущее время.

Сигнал на выходе согласованного фильтра, или функция отклика, определяется путём выполнения процедуры свёртки во временной области

$$s_{\text{вых}}(t) = \int_{-\infty}^{\infty} s(u) h(t-u) du.$$

Если эхосигнал характеризуется значениями $t_{\text{дц}}$ и K'_d , а фильтр согласован с ЛЧМ сигналом при значениях параметров $t_{\text{дц}} = 0$ и K_d , то свёртка принимает следующий вид:

$$s_{\text{вых}}(t) = \int_{-\infty}^{\infty} \text{rect}\left(\frac{u}{T}\right) \exp\left[j\pi K'_d (u - t_{\text{дц}})^2\right] \text{rect}\left(\frac{t-u}{T}\right) \times \exp\left[-j\pi K (t-u)^2\right] du.$$

Обозначим произведение экспоненциальных сомножителей, стоящих под знаком интеграла, через

$f(t, u)$. Этот интеграл разбивается на две части, поскольку только в каждой из них, как в этом можно убедиться, что и было показано в работе (Cumming I.G. et al., 2005), произведение двух функций $\text{rect}(\cdot)$ принимает ненулевое значение. Эти две части располагаются в интервалах от $-T/2 \leq u \leq t+T/2$ и $t-T/2 \leq u \leq T/2$.

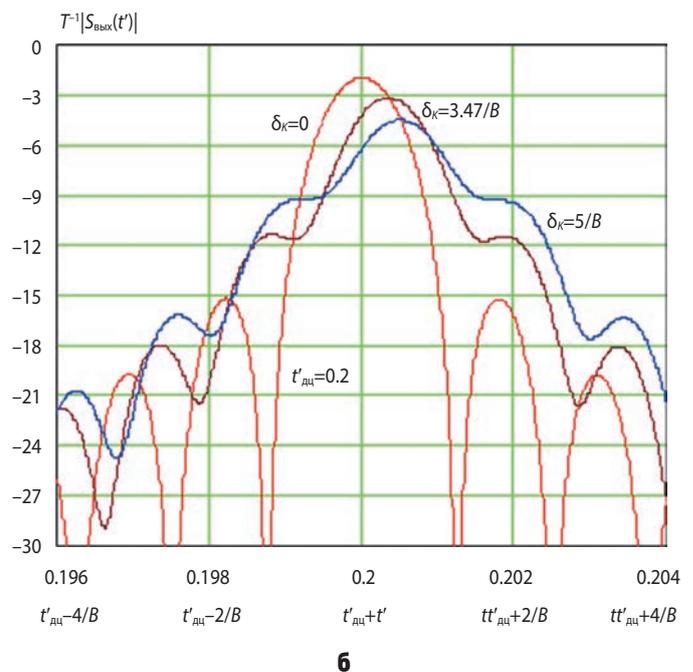
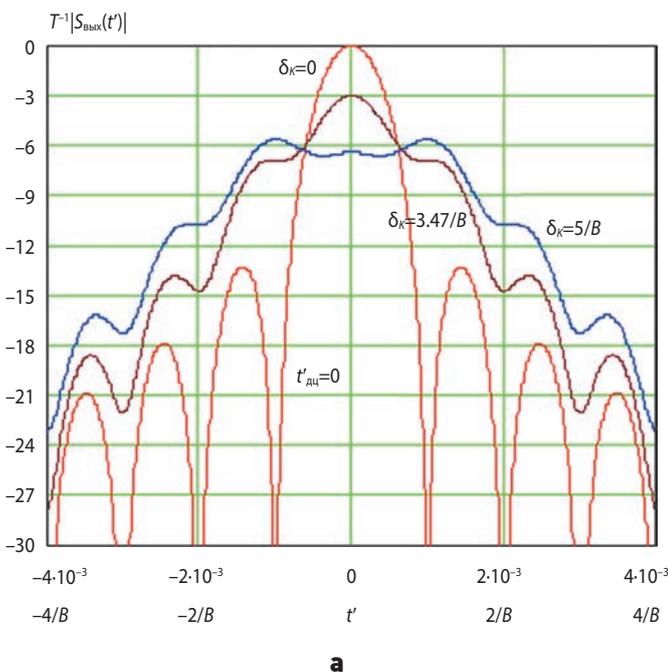
Следовательно,

$$s_{\text{вых}}(t) = \text{rect}\left(\frac{t+T/2}{T}\right) \int_{-T/2}^{t+T/2} f(t, u) du + \text{rect}\left(\frac{t-T/2}{T}\right) \int_{t-T/2}^{T/2} f(t, u) du. \quad (5)$$

Поясним процедуру разбиения интеграла (5) на две части. При изменении аргумента t в интервале от $-T$ до 0 числитель функции $\text{rect}\left(\frac{t+T/2}{T}\right)$ в первом слагаемом

изменяется в интервале от $-T/2$ до $T/2$, сама же функция $\text{rect}(\cdot)$ на этом интервале окажется равной 1.

Поэтому при $-T \leq t \leq 0$ интегрирование по u должно проводиться в соответствии с функцией $t+T/2$, т.е. от $-T/2$ до текущего значения $t+T/2$. Во втором слагаемом функция $\text{rect}(\cdot)$ принимает значение 1 при изменении параметра t в интервале $0 \leq t \leq T$. Поэтому верхний предел интегрирования фиксирован и равен $T/2$, а нижний изменяется вслед за изменением параметра t , а именно, как $t-T/2$. Заметим, что полный интервал корреляции $-T \leq t \leq T$, как и следовало ожидать, имеет длительность $2T$.



а – $t'_{\text{дц}} = 0$; **б** – $t'_{\text{дц}} = 0.2$.

рисунок 4. Зависимости нормированной функции отклика от нормированного к длительности импульса времени при трёх значениях δ_K

Нормируем временные переменные t , t_d и u к длительности импульса T , тогда неопределённый интеграл от функции $f(t, u)$ принимает следующий табличный вид, который имеет явное выражение

$$I(u) = \int e^{j(au^2 + bu + c)} du = 2\sqrt{\pi/a} \exp \left[j \left(\frac{b^2}{4a} + c + \frac{\pi}{4} \right) \right] \times \operatorname{erf} \left(\frac{b + 2au}{2\sqrt{ja}} \right),$$

где $a = \pi B \delta_K$;

$$b = 2\pi B [t' - t'_{\text{дц}}(1 + \delta_K)];$$

$$c = \pi B [t'_{\text{дц}}{}^2(1 + \delta_K) - t'^2];$$

$$\operatorname{erf}(x) = \frac{\sqrt{\pi}}{2} \int_0^x e^{-t^2} dt - \text{гауссов интеграл ошибки};$$

$B = K_d T^2$ – база сигнала с ЛЧМ.

В этих соотношениях под t' и $t'_{\text{дц}}$ понимаются их нормированные значения. Определяя $I(u)$ на верхних и нижних пределах, указанных в выражении (5), окончательно получаем

$$T^{-1} [s_{\text{вых}}(t')] = 2\sqrt{\pi/a} \exp \left[j \left(\frac{b^2}{4a} + c + \frac{\pi}{4} \right) \right] \times \left\{ \operatorname{rect} \left(\frac{t' + 0.5}{1} \right) [I(t' + 0.5) - I(-0.5)] + \operatorname{rect} \left(\frac{t' - 0.5}{1} \right) [I(0.5) - I(t' - 0.5)] \right\}.$$

Положим $B = 1000$, зададим три значения $\delta_K = 0$, $3.47/B$ и $5/B$, а также два значения нормированного значения доплеровского центроида, заданного во временной области $t'_{\text{дц}} = f_{\text{ц}}/(K_d T) = f_{\text{дц}}/B$, а именно, $t'_{\text{дц}} = 0$ и 0.2 . Результаты расчёта представлены на рисунке 4.

Видим, что при нулевом значении $f_{\text{дц}}$, наличии отклонения значения K_d в принимаемом эхосигнале от номинальной величины и при использовании согласованного фильтра, в котором не учитывается это обстоятельство, возникает искажение функции отклика, вызванное квадратичной фазовой ошибкой $\Delta\varphi = 2\pi\delta_K B t'^2$. Так, при $B = 1000$ и $\delta_K \approx 0.35\%$ значение нормированной ФО снижается на 3 дБ. Наблюдается также её расширение, что приведёт к ухудшению разрешающей способности РСА. Отклонение доплеровского центроида от номинального значения приведёт не только к сдвигу по времени максимума ФО на $t_{\text{дц}}$, но и к снижению его значения. Если, кроме того, возникнет вариация δ_K , то произойдет дополнительный сдвиг максимума ФО по времени и дополнительное снижение его уровня.

3. Влияние ориентации платформы на азимутальную функцию отклика

Проведённые выше оценки сделаны при заданных значениях B , $t_{\text{дц}}$ и δ_K . На практике необходимо определить конкретные допустимые значения углов крена, тангажа и рыскания, при которых возникает приемлемое по эксплуатационным требованиям ухудшение поведения азимутальной функции отклика. Приступим к анализу. Пусть с помощью кеплеровской модели в некоторый момент времени в ГСК определены векторы положения, скорости и ускорения платформы, а также с помощью методики, описанной в работе (Петров А.С. и др., 2023), выбрано такое направление вектора \mathbf{t} нацеливания максимума ДН антенны на земную поверхность. Причём, $f_{\text{дц}} = 0$, а орты платформы

$$[\mathbf{E}] = (\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z)^T.$$

Кроме того,

$$\mathbf{e}_z = \mathbf{t},$$

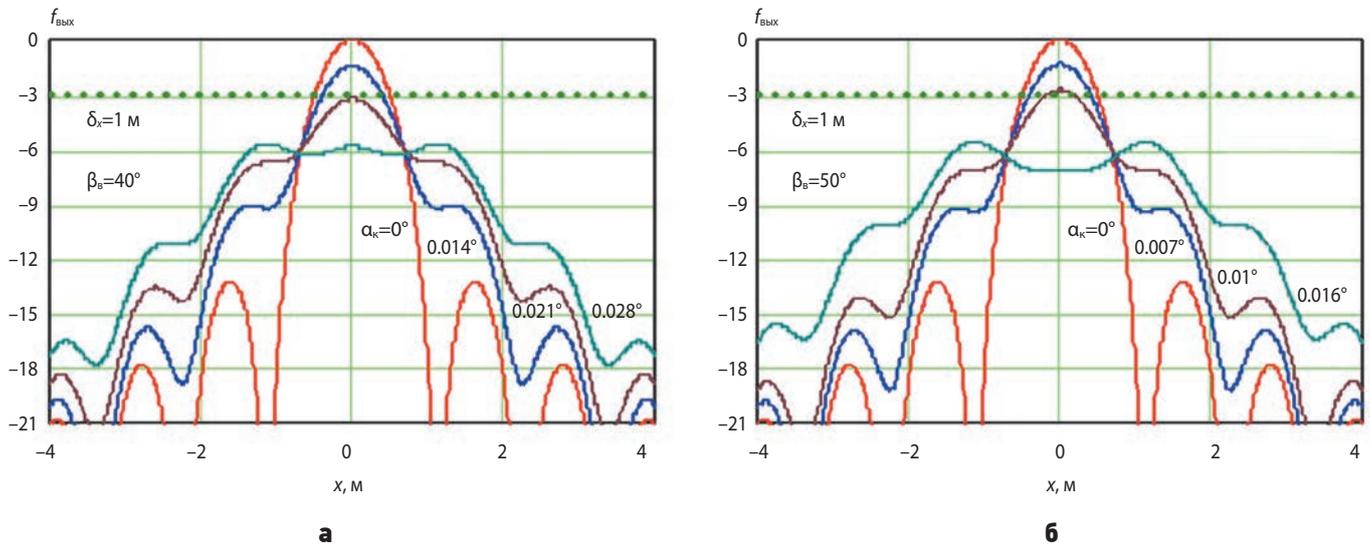
а $\mathbf{e}_x = \mathbf{V}_n / |\mathbf{V}_n|$. Тогда при заданных значениях углов рыскания $\alpha_p = \delta z$, тангажа $\alpha_t = \delta u$ и крена $\alpha_k = \delta x$ с помощью соотношений (3) определяется новая ориентация ортов платформы и новое направление вектора нацеливания \mathbf{t}' . С помощью формулы (1) определяется значение $f_{\text{дц}}$, а с помощью формулы (2) и учёта формулы (4) рассчитываются значения K_d и K_d' при исходном нацеливании \mathbf{t} и скорректированном \mathbf{t}' соответственно, тогда $\delta_K = (K_d' - K_d) / K_d$.

Далее, из кеплеровской модели в ГСК определяется скорость движения платформы V_0 относительно цели. И если задано требуемое значение азимутального разрешения РСА δ_x , то ширина полосы частот доплеровского спектра определится как $\Delta f_d = V_0 / \delta_x$. С другой стороны, $\Delta f_d = K_d T$ и, следовательно, $T = \Delta f_d / K_d = V_0 / (K_d \delta_x)$. База сигнала с ЛЧМ $B = K_d T^2 = V_0^2 / (K_d \delta_x^2)$. Доплеровскому центроиду во временной области соответствует момент $t_{\text{дц}} = f_{\text{дц}} / K_d$. Нормированное время $t' = t/T$, поэтому $t = t' T = t' V_0 / (K_d \delta_x)$. От нормированного времени можно следующим образом перейти к азимутальной пространственной координате

$$x = t V_0 = t' V_0^2 / (K_d \delta_x).$$

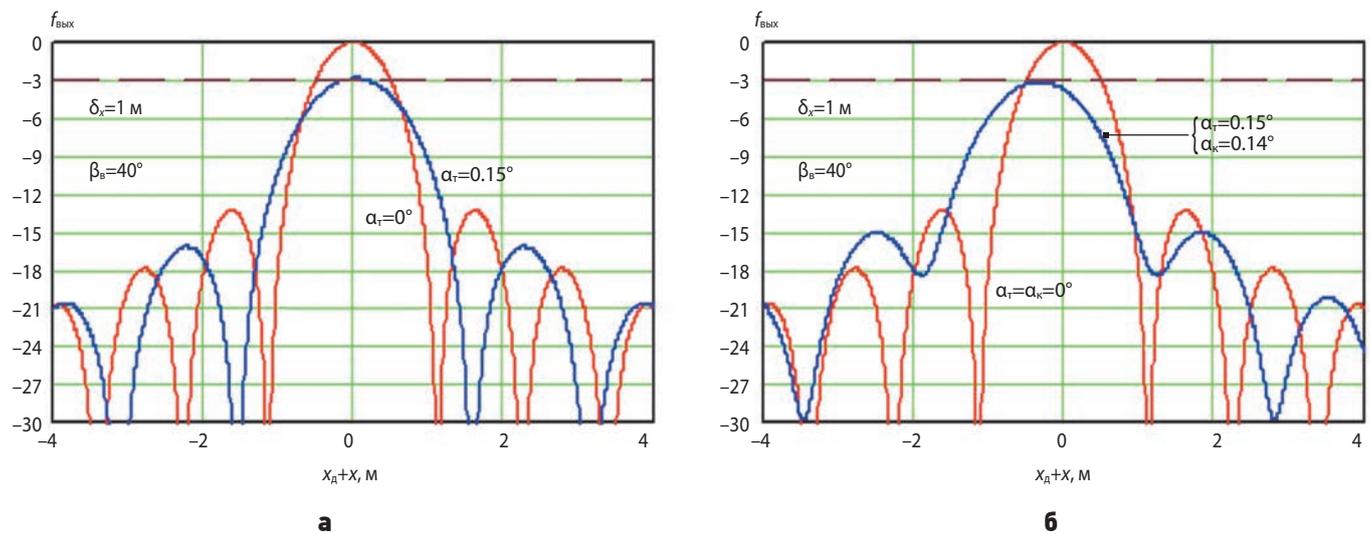
Приведём примеры с результатами оценки влияния угловой ориентации платформы на нормированную азимутальную функцию отклика. Положим высоту полёта платформы $h = 600$ км. Примем значение скорости движения следа ДН антенны на земной поверхности $V_0 = 7.6$ км/с. Зададим углы визирования $\beta_b = 40^\circ$ и 50° , а также значение азимутального разрешения $\delta_x = 1$ м. Зафиксируем, кроме того, нулевые значения углов рыскания и тангажа, а после этого станем изменять угол крена.

ВЛИЯНИЕ ОРИЕНТАЦИИ ПЛАТФОРМЫ НА ДОПЛЕРОВСКИЕ ПАРАМЕТРЫ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ И СИГНАЛ НА ВЫХОДЕ СОГЛАСОВАННОГО ФИЛЬТРА



а – $\beta_b=40^\circ$; **б** – $\beta_b=50^\circ$.

рисунок 5. Зависимость нормированной азимутальной функции отклика от пространственной координаты при нескольких значениях угла крена и двух значениях угла визирования β_b



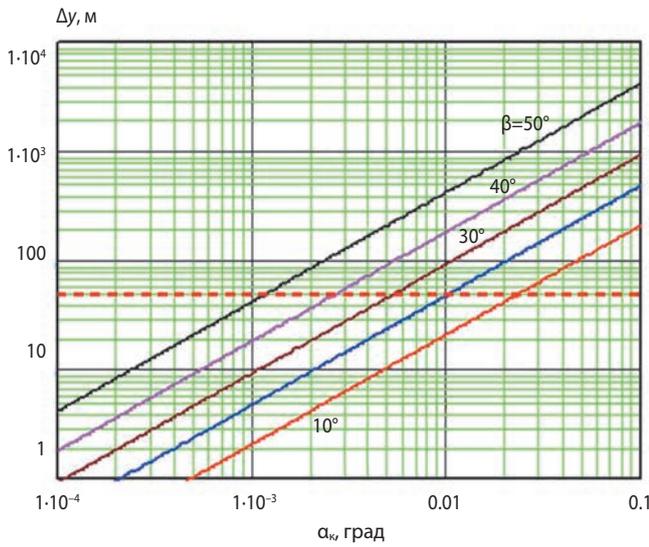
а – угла тангажа; **б** – углов тангажа и крена;

рисунок 6. Зависимость нормированной азимутальной функции отклика от пространственной координаты при изменении

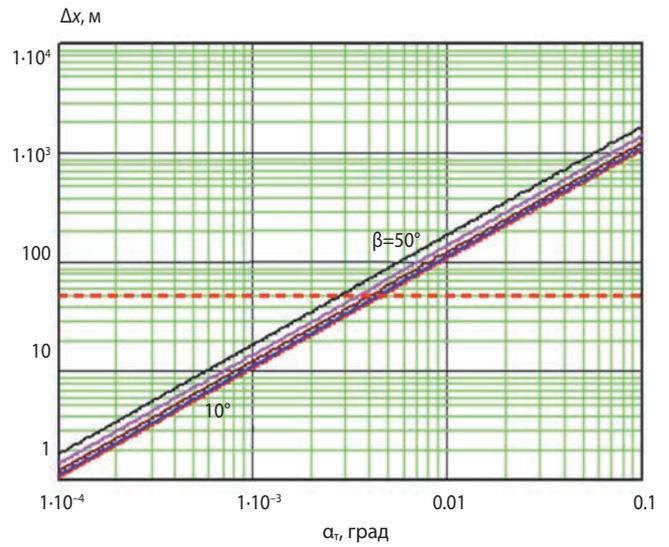
Зависимости нормированной азимутальной функции отклика от пространственной координаты при нескольких значениях угла крена α_k и двух значениях угла визирования β_b представлены на рисунке 5. Видим, что при увеличении угла визирования придется ужесточить требования, предъявляемые к допусжаемому угловому крену платформы. А именно, при значениях $\beta_b=50^\circ$ и $\alpha_k=0.01^\circ$ максимум уровня функции отклика снижается на 3 дБ. Следует также обратить внимание на её ширину по уровню 3 дБ и уровень боковых лепестков. Оба параметра ухудшаются при увеличении α_k . Судя по результатам, полученным в данном примере, ошибка ориентации платформы по углу крена

не должна превышать 0.005° . Альтернативный вариант решения проблемы состоит в том, чтобы на практике с высокой точностью определялось реальное значение угла крена платформы. Затем при синтезе апертуры из банка согласованных фильтров следует выбрать тот из них, который обеспечивает компенсацию заданного углового крена, а по сути значения скорости изменения доплеровской частоты K_d .

Вместе с тем, при увеличении допустимого значения азимутального разрешения и при уменьшении угла визирования требования по допустимому значению углового крена могут быть существенно ослаблены.



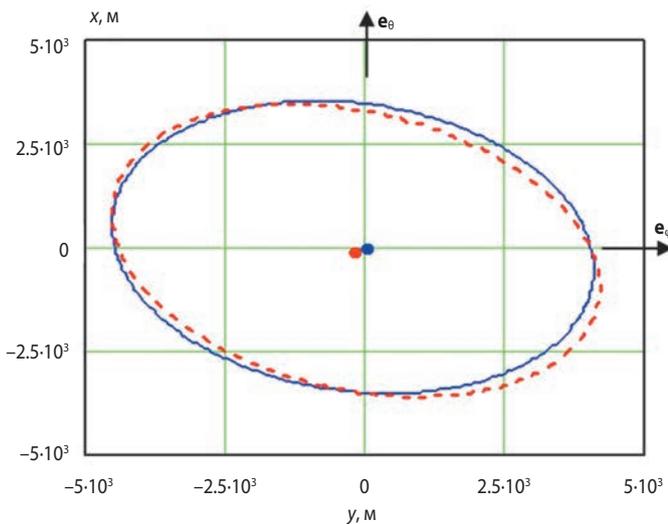
а



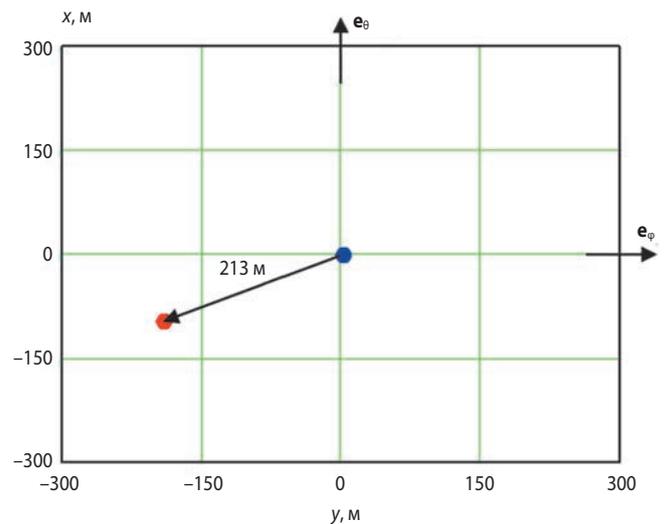
б

а – угла крена; **б** – угол тангажа.

рисунок 7. Зависимости отклонения от номинального положения точки пересечения максимума ДН антенны с земной поверхностью при изменении ориентации платформы по углам



а



б

а – укрупненная масштабная сетка; **б** – уменьшенная масштабная сетка.

рисунок 8. След ДН антенны на земной поверхности с ограничением по уровню 3 дБ при $\alpha_k = \alpha_t = 0^\circ$ – синий цвет и $\alpha_k = \alpha_t = 0.01^\circ$ – красный цвет, пунктир; при разной масштабной сетке

Теперь положим $\alpha_k = \alpha_p = 0^\circ$ и станем изменять угол α_t . Возникнут: пространственный сдвиг положения ФО $x_{дц} = (f_{дц}/K_d)V_0$, снижение уровня её максимума (при $\alpha_t = 0.15^\circ$, например, на 3 дБ), а также расширение её по уровню 3 дБ, рисунок 8а). Дополнительное отклонение платформы на угол крена приводит не столько к снижению уровня ФО, сколько к сдвигу её центра, рисунок 8б). Углы рыскания мало влияют на ФО при изменении их в интервале $\pm 1^\circ$.

4. Изменение расположения и ориентации следа ДН антенны на земной поверхности

Значения отклонений максимума следа ДН на земной поверхности при изменении ориентации платформы по углам крена и тангажа приблизительно оцениваются с помощью следующих соотношений: $\Delta x \approx R(\beta)\alpha_t$ и $\Delta y \approx R'_\beta \alpha_k / \cos\beta$ соответственно. Результаты расчётов при высоте полёта платформы 600 км представлены на рисунке 7.

Видим, для того, чтобы отклонения по этим углам не превышали 100 м, углы рыскания и тангажа должны составлять единицы тысячных долей градуса. Замечаем, что значение Δu характеризуется более сильной зависимостью от угла визирования, чем Δx .

Используем методику построения следа ДН антенны на земной поверхности, описанную в статье (Занин К.А. и др., 2023). Положение следа определяется совокупностью точек $\mathbf{R}_{\text{ДН}}$, заданных в ГСК. В точке нацеливания $\mathbf{R}_{\text{ц}}$ находим орты сферической системы координат \mathbf{e}_{θ} и \mathbf{e}_{φ} . Проецируем $\mathbf{R}_{\text{ДН}}$ на плоскость, формируемую этими ортами $\mathbf{R}'_{\text{ДН}}=[(\mathbf{R}_{\text{ДН}}\mathbf{e}_{\theta}),(\mathbf{R}_{\text{ДН}}\mathbf{e}_{\varphi})]$. В данной прямоугольной системе координат направления ортов \mathbf{e}_{θ} и \mathbf{e}_{φ} соответствуют направлениям меридианов и параллелей в ССК.

В отличие от антенны с прямоугольной апертурой, нормированная ДН которой описывается функцией

$$F_{\text{н}}(\theta, \varphi) = \text{sinc}[\pi(L_x/\lambda)\sin(\theta)\cos(\varphi)] \text{sinc}[\pi(L_y/\lambda)\sin(\theta) \times \sin(\varphi)],$$

нормированная ДН антенны с круглой апертурой имеет следующий вид:

$$F_{\text{к}}(\theta) = 2J_1(\pi x)/(\pi x),$$

где $J_1(x)$ – функция Бесселя первого рода первого порядка; $x=(D_a/\lambda)\sin(\theta)$.

Очевидно ДН антенны с круглой апертурой не зависит от угла φ . Из этих соотношений следует, что по уровню 3 дБ ширина ДН антенны с прямоугольной апертурой $\Delta\theta_{x,y} \approx 0.886(\lambda/L_{x,y})$, тогда как для антенны с круглой апертурой $\Delta\theta_{\text{к}} \approx 1.03(\lambda/D_a)$. И при одинаковых размерах диаметра антенны и размера стороны апертуры антенны с прямоугольной апертурой получаем отношение $\Delta\theta_{\text{к}}/\Delta\theta_{\text{п}} = 1.16$.

Пусть для примера платформа летит на высоте $h_{\text{п}}=600$ км диаметр антенны с круглой апертурой $D_a=3.5$ м, $\lambda=0.03$ м, угол визирования $\beta=35^\circ$; угол наклона орбиты 98° , её эксцентриситет 0.001, средняя аномалия $M=47^\circ$. Результаты расчёта представлены на рисунке 8 при $\alpha_{\text{к}}=\alpha_{\text{т}}=0^\circ$ и при $\alpha_{\text{к}}=\alpha_{\text{т}}=0.01^\circ$; в обоих случаях $\alpha_{\text{р}}=0^\circ$. На этом рисунке оси прямоугольной декартовой системы координат совпадают по направлению с ортами \mathbf{e}_{θ} и \mathbf{e}_{φ} локальной сферической системы координат.

ВЫВОДЫ

Применяя модель, позволяющую выявить такую пространственную ориентацию платформы с РСА, при которой обеспечивается нулевое значение доплеровского центроида, можно определить влияние вариации ориентации платформы относительно её номинального положения по углам крена, тангажа и рыскания на результаты согласованной фильтрации азимутальной составляющей эхосигнала. Использование фильтра, согласованного с параметрами

номинального эхосигнала при фильтрации реального сигнала, возмущенного вследствие вариации угловой ориентации платформы, приведет к искажению азимутальной функции отклика. В том числе произойдут: расширение её главного лепестка по уровню 3 дБ, снижение уровня максимума и сдвиг его положения, увеличение уровня боковых лепестков. Разработанные алгоритмы и программное обеспечение для персональной ЭВМ позволяют анализировать характер возникающих искажений наряду с использованием других методов, например, алгоритмов автофокусировки (Петров А.С., 2020), что даёт возможность скорректировать параметры согласованного фильтра и улучшить качество обработки радиолограммы РСА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Дёмин Д.С., Макаров В.П., Самойлов С.Ю., Петров А.С. Современные зарубежные системы мини- и микро-спутниковых космических миссий радиолокаторов с синтезированной апертурой РСА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 70-78.

Занин К.А., Москатынъев И.В., Демидов А.Ю. Разработка обобщённых критериев разрешающей способности для различных типов космических систем наблюдения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 1. С. 12-20.

Петров А.С. Моделирование доплеровских параметров космических радиолокаторов с синтезированной апертурой // Успехи современной радиоэлектроники. 2020. Т. 74, № 7. С. 18-31.

Петров А.С., Назаров А.Е., Макаров В.П. Обнуление доплеровского центроида при работе космических систем дистанционного зондирования Земли // Успехи современной радиоэлектроники. 2023. Т. 77, № 1. С. 51-59.

Cumming I.G., Wong F.H. Digital Processing of Synthetic Aperture Radar Data. Artech House. 2005. 642 p.

Curlander J.C., McDonogh R.N. Synthetic aperture radar. Systems and signal processing. Wiley. 1991. 647 p.

Fiedler H., Boerner E., Mittermayer J., Krieger G. Total Zero Doppler Steering – A New Method for Minimizing the Doppler Centroid // IEEE Geoscience And Remote Sensing Letters. 2005. Vol. 2, № 2. P. 141-145.

Younis M., Rommel T., Bordononi F., Krieger G. et al. On the Pulse Extension Loss in Digital Beamforming SAR // IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters. 2015. Vol. 12, № 7. P. 1436-1440.

Статья поступила в редакцию 14.03.2025

Статья после доработки 25.03.2025

Статья принята к публикации 23.05.2025

РЕЖИМЫ ОБРАБОТКИ И ВЫВОД КРИТЕРИЕВ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВУХФАЗНОГО РАЗРУШЕНИЯ КОНСТАНТАНОВОЙ ФОЛЬГИ ИМПУЛЬСНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ РЕЗИСТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ НАГРЕВАТЕЛЕЙ



П.А. Вятлев¹,
кандидат технических наук,
vyatlev@laspac.ru;
P.A. Vyatlev

В статье рассматриваются режимы обработки и определяются математические критерии длительности импульса, которые будут использоваться при построении математической модели двухфазного разрушения константановой фольги импульсным лазерным излучением в наносекундном диапазоне длительности импульсов при изготовлении резистивных элементов электрических нагревателей.

Ключевые слова:
лазерное излучение;
длительность импульса;
режим обработки;
константан;
математическая модель.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.009

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

PROCESSING MODES AND CRITERIA DERIVATION AIMED AT THE MATHEMATICAL MODELING OF CONSTANTAN FOIL TWO-PHASE DESTRUCTION BY PULSED LASER RADIATION DURING THE ELECTRIC HEATERS' RESISTIVE ELEMENTS MANUFACTURING



А.Г. Шеманов¹,
аспирант,
shemanovag@laspac.ru;
A.G. Shemanov

The article discusses the processing modes and defines mathematical criteria for pulse duration, to be used in mathematical modeling of two-phase destruction of constantan foil by pulsed laser radiation in the nanosecond pulse duration range during the electric heaters' resistive elements manufacturing.

Keywords:
laser radiation;
pulse duration;
processing mode,
constantan;
mathematical model.

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

ВВЕДЕНИЕ

Для размерной обработки константановой фольги при изготовлении резистивных элементов (РЭ) электрических фольговых нагревателей (НЭФ) космических аппаратов в АО «НПО Лавочкина» авторами предложено использовать излучение лазеров наносекундной длительности импульсов (Вятлев П.А., Шеманов А.Г., 2023). Физические процессы, происходящие при взаимодействии инфракрасного лазерного излучения с константаном при изготовлении РЭ подробно рассмотрены авторами в предыдущей статье (Вятлев П.А., Шеманов А.Г., 2024). С целью реализации предложения по лазерной обработке фольги из константана авторами планируется разработка математической модели двухфазного разрушения константановой фольги на подложке из арамидной ткани, пропитанной лаком ЭП-730 (на основе эпоксидной смолы), наносекундными импульсами инфракрасного лазерного излучения в многопроходном режиме обработки. При использовании данной модели разрушение и удаление фольги с поверхности подложки происходит за счёт процессов плавления и испарения металла. В дальнейшем на основе данной модели предполагается разработка методики проектирования и изготовления резистивных элементов из константана тонких металлопленочных нагревателей с использованием лазерного излучения.

Целью построения математической модели является определение оптимальных значений параметров лазерного излучения для удаления константановой фольги при изготовлении резистивного элемента НЭФ по заранее рассчитанному топологическому рисунку (Вятлев П.А., Шеманов А.Г. и др., 2020) в многопроходном режиме лазерной обработки.

Прежде чем непосредственно переходить к построению математической модели разрушения константановой фольги наносекундными импульсами лазерного излучения, необходимо рассмотреть ряд особенностей импульсного лазерного нагрева и удаления металла и на их основе вывести математические критерии по следующим параметрам: длительность лазерного импульса при объёмном распространении тепла, частота следования лазерных импульсов, плотность мощности лазерного излучения, скорость сканирования лазерного луча, а также ряд теплофизических ограничений, принимаемых при проведении расчётов в математической модели.

В данной статье будут рассмотрены режимы обработки константановой фольги импульсным лазерным излучением и определены математические критерии для вычисления длительности импульса лазерного излучения при распространении тепловой энергии лазера в вертикальном направлении, т.е. в направлении подложки, и при боковом распространении тепла в константановой фольге.

1. Режимы лазерной обработки константановой фольги

Формирование топологического рисунка в константановой фольге РЭ НЭФ происходит за счёт удаления константана с поверхности подложки под воздействием лазерных импульсов в требуемых зонах, при этом каждый последующий лазерный импульс смещается относительно предыдущего на некоторое расстояние S (рисунок 1), определяемое требованиями к качеству изготовления РЭ.

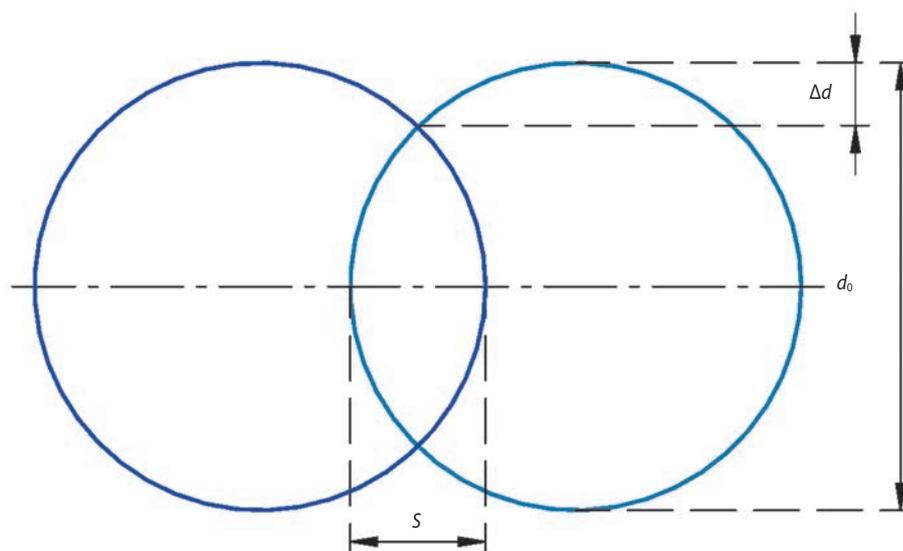


рисунок 1. Зоны облучения на поверхности металла двумя следующими друг за другом лазерными импульсами

Диаметр лазерного луча на поверхности металла d_0 , размер зоны перекрытия импульсов S или допуск на ширину реза Δd задаются в качестве исходных данных при построении математической модели разрушения константана и определяются в зависимости от характеристик и требований к качеству изготовления конкретного РЭ.

Удаление константановой фольги с поверхности подложки при изготовлении резистивного элемента НЭФ может выполняться как за один проход лазерного луча по заранее определенному контуру на поверхности фольги, так и за несколько лазерных проходов.

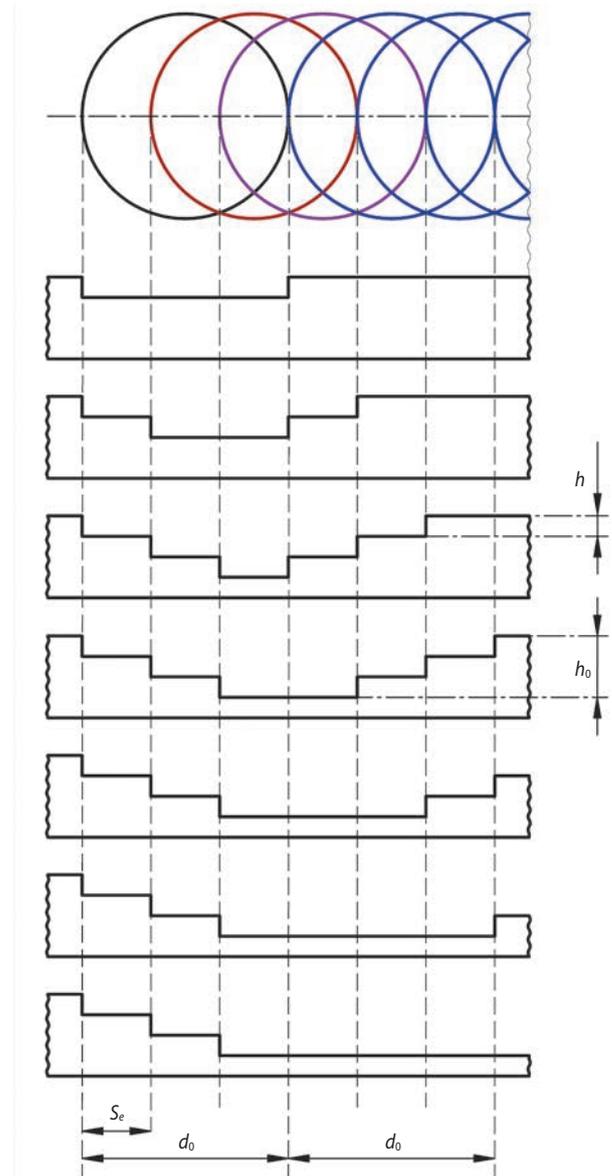
При однопроходном режиме используются значительные уровни плотности мощности лазерного импульса, достаточные для удаления константановой фольги с поверхности подложки за один импульс. Однако при этом за время воздействия импульса температура фольги достигает очень больших значений, при которых неизбежно возникает значительное термическое повреждение подложки, а также повреждение и отслоение фольги в областях, прилегающих к зоне облучения.

Поэтому для изготовления качественных РЭ НЭФ предлагается использовать многопроходный режим разрушения константана, который заключается в многократном облучении фольги лазерными импульсами с более низкими плотностями мощности в заданных к удалению зонах. При этом количество проходов по заданному контуру на поверхности фольги зависит от толщины фольги, характеристик лазера и требований к качеству изготовления определенного РЭ НЭФ и будет вычисляться в математической модели лазерной обработки конкретного РЭ.

В результате многократного облучения константановой фольги импульсным лазерным излучением в многопроходном режиме её толщина уменьшается в зоне воздействия кратно объёму материала, испарённого за один импульс. Перемещение лазерного луча по поверхности металлической структуры приводит к смещению области облучения от импульса к импульсу на некоторую величину $S_{см}$, которую вычислим по формуле

$$S_{см} = d_0 - S.$$

Схематично смещение лазерных импульсов на поверхности заготовки РЭ НЭФ и этапы истончения фольги показаны на рисунке 2, на котором видно, что в начальный момент истончение фольги происходит неравномерно, а окончательная толщина испарённого слоя образуется в результате падения n -импульсов лазерного излучения на единицу длины, равную диаметру лазерного пятна d_0 . Исходя из вышесказанного, вычисляем количество импульсов, попавших на участок фольги длиной d_0 :



рисунк 2. Схема и разрез фольги после воздействия семи импульсов одного прохода лазера

$$n = \frac{d_0}{S_{см}}.$$

Толщину слоя фольги h , испаряющуюся при воздействии на фольгу одного импульса лазерного излучения, можно вычислить по приведённой формуле (Левинсон Г.Р., Смигла В.И., 1976):

$$h = \frac{(q_n - q_{пни}) A_1 \tau}{L_{1кпн} \rho_1}.$$

где $q_{пни}$ – плотность мощности начала испарения (в импульсе); q_n – плотность мощности в одном импульсе; A – коэффициент поглощения лазерного излучения константаном; τ – длительность лазерного импульса; $L_{1кпн}$ – теплота кипения константана; ρ_1 – плотность константана.

Соответственно толщина слоя фольги h_n , удаляемая за один проход, т.е. испаряющаяся при облучении металла n -импульсами лазерного излучения вычисляется по формуле

$$h_n = n \frac{(q_n - q_{\text{мин}}) A_1 \tau}{L_{\text{кин}} \rho_1}, \quad (1)$$

где n – количество импульсов, падающих на отрезок длиной, равной диаметру лазерного пятна d_0 .

Вследствии того, что периметр резистивного элемента НЭФ представляет собой замкнутый контур (Вятлев П.А., Шеманов А.Г. и др., 2022), использование формулы (1) будет справедливым для расчёта удаляемого объёма металла в любой области облучения, кратной диаметру лазерного пятна d_0 при одном проходе лазера.

Для последующих проходов в рассматриваемой математической модели будут рассчитываться новые значения длительности лазерного импульса, плотности мощности лазерного излучения, частоты следования лазерных импульсов, скорости сканирования лазерного луча и других параметров лазерного излучения в зависимости от оставшейся после текущего прохода лазера толщины фольги.

2. Определение критериев для вычисления длительности импульса лазерного излучения при лазерной обработке константановой фольги

При воздействии электромагнитной волны на константановую фольгу, энергия, поглощённая металлом, преобразуется в тепло, которое распределяется по объёму фольги. Для получения количественных оценок параметров лазерного излучения рассмотрим двухмерную задачу распространения теплового потока в металле в направлении подложки и при боковом распространении тепла.

Далее будет произведён вывод критериев для вычисления длительности импульса лазерного излучения с учётом вышеуказанного распространения тепла по объёму константановой фольги.

2.1. Критерий для вычисления длительности импульса лазерного излучения при распространении тепла в константановой фольге в направлении подложки

Поглощённая константановой фольгой энергия лазерного излучения распределяется между фольгой и подложкой в соответствии с их теплофизическими

свойствами и длительностью импульса лазерного излучения. Следовательно, одновременно с процессом удаления константановой фольги неизбежно происходит нагрев поверхностного слоя подложки. Для минимизации воздействия лазерного излучения на подложку и избегания её разрушения, необходимо учитывать эту особенность при определении временных и энергетических характеристик лазерного излучения.

Для анализа распределения тепловой энергии между фольгой и подложкой будем использовать параметр γ (Либенсон М.Н., 1968), представляющий собой соотношение объёмных теплоёмкостей константановой фольги и прогретого слоя подложки за время импульса τ , то есть отражает распределение поглощённой и преобразованной в тепло энергии электромагнитной волны между фольгой и подложкой:

$$\gamma = \frac{\rho_1 c_1 h_1}{\rho_2 c_2 \sqrt{a_2 \tau}} = \frac{E_1}{E_2}, \quad (2)$$

где ρ_1 – плотность константановой фольги; ρ_2 – плотность подложки (эпоксидной смолы); c_1 – удельная теплоёмкость константановой фольги; c_2 – удельная теплоёмкость подложки (эпоксидной смолы); a_2 – температуропроводность подложки (эпоксидной смолы); τ – длительность лазерного импульса; h_1 – толщина константановой фольги; E_1 и E_2 – количество энергии, поглощённой фольгой и подложкой соответственно.

Расчёт по формуле (2) позволяет оценить влияние длительности импульса τ и толщины фольги h_1 на значение параметра γ . Так, при толщине константановой фольги 10 мкм и $\tau = 10^{-3}$ с (миллисекундный диапазон) параметр γ принимает значение 2,36 и, следовательно, порядка 70% энергии поглощается константаном, а 30% энергии отводится в подложку:

$$\gamma = \frac{8900 \cdot 377 \cdot 10 \cdot 10^{-6}}{1180 \cdot 900 \cdot \sqrt{1,8 \cdot 10^{-7} \cdot 10^{-3}}} = 2,36.$$

Аналогичные расчёты для длительностей импульса 10^{-6} с (микросекундный диапазон) и 10^{-9} с (наносекундный диапазон) показывают, что при значениях параметра γ 75,22 и 2357,7 в подложку отводится 1,3% и 0,04% энергии соответственно. Проведя расчёты при тех же значениях длительностей лазерного импульса и толщине фольги 100 нм, получены значения параметра γ 0,0236, 0,0745 и 23,6, что соответствует отводу 98%, 93% и 4% тепла в подложку соответственно. Из проведённых расчётов видно, что чем больше значение параметра γ , тем меньшее количество энергии отводится в подложку.

Основываясь на результатах расчётов, с точки зрения энергоэффективности и необходимости минимального теплового воздействия на подложку для предотвращения её повреждения, видится целесообразным производить обработку константановой фольги импульсами лазерного излучения, для которых выполняется условие:

$$\gamma \geq 100, \quad (3)$$

то есть в подложку отводится не более 1% поглощённой тепловой энергии. Учитывая условие (3), выводим первый критерий (формулу), позволяющий определить максимальное значение длительности импульса $\tau_{\text{нд}}$ при толщине фольги h_1 с целью ограничения воздействия тепла на подложку:

$$\tau_{\text{нд}} = \frac{h_1^2}{10^4 a_2} \cdot \left(\frac{\rho_1 c_1}{\rho_2 c_2} \right)^2. \quad (4)$$

В математической модели при определении длительности импульса лазерного излучения по формуле (4) необходимо учитывать возможности технологического оборудования, так как расчётное значение $\tau_{\text{нд}}$ может выйти за пределы технических возможностей лазерного излучателя.

2.2. Критерий для вычисления длительности импульса лазерного излучения при боковом распространении тепла в константановой фольге

При определении критерия, учитывающего боковое распространение тепла, рассматривается объём константановой фольги, в котором за время, равное длительности импульса лазерного излучения τ , установилось тепловое равновесие между электронным газом и кристаллической решёткой, то есть протекают равновесные процессы (*Вятлев П.А., Шеманов А.Г., 2024*).

Площадь, через которую тепло распространяется в глубь металла, равна πr^2 , где r – радиус лазерного пятна на поверхности фольги. Площадь поверхности, через которую тепло растекается в бок, равна $2\pi r \sqrt{a_1 \tau}$, где $\sqrt{a_1 \tau}$ – расстояние от поверхности константановой фольги, на котором за время τ установилось тепловое равновесие (*Анисимов С.И. и др., 1970*). С целью локализации области теплового воздействия на константановую фольгу, учёта энергоэффективности при обработке и минимального термического воздействия на области фольги, прилегающие к зоне облучения, для исключения их повреждения принимаем, что:

$$\pi r^2 \gg 2\pi r \sqrt{a_1 \tau},$$

где a_1 – температуропроводность константановой фольги; \gg – не менее чем в десять раз.

Таким образом, длительность лазерного импульса должна отвечать следующему условию:

$$\tau \ll \frac{r^2}{4a_1}. \quad (5)$$

Учитывая условие (5) выводим следующий критерий для определения максимально возможного значения длительности импульса τ_6 с целью ограничения бокового распространения тепла в константановой фольге:

$$\tau_6 = \frac{r^2}{400 \cdot a_1}. \quad (6)$$

При определении длительности импульса лазерного излучения по критерию (6) также необходимо учитывать рабочий диапазон длительности импульса лазерного излучателя.

2.3. Анализ приоритетности критерия для определения длительности импульса лазерного излучения

Проведём численный анализ приоритета между критериями $\tau_{\text{нд}}$ (4) и τ_6 (6), по одному из которых будет вычисляться длительность импульса лазерного излучения. В качестве исходных данных принимаем следующие ограничения: диапазон возможных значений длительности импульса лазерного излучателя в наносекундном диапазоне от 2 нс ($\tau_{\text{мин}}$) до 350 нс ($\tau_{\text{макс}}$), диаметр лазерного пятна $d_0=40$ мкм, толщина константановой фольги 10 мкм и производим вычисления в соответствии с вышеуказанными критериями:

$$\tau_{\text{нд}} = \frac{100 \cdot 10^{-12}}{10^4 \cdot 1,8 \cdot 10^{-7}} \left(\frac{8900 \cdot 377}{1180 \cdot 900} \right)^2 \approx 555 \text{ нс},$$

$$\tau_6 = \frac{400 \cdot 10^{-12}}{400 \cdot 0,06 \cdot 10^{-4}} \approx 166 \text{ нс}.$$

Из произведённых расчётов видно, что значение $\tau_{\text{нд}}$ больше максимально возможного порогового значения длительности импульса $\tau_{\text{макс}}$, а значение τ_6 попадает внутрь диапазона, определяемого техническими возможностями лазерного излучателя. Следовательно, критерий (6) имеет более высокий приоритет, чем критерий (4), и длительность импульса при текущем проходе лазера вычисляется по формуле (6). При этом следует отметить, что значение τ_6 не изменяется в течение всего процесса обработки фольги.

Как было отмечено выше, в модели двухфазного разрушения константановой фольги используются многопроходные режимы обработки, за каждый проход удаляется некоторая часть от полной толщины металла. По мере истончения фольги и достижения толщины металлического слоя значения 5,47 мкм,

РЕЖИМЫ ОБРАБОТКИ И ВЫВОД КРИТЕРИЕВ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВУХФАЗНОГО РАЗРУШЕНИЯ КОНСТАНТАНОВОЙ ФОЛЬГИ ИМПУЛЬСНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ РЕЗИСТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ НАГРЕВАТЕЛЕЙ

длительность импульса лазерного излучения $\tau_{\text{пл}}$ принимает следующее значение:

$$\tau_{\text{пл}} = \frac{29,92 \cdot 10^{-12}}{10^4 \cdot 1,8 \cdot 10^{-7}} \left(\frac{8900 \cdot 377}{1180 \cdot 900} \right)^2 \approx 166 \text{ нс},$$

то есть сравнивается со значением τ_6 и соответственно сравнивается приоритетность обоих критериев.

При последующих проходах лазера и истончении фольги до 3 мкм значение $\tau_{\text{пл}}$ становится меньше, чем τ_6 , но остается внутри диапазон возможных значений длительности импульса:

$$\tau_{\text{пл}} = \frac{9 \cdot 10^{-12}}{10^4 \cdot 1,8 \cdot 10^{-7}} \left(\frac{8900 \cdot 377}{1180 \cdot 900} \right)^2 \approx 50 \text{ нс},$$

то есть теперь равенство (4) имеет высший приоритет над равенством (6) и для текущего прохода в модели разрушения длительность импульса вычисляется по формуле (4).

По достижении толщиной фольги значения 0,6 мкм $\tau_{\text{пл}}$ сравнивается по значению с $\tau_{\text{мин}}$:

$$\tau_{\text{пл}} = \frac{360648,29 \cdot 10^{-18}}{10^4 \cdot 1,8 \cdot 10^{-7}} \left(\frac{8900 \cdot 377}{1180 \cdot 900} \right)^2 \approx 2 \text{ нс}.$$

Очевидно, что при дальнейшем истончении константановой фольги $\tau_{\text{пл}}$ примет значение, меньшее минимально возможной пороговой длительности импульса лазерного излучения $\tau_{\text{мин}}$. Поэтому в момент принятия толщиной фольги значения, при котором длительность импульса лазерного излучения становится равной по значению нижнему порогу $\tau_{\text{мин}}$, необходимо удалять оставшийся объём константана за один проход за счёт увеличения плотности мощности в импульсе. Иначе, принимаемые далее значения длительности импульса перестанут соответствовать как принятым критериям, так и техническим возможностям лазерного излучателя.

Таким образом, проведённый численный анализ позволяет сделать заключение о том, что поскольку при использовании многопроходных режимов обработки фольги по мере её истончения один из принятых критериев становится более приоритетным – принятие решения использовать два критерия для определения значения длительности импульса лазерного излучения является верным. Следовательно, при построении математической модели необходимо учитывать смену приоритетности критерия по определению длительности импульса лазерного излучения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенные в настоящей статье многопроходный режим удаления константановой фольги

импульсным лазерным излучением и математические критерии для вычисления длительности лазерного импульса при объёмном распространении тепловой энергии в константане, в дальнейшем, будут использованы при построении математической модели двухфазного разрушения константановой фольги лазерными импульсами наносекундного диапазона и удаления константана с поверхности подложки по заранее рассчитанному контуру при изготовлении резистивных элементов электрических фольговых нагревателей.

Кроме рассмотренных в статье критериев для расчёта длительности лазерного импульса, в указанной математической модели должны быть выведены и использоваться критерии для определения частоты следования лазерных импульсов, плотности мощности лазерного излучения, скорости сканирования лазерного луча, а также ряд теплофизических ограничений, которые планируется рассмотреть в отдельной статье.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Анисимов С.И., Имас Я.А., Романов Г.С., Ходыко Ю.В. Действия излучения большой мощности на металлы. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1970. 272 с.

Вятлев П.А., Шеманов А.Г., Мишин Ю.Н. Алгоритм проектирования фольговых электронагревателей космических аппаратов // Тепловые процессы в технике. 2020. Т. 12, № 12. С. 564-573.

Вятлев П.А., Шеманов А.Г. и др. Анализ качества меандра фольгового электронагревателя космического назначения, изготовленного с использованием лазерного излучения // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. № 9. С. 1-14.

Вятлев П.А., Шеманов А.Г. К вопросу лазерного изготовления нагревателей электрических фольговых для космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 88-93.

Вятлев П.А., Шеманов А.Г. Физические процессы взаимодействия лазерного излучения с константановой фольгой при изготовлении электрических нагревателей для космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 4. С. 94-100.

Либенсон М.Н. Нагрев и разрушение тонких пленок излучением ОКГ // Физика и химия обработки материалов. 1968. № 2. С. 3-11.

Левинсон Г.Р., Смигла В.И. Лазерная обработка тонких пленок (обзор) // Квантовая электроника. 1976. Т. 3, № 8. С. 1637-1659.

Статья поступила в редакцию 16.06.2025

Статья после доработки 03.07.2025

Статья принята к публикации 03.07.2025

ОЦЕНКА ПЕРСПЕКТИВ СОЗДАНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ДЛЯ ДОСТАВКИ ГРУНТА С ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТ ЗЕМНОЙ ГРУППЫ

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

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

Н.А. Ткачев¹,
TkachevNA@laspace.ru;
N.A. Tkachev

А.Г. Тимаров²,
кандидат технических наук,
Timarov@kerc.msk.ru;
A.G. Timarov

И.О. Елисеев²,
кандидат технических наук,
igor_elis@mail.ru;
I.O. Eliseev

В.В. Миронов²,
доктор технических наук, профессор,
kerc@elnet.msk.ru;
V.V. Mironov

Авторами решается научная задача по доставке образцов грунта и атмосферы с Венеры. В статье подробно освещены вопросы компоновки сверхлёгкой ракеты с твёрдотопливными двигательными установками и сформулированы требования к их техническим характеристикам. Дополнительно уделено внимание исследованию перспектив создания таких машин для космических миссий. Сделан вывод о целесообразности применения ракетных двигателей твёрдого топлива, для доставки на Землю образцов грунта и атмосферы с других планет. Работа обобщает мировой опыт космических исследований и может быть интересна специалистам по проектированию космических аппаратов и читателям, интересующимся этой темой.

Ключевые слова:

Венера; доставка грунта; ракета-носитель; баллистическая эффективность; ракетный двигатель твёрдого топлива; оптимальное проектирование.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.010

ВВЕДЕНИЕ

В истории изучения различных небесных тел важную часть занимают исследования состава их грунтов и пород. Исследования Луны, Марса, Венеры (Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю., 2023) и совсем свежие исследования астероидов в обязательном порядке включают в себя бурение грунта и его изучение.

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

ASSESSMENT OF THE PROSPECTS FOR THE CREATION OF A LAUNCH VEHICLE FOR THE DELIVERY OF SOIL FROM THE SURFACE OF THE TERRESTRIAL PLANETS

The authors solve the scientific problem of delivering soil and atmospheric samples from Venus. The article highlights in detail the issues of the layout of an ultralight rocket with solid-fuel propulsion systems and formulates requirements for their technical characteristics. Additional attention is paid to the study of the prospects for the creation of such machines for space missions. Conclusion about the expediency of using solid fuel rocket engines to deliver soil and atmospheric samples from other planets to Earth is done. The work summarizes the world experience of space research and may be of interest to specialists in the design of spacecraft and readers interested in this topic.

Key words:

Venus; soil delivery; launch vehicle; ballistic efficiency; solid fuel rocket engine; optimal design.

В частности, некоторые советские миссии по исследованию Венеры были оснащены манипулятором с прибором, измеряющим прочность и электропроводность грунта, а также буровой установкой с автоматической лабораторией, оснащённой рентгенофлуоресцентным анализатором (Маров М.Я.,

² АО ГИЦ «Центр Келдыша», Россия, Москва.
JSC «Keldysh Research Center», Russia, Moscow.

Хантресс У.Т., 2013). Определение химического состава поверхностных пород Венеры явилось одной из главных задач экспедиции (Шубин П.С., 2017).

В отношении опробования материала поверхности очевидным преимуществом экспедиции с доставкой грунта является возможность его детального исследования на Земле. Только в земных лабораториях в настоящее время можно получить прецизионные данные о химическом, минералогическом и изотопном составе изучаемого материала (Галимов Э.М., Костицын Ю.А., 2011). Таким образом, задача доставки на Землю пробы грунта и атмосферы Венеры чрезвычайно важна и амбициозна. В настоящее время известно несколько концептов проведения такой экспедиции.

Так, например, Лабораторией реактивного движения NASA совместно с командой студентов из Университета Буффало разработан концепт миссии по доставке реголита и образцов атмосферы Венеры на Землю (Kevin Carpenter et al., 2020). Другой проект NASA совместно с Лабораторией реактивного движения также направлен на доставку образцов с поверхности Венеры на Землю (Rodgers David et al., 2000). Ещё один концепт миссии по доставке образцов грунта с Венеры подготовлен группой авторов в рамках работ для программы ЕКА Voyage 2050 (Dominique Valentian et al., 2022).

Предлагаемые концепты миссий используют различные ракеты-носители (РН) сверхлёгкого класса совместно с аэростатом для подъёма образцов грунта и атмосферы с поверхности Венеры на возвращаемый аппарат, осуществляющий их доставку на Землю. При этом представленные работы уделяют незначительное внимание конструктивным особенностям своих возвратных ракет (ВР), являющихся одними из наиболее сложных высокотехнологичных систем в части реализации таких миссий.

1. Постановка задачи и анализ схемных решений

ВР предназначена для выведения капсулы с образцами грунта и аэрозолей Венеры на устойчивую орбиту искусственного спутника Венеры (ИСВ) для её дальнейшей перегрузки на возвращаемый космический аппарат. Например, старт такого изделия может осуществляться с аэростата с некоторой высоты (воздушный старт). В этом случае изделие должно решать следующие задачи:

- сохранение работоспособности полезной нагрузки (ПН) во время всей экспедиции вплоть до перегрузки капсулы с образцами (КО) на возвращаемый космический аппарат (КА);
- отделение от аэростата;
- выведение ПН с высоты воздушного старта на орбиту ИСВ.

Комфортные условия для воздушного старта в условиях атмосферы Венеры реализуются на высоте приблизительно 56 км, т.к. давление (около одной атмосферы) и температура (около 20°C) приближены к стандартным атмосферным условиям на Земле (Kliore A.J., Moroz V.I., Keating G.M., 1985; Zaco-va Л.В. и др., 2006).

Высота целевой орбиты принимается равной 500 км, так как на данной высоте практически отсутствует атмосферное сопротивление, и верхняя ступень ВР с КО может находиться там неограниченное количество времени в ожидании сближения с возвращаемым КА.

Очевидно, что ВР должна быть стойкой к воздействию различных внешних условий:

- поперечные и высокие осевые перегрузки как при выведении на низкую опорную околовенерианскую орбиту, так и при спуске и взлёте в атмосфере Венеры;
- широкий спектр внешнего атмосферного давления: от вакуума в условиях межпланетного перелёта до 9,3 МПа на поверхности Венеры;
- широкий спектр температур – от минус 50°C до плюс 50°C с учётом работы системы обеспечения теплового режима космического аппарата доставки ВР на поверхность Венеры.

Масса полезной нагрузки ВР, в состав которой входит капсула с образцами и средства помощи обнаружения капсулы на орбите, предварительно оценивается в 8 кг.

ВР возможно реализовать на основе двигательных установок двух принципиально разных типов: жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) и ракетных двигателях твёрдого топлива (РДТТ). Как жидкостной, так и твёрдотопливный ракетные двигатели имеют свою предпочтительную область применения.

Ракеты-носители с ЖРД обладают наибольшими удельными импульсами ступеней и управляемой величиной тяги в полёте за счёт регулировки подачи компонентов топлива. Однако для их функционирования требуется дополнительно использовать сложные технические агрегаты, например, турбонасосную систему подачи топлива, что приводит к увеличению массы конструкции ступеней и снижению надёжности РН. Кроме этого, следует отметить и второй ключевой недостаток в виде жидких компонентов топлива, которые на пассивных участках полёта неуправляемо перемещаются в пространстве топливных баков. Меры по предотвращению или компенсации последствий плескания топлива в баках также приводят к увеличению массы конструкции ступеней РН и снижению её энергомассового совершенства.

По сравнению с ЖРД твёрдотопливные двигательные установки характеризуются высоким объёмным удельным импульсом, надёжностью, отказоустойчивостью, стойкостью к различным условиям хранения

и эксплуатации, в том числе в широком температурном диапазоне. Повышенный интерес к использованию РДТТ в современных условиях обусловлен также необходимостью выполнения требований, предъявляемым к РН, в части:

- улучшения массового совершенства двигателей;
- использования современных и перспективных композиционных материалов в конструкции;
- повышенной готовности к запуску;
- простоты предполётного обслуживания и т.п.

Следует отметить, что в отечественной практике твёрдотопливные двигатели в средствах выведения практически не применяются. В то же время зарубежный опыт эксплуатации РДТТ в составе РН демонстрирует их высокую надёжность и технико-экономическую эффективность (Тимаров А.Г. и др., 2023).

В качестве общей особенности РН сверхлёгкого класса с РДТТ следует выделить их промежуточную размерность между крупногабаритными изделиями стратегического назначения и компактными вспомогательными оперативно-тактическими комплексами. Количество таких ракет с грузоподъёмностью не более 50 кг, находящихся в разработке или используемых для выведения полезного груза на низкую околоземную орбиту (НОО), ограничено.

Например, среди твёрдотопливных РН сверхлёгкого класса можно выделить трёхступенчатую ракету SS-520-4 (Япония) с наземным стартом и грузоподъёмностью на НОО до 4 кг (*The Annual Compendium of Commercial Space Transportation*, 2018). РН длиной 9,5 м и диаметром 0,5 м имеет стартовую массу 2600 кг. Корпус первой ступени выполнен из высокопрочной стали НТ-140, имеет начальную массу 1587 кг, снаряжён топливом на основе НТРВ и работает приблизительно 32 с. Корпус второй и третьей ступени выполнены из углепластика, снаряжены топливом на основе НТРВ, имеют начальную массу 325 кг и 78 кг с приблизительным временем работы 24 и 26 соответственно. Управление при работе первой ступени осуществляется за счёт качания стабилизаторов, предназначенных в том числе для закрутки ракеты. Головной обтекатель РН выполнен из стеклопластика и сбрасывается перед отделением РДТТ первой ступени. После отделения первой ступени ориентация РН обеспечивается за счёт работы четырёх импульсных двигателей, в которых в качестве топлива используется сжатый азот.

Из проведённого анализа зарубежных средств выведения сверхлёгкого класса следует, что они созданы на базе РДТТ, представлены в трёхступенчатом исполнении, их длина не превышает 5,5 м, а их нижние ступени выполнены в одном диаметре, который не превышает 1 м.

Дополнительно необходимо выделить одну из наиболее амбициозных запланированных международным сообществом исследовательских миссий

в ближайшие десять лет, которой должна стать доставка образцов грунта с поверхности Марса на Землю под руководством NASA. Специальный пусковой аппарат Mars Ascent Vehicle (MAV – марсианский взлётный аппарат) представляет собой двухступенчатую ракету с РДТТ (на базе двигательных установок типа Star 20 и Star 15) и выводимой на орбиту Марса полезной нагрузкой массой до 16 кг (*Yaghoubi D., Schnell A.*, 2020). Стартовая масса этого аппарата составляет 400 кг при длине 2,8 м и максимальном диаметре 0,57 м.

Таким образом, с учётом вышеизложенного, создание ВР на базе твёрдотопливных двигателей представляет наибольший практический интерес для гарантированного выполнения миссии по возврату образцов грунта и атмосферы с поверхности Венеры с учётом принятых ограничений. При этом наиболее целесообразным является создание ракеты в двухступенчатом исполнении, т.к. именно такая конструктивно-компоновочная схема является наиболее надёжной и отказоустойчивой, имеет более простую конструкцию и позволяет гарантированно с большим запасом выдержать предельные массогабаритные ограничения и нагрузки.

2. Расчётно-аналитическая модель исследований

Последующий выбор проектных параметров ВР, двигательных установок (ДУ) маршевых ступеней и РДТТ проводился при целевой массе полезного груза, равной 8 кг, выводимой на круговую орбиту ИСВ с высотой перицентра 500 км и наклоном 90° при старте в атмосферных условиях Венеры на высоте 56 км с углом наклона тангажа 75° .

Методом последовательных приближений были определены оптимальные основные характеристики ВР (стартовая масса и габаритные размеры), маршевых ступеней (масса заряда и конечная масса ступени) и их маршевых ДУ (тяга, массово-габаритные и тягово-энергетические характеристики маршевых РДТТ) при заданной (фиксированной) массе полезной нагрузки, реализующие максимальные значения относительной массы по отношению к стартовой массе ВР.

При расчёте параметров маршевых РДТТ ВР использовались упрощённые математические модели и зависимости, в том числе базирующиеся на статистических данных по РН и ДУ на базе РДТТ, связывающие тягу (или массу заряда) и время работы двигателя с давлением в камере сгорания, скоростью горения заряда и геометрией РДТТ. Время работы РДТТ маршевых ступеней ВР варьировалось в диапазоне от 30 до 70 с для ДУ I ступени и от 20 до 100 с для ДУ II ступени. Масса заряда маршевых РДТТ

I ступени варьировалась от 1900 до 2300 кг, а РДТТ II ступени – от 200 до 500 кг. Полученные основные параметры РДТТ увязывались с основными проектными параметрами ВР, что находило отражение в выполнении таких ограничений, как размеры и масса ДУ ступеней, требования к материалам, требования к типу топлива и др.

В качестве ПН рассматривается конечная масса космической головной части, выводимая на целевую орбиту после сброса головного обтекателя и отделения верхней ступени ВР. При выведении ВР рассматривалась прямая схема выведения с пассивным участком полёта между I и II ступенью с однократным включением РДТТ маршевых ступеней. Расчётные исследования по оценке баллистической эффективности рассмотренного варианта ВР проведены без учёта ограничений по максимальным величинам осевой перегрузки и скоростного напора по траектории полёта и разделения ступеней. Сброс головного обтекателя (ГО) осуществлялся в конце пассивного участка полёта перед началом работы маршевой ДУ II ступени.

Для расчётных исследований рассматривались различные варианты штатных высокоэнергетических смесевых твёрдых топлив. В результате сравнительного анализа был выбран топливный состав со стандартным удельным импульсом 2475 м/с, плотностью не менее 1800 кг/м³, температурным диапазоном эксплуатации от минус 50°С до плюс 50°С.

Термодинамический расчёт свойств продуктов сгорания для различных условий работы РДТТ проводился в программном комплексе TERRA (Трусов Б.Г., 2002).

3. Результаты концептуального проектирования

Исходя из выполненных параметрических расчётов с использованием описанных подходов, сформирован концептуальный облик ВР на базе РДТТ. Основные характеристики первой и второй ступени представлены в таблицах 1 и 2. При проведении расчётов учитывалось изменение начальной температуры заряда.

Следует пояснить, что в таблицах 1 и 2 под УИТп принято значение удельного импульса тяги в пустоте (для первой и второй ступени соответственно), а под УИТв принято значение удельного импульса тяги при атмосферном давлении Венеры на высоте 56 км.

Таким образом, разработанный концептуальный облик ВР представляет собой РН сверхлёгкого класса с последовательным расположением ступеней. Первая и вторая ступень оснащены РДТТ и соединены между собой с помощью переходного отсека.

РДТТ первой ступени состоит из:

- корпуса, выполненного из органопластика, с передним и задним узлами стыка со смежными отсеками, днища которого имеют полусферическую форму;
- частично утопленного в камеру поворотного управляющего сопла, закреплённого на резинометаллическом подвесе типа эластичный опорный шарнир с электроприводом для его отклонения;
- заряда смесевого твёрдого ракетного топлива с классической канально-щелевой формой, жёстко скреплённого с корпусом;
- классической системы воспламенения, расположенной в передней части ДУ.

РДТТ второй ступени имеет конструкцию, аналогичную двигателю первой ступени, а именно: корпус из органопластика, утопленное поворотное управляющее сопло, прочно скреплённый заряд смесевого твёрдого ракетного топлива сложной формы и систему воспламенения, отличающуюся тем, что данная двигательная установка имеет сверхмалую длину.

Отсек полезной нагрузки РН состоит из сбрасываемого ГО, выполненного из композиционного материала и предназначенного для защиты полезной нагрузки от внешних воздействий, в том числе при работе первой ступени, и приборного отсека, в котором установлены элементы системы управления, обеспечивающей контроль за работой ступеней ВР.

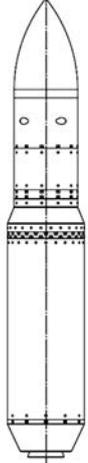
Управление полётом ВР во время работы двигателей первой и второй ступени по каналам тангажа и рысканья осуществляется за счёт отклонения

таблица 1 – Внутрибаллистические характеристики РДТТ первой ступени

параметр	начальная температура заряда твёрдого топлива				
	-50	+5	+15	+35	+50
начальная температура заряда, °С	-50	+5	+15	+35	+50
давление в камере сгорания (среднее), МПа	6,87	7,88	7,99	8,33	8,57
УИТп, Н·с/кг	2600	2625	2627	2634	2639
УИТв, Н·с/кг	2786±0,7				

таблица 2 – Внутрибаллистические характеристики РДТТ второй ступени

параметр	начальная температура заряда твёрдого топлива				
	-50	+5	+15	+35	+50
начальная температура заряда, °С	-50	+5	+15	+35	+50
давление в камере сгорания (среднее), МПа	3,56	4,07	4,14	4,31	4,43
УИТп, Н·с/кг	2890±0,5				



параметр	значение
стартовая масса ВР, кг	2500
масса выводимого полезного груза, кг	8
относительная масса полезного груза, ед.	0,003
доля рабочего топлива в стартовой массе ВР, ед.	0,88
конструктивное совершенство первой ступени, ед.	0,1
конструктивное совершенство второй ступени, ед.	0,2
стартовая тяговооружённость, ед.	4,2
длина ВР, м	5,5
максимальный диаметр ВР, м	0,9

рисунок 1. Концептуальный облик ВР

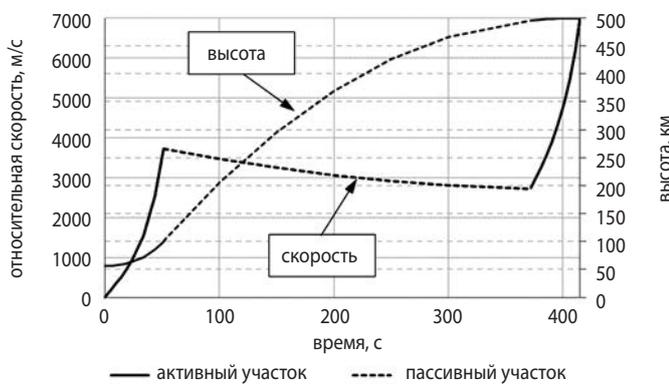


рисунок 2. Параметры траектории выведения ВР на круговую орбиту искусственного спутника Венеры

электроприводами сопел в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. При этом управление по каналу крена предполагается осуществлять с помощью реактивной системы управления с газогенератором, работающим на твёрдом топливе.

Разработанный концептуальный облик двухступенчатой ВР и его итоговые рабочие характеристики представлены на рисунке 1. Изменение по времени таких параметров как скорость и высота полёта по траектории выведения ВР на круговую орбиту ИСВ приведены на рисунке 2.

Принимая во внимание тот факт, что маршевый РДТТ характеризуется переменным по времени характером изменения секундного расхода, давления и тяги с целью упрощения оценочных расчётов рассматривались усреднённые за полное время работы значения указанных технических характеристик.

4. Анализ эффективности

Анализ эффективности созданной двухступенчатой ВР на базе РДТТ опирается на базовый критерий (показатель) эффективности, который позволяет оценить абсолютное приращение массы полезного

груза, выводимого РН с новыми характеристиками, относительно массы полезного груза, выводимого базовым вариантом, характеристики которого были представлены на рисунке 1. Расчёт такого критерия проводился широко известным и распространённым методом частных производных, т.к. он позволяет минимизировать время расчётов и применим для решения частных задач оптимального проектирования двигателей при выборе оптимального значения одного или нескольких параметров и замене однотипного двигателя на другой с отличными характеристиками в составе ступени ВР, по формуле:

$$\Delta m_{\text{пр}} = \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial I_{y,o}^{\text{ДУ}}} \cdot \Delta I_{y,o}^{\text{ДУ}} + \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial I_{y,n}^{\text{ДУ}}} \cdot \Delta I_{y,n}^{\text{ДУ}} + \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial \dot{m}_{\text{ДУ}}} \cdot \Delta \dot{m}_{\text{ДУ}} +$$

$$+ \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial m_{\text{ДУ}}} \cdot \Delta m_{\text{ДУ}} + \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial m_{\text{ТР}}} \cdot \Delta m_{\text{ТР}} + \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial D_{\text{М}}} \cdot \Delta D_{\text{М}},$$

$$\text{где } \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial I_{y,o}^{\text{ДУ}}}, \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial I_{y,n}^{\text{ДУ}}}, \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial \dot{m}_{\text{ДУ}}}, \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial m_{\text{ДУ}}}, \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial m_{\text{ТР}}}, \frac{\partial m_{\text{пн}}}{\partial D_{\text{М}}} - \text{частные}$$

производные массы полезного груза по удельному импульсу тяги двигательной установки в точке старта и в пустоте, массовому расходу топлива РДТТ, массе двигателя, массе рабочего запаса топлива и диаметру корпуса отдельно взятой ступени соответственно;

$\Delta I_{y,o}^{\text{ДУ}}, \Delta I_{y,n}^{\text{ДУ}}, \Delta \dot{m}_{\text{ДУ}}, \Delta m_{\text{ДУ}}, \Delta m_{\text{ТР}}, \Delta D_{\text{М}}$ — параметры изменения указанных характеристик в той же последовательности.

Пользуясь зависимостью (1), можно оценить влияние удельного импульса тяги маршевого РДТТ или массы конструкции ступени на эффективность ВР, выбрать значение геометрической степени расширения сопла двигателя для обеспечения максимальной массы выводимого полезного груза и т.п. Соответственно, использование такого подхода позволило установить, что:

- влияние удельного импульса тяги маршевых РДТТ является достаточно существенным, а именно, при увеличении пустотного импульса для двигателей первой и второй ступени приблизительно на 19,5 м/с приводит к увеличению массы полезного груза на 9%;
- влияние расхода топлива не оказывает значительного изменения тактико-технических характеристик ВР, т.к. его увеличение на 5% приводит к незначительному увеличению до 3% выводимой массы полезной нагрузки;
- влияние рабочего запаса топлива, очевидно, является критическим параметром, т.к. увеличение запаса топлива первой ступени на 2,5% приводит к росту выводимой массы полезного груза на 24%, а у второй ступени — на 9%;

- схожее влияние оказывает и изменение конечной массы маршевых ступеней, поскольку увеличение конечной массы ступени любой из ступеней на 5% приводит к снижению выводимой массы на 16%, т.е. приводит к ухудшению тактико-технических характеристик ВР;
- с точки зрения изменения максимального диаметра корпуса следует выделить именно первую ступень, поскольку его увеличение на 2% приводит к уменьшению массы полезного груза на 5,5%, а изменение данного параметра для РДТТ второй ступени не оказывает влияния на изменение грузоподъёмности ВР.

Важно отметить, что на массу выводимого груза не оказывают влияния такие параметры, как начальная температура заряда твёрдого топлива в диапазоне от минус 50°C до плюс 35°C и начальный угол тангажа в диапазоне от 90° до 75°, что указывает на достижение оптимального соотношения тягово-энергетических и массово-габаритных характеристик с учётом принятых конструктивных решений.

заключение

1. Определены основные характеристики ВР, работающего на РДТТ и обеспечивающего выведение ПН, в том числе КО на устойчивую орбиту ИСВ с высотой перицентра 500 км и наклоном 90° при старте ракеты с высоты 56 км под углом наклона тангажа 75°.

2. Взлётная ракета представляет собой двухступенчатую РН сверхлёгкого класса с последовательным расположением ступеней.

3. Представлены результаты оценок влияния основных характеристик ДУ маршевых ступеней (удельного импульса тяги, расхода топлива, рабочего запаса топлива, конечной массы и диаметра корпуса ступени) на эффективность ВМ, полученные методом частных производных.

4. Результаты работы доказывают принципиальную возможность создания возвратной ракеты на базе РДТТ для миссии по доставке грунта с поверхности Венеры. При этом выполнение основных целей миссии достигается за счёт использования двухступенчатого варианта, оставляя возможность по гарантированному улучшению тактико-технических характеристик путём увеличения количества ступеней до трёх.

список литературы

Галимов Э.М., Костицын Ю.А. Планируемые наземные исследования вещества Фобос // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 35-49.

Засова Л.В., Мороз В.И., Линкин В.М., Хатунцев И.В. и др. Строение атмосферы Венеры от поверхности до 100 км // Космические исследования. 2006. № 44. С. 381-400.

Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю. Исследования планет земной группы дистанционными и контактными методами. Часть 1. История // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 9-20.

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

Тимаров А.Г., Елисеев И.О., Борисов Д.М., Мионов В.В. Анализ зарубежного опыта двойного применения ракетных двигателей твердого топлива // Вестник Российской академии наук. 2023. Т. 93, № 12. С. 1151-1161.

Трусов Б.Г. Программная система «Терра» для моделирования фазового и химического равновесия // Тр. XXIV Междунар. конф. по химической термодинамике. 2002. URL: <https://main.isuct.ru/files/konf/ISTAPC2005/proc/2-11.pdf> (дата обращения: 14.07.2025).

Шубин П.С. Венера. Неукротимая планета. Издание второе, расширенное и дополненное. Кемерово: Изд-ль П.С. Шубин, 2017. 352 с.

Dominique Valentian, Christophe Koppel, Philippe Mairet, Loup Mairet. Venus sample return mission revisited. 2022. Vol. 54. P. 597-616.

Kevin Carpenter, Samuel Basinait, James Bilello, Patrick Carrol et al. Venus Sample Return Mission Concept Development // AIAA Scitech 2020 Forum Conference Paper. AIAA. 2020. P. 1-13. URL: [file:///C:/Users/User/Downloads/AIAAVSRSciTechManuscript%20\(1\).pdf](file:///C:/Users/User/Downloads/AIAAVSRSciTechManuscript%20(1).pdf) (дата обращения: 14.07.2025).

Kliore A.J., Moroz V.I., Keating G.M. The Venus International Reference Atmosphere // Advances in Space Research. 1985. Vol. 5, № 11. P. 1-305.

Rodgers David et al. Venus Sample Return. A Hot Topic. Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California // Conference Paper in IEEE Aerospace Conference Proceedings. February 2000. P. 1-19. URL: <file:///C:/Users/User/Downloads/99-1991.pdf> (дата обращения: 14.07.2025).

The Annual Compendium of Commercial Space Transportation. 2018. 255 p. URL: <http://commercial-space.pbworks.com/w/file/attach/123644055/2018%20Compendium%20Small.pdf> (дата обращения: 14.07.2025).

Yaghoubi D., Schnell A. Mars ascent vehicle solid propulsion configuration // 2020 IEEE Aerospace Conference. IEEE. 2020. P. 1-11.

Статья поступила в редакцию 18.07.2025

Статья после доработки 25.08.2025

Статья принята к публикации 26.08.2025

К ВОПРОСУ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОЛЁС ПЕРСПЕКТИВНОГО ТЯЖЁЛОГО ЛУНОХОДА

П.В. Казмерчук¹,
кандидат технических наук,
kazmerchukpv@laspace.ru;
P.V. Kazmerchuk

А.О. Штокал²,
кандидат технических наук,
suauthemocl@yandex.ru;
A.O. Shtokal

А.В. Артемьев²,
artemev.av@laspace.ru;
A.V. Artemiev

А.И. Быков²,
bykovai@laspace.ru;
A.I. Bykov

Е.В. Рыков²,
кандидат технических наук,
rykovev@laspace.ru;
E.V. Rykov

С.А. Защириинский¹,
кандидат технических наук,
zashchirinskiisa@laspace.ru;
S.A. Zashchirinskiy

Обоснована необходимость повышения эксплуатационных характеристик колёс перспективного лунохода. Отмечено, что наибольшее влияние на проходимость шасси лунохода по слабосвязному грунту оказывают параметры грунтозацепов. На основании анализа опубликованных исследований предложена методика расчёта геометрических параметров колёс лунохода. Указано на необходимость применения специальных покрытий грунтозацепов для снижения абразивного воздействия лунной пыли и повышения их износостойкости.

Приведены экспериментальные данные по коэффициенту трения и износостойкости МДО-покрытия на титановом сплаве ВТ4. На основании проведённого исследования разработаны рекомендации по конструированию износостойких колёс повышенной проходимости для лунохода перспективной лунной базы.

Ключевые слова:
лунная база;
луноход;
грунтозацепы;
проходимость;
микродуговое окисление;
коэффициент трения;
износостойкость.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.011

ON THE ISSUE OF IMPROVING THE OPERATIONAL CHARACTERISTICS OF THE STRUCTURAL ELEMENTS OF THE WHEELS OF A PROMISING HEAVY LUNAR ROVER

The need to improve the performance characteristics of the wheels of a promising lunar rover is substantiated. It was noted that the greatest influence on the flotation of the lunar rover chassis on weakly cohesive soil is exerted by the parameters of the grousers. Based on the analysis of published researches, a method for calculating the geometric parameters of the lunar rover wheels is proposed. The necessity to use special coatings on the grousers to reduce the abrasive effects of lunar dust and increase their wear resistance is indicated. Experimental data on the coefficient of friction and wear resistance of the MAO coating on the BT4 titanium alloy are presented. Based on the conducted research, recommendations were developed for the design of wear-resistant wheels with increased flotation for the lunar rover of a prospective lunar base.

Key words:
lunar base;
lunar rover;
grousers;
flotation;
microarc oxidation;
friction coefficient;
wear resistance.

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

² Филиал АО «НПО Лавочкина», Россия, г. Калуга.
Affiliate of Lavochkin Association, JSC, Russia, Kaluga.

ВВЕДЕНИЕ

С техническим развитием космонавтики и удешевлением космических полётов Луна стала вновь предметом внимания многих стран. В 2022 году Роскосмос и Китайская национальная космическая администрация представили проект Международной научной лунной станции, в рамках которого предусматривается на первом этапе осуществить проектирование станции, разработку методов лунного строительства, отработку межпланетными автоматическими аппаратами технологии мягкой посадки, а также исследование поверхности Луны для определения наиболее удобного места размещения базы (Котляров Е.Ю., Малая Е.В., Сысоев В.К. и др., 2024; Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В., Розин П.Е., 2023).

Основным транспортным средством по обеспечению подобных миссий на поверхности Луны являются луноходы (Дмитриев А.О., Седых О.Ю., Сысоев В.К., Юдин А.Д., 2023). ГЕОХИ РАН предложена программа широкого использования на подготовительном этапе создания лунной базы автоматов-роботов с целью создания глобальной опорной геолого-геофизической сети на лунной поверхности. Предусматривается создание различных луноходов, в том числе и тяжёлые луноходы типа «Робот-геолог» (Маров М.Я., 2023).

Успешность эксплуатации лунохода во многом будет зависеть от обеспечения максимального пробега, подвижности и проходимости его шасси в условиях движения по неорганизованному рельефу естественного спутника Земли.

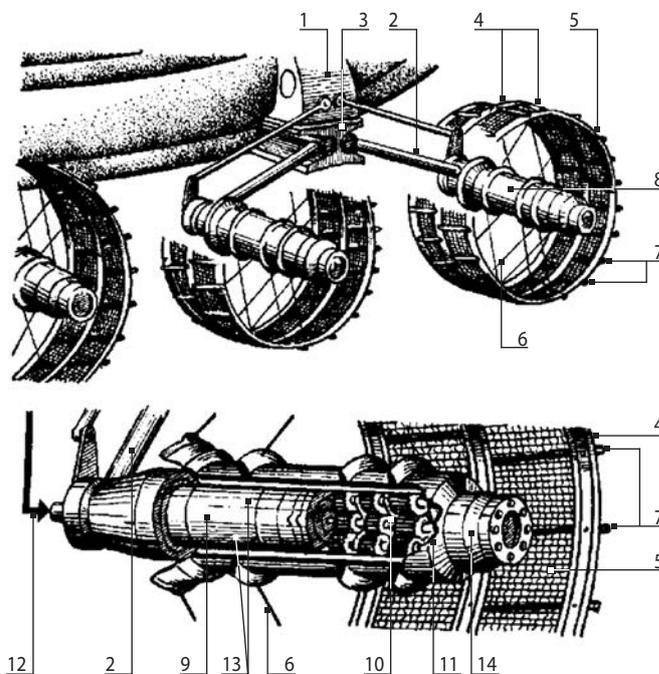
К основным элементам конструкции шасси лунохода, обеспечивающим перемещение по лунной поверхности, относятся подвеска и колёсные движители.

Для обеспечения простоты и надёжности шасси луноходов используются индивидуальные независимые подвески колёсных движителей, а также подвески с балансирной тележкой. Данные типы подвесок обеспечивают контакт колёсных движителей с опорной поверхностью и преодоление препятствий.

Для луноходов используются жёсткие и металлоупругие колёсные движители, которые включают в себя металлическое колесо и индивидуальный электропривод колеса. Стоит отметить, что постоянное взаимодействие колёс с лунным грунтом при движении по поверхности Луны ведёт к износу конструкции колёс ввиду абразивного воздействия лунной пыли. Износ конструкции колёс ведёт к ухудшению проходимости и подвижности шасси лунохода, что в конечном счёте может привести к полной потере подвижности и срыву научно-исследовательской миссии с использованием лунохода.

Исходя из того, что в рамках перспективных миссий рассматривается срок активного существования луноходов значительно больший по сравнению с уже реализованными научно-исследовательскими миссиями с использованием луноходов, наиболее критичным элементом будет являться колёсный движитель ввиду наибольшего абразивного воздействия от лунной пыли.

При анализе лунного грунта, полученного, с поверхности и до глубины от 30 до 60 см в рамках программы Apollo, выяснилось, что частицы размером менее 1 мм составляют более 95% массы реголита. Наиболее мелкую компоненту реголита, менее 100 мкм, определяют как лунная пыль. Средний размер частиц находится в диапазоне от 40 до 100 мкм. Такие частицы составляют порядка половины веса лунного реголита. Левитирующие частицы лунной пыли при взаимодействии с поверхностью могут проявлять себя не просто как «ударники». Левитируя,



- 1 – кронштейн блока колёс;
- 2 – балансиры и торсионы;
- 3 – ограничитель хода;
- 4 – обод;
- 5 – сетка;
- 6 – спицы;
- 7 – грунтозацепы;
- 8 – электромеханический силовой привод;
- 9 – электродвигатель;
- 10 – трансмиссионный узел;
- 11 – механизм разблокировки;
- 12 – кабель питания и телеметрии;
- 13 – температурные датчики;
- 14 – система уплотнений.

рисунок 1. Пример конструкции мотор-колёс лунохода (Варваров Н.А., 1973)

К ВОПРОСУ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОЛЁС ПЕРСПЕКТИВНОГО ТЯЖЁЛОГО ЛУНОХОДА

$$\theta_1 < \frac{1}{(1-s)} \left(\sqrt{\left(1 + \hat{h}_r\right)^2 - \left(1 - \hat{z}\right)^2} - \sqrt{1 - \left(1 - \hat{z}\right)^2} \right), \quad (1)$$

где $\hat{h}_r = h_r/r$ – удельная длина грунтозацепа; $\hat{z} = z/r$ – удельная величина осадки колеса в грунт; θ_1 – угловой шаг грунтозацепов, обеспечивающий наибольшее сцепление с опорной поверхностью, град; s – коэффициент буксования колеса; r – радиус колеса, м.

Также в работе (Sutoh M., Nagaoka K., Nagatani K., Yoshida K., 2013) экспериментально подтверждено, что при малом шаге грунтозацепов линейная скорость перемещения будет изменяться скачками (рисунок 3) и фактическая скорость может быть меньше заданной.

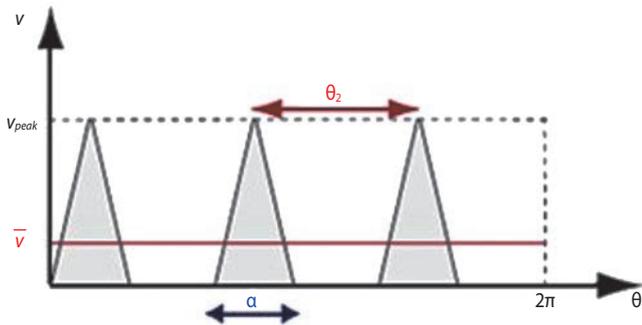


рисунок 3. Изменение скорости перемещения при вращении колеса с грунтозацепами

Величина скачков изменения скорости зависит от соотношения угла между грунтозацепами и угла между нормалью от центра колеса к грунту и точкой контакта грунтозацепа с грунтом (рисунок 4)

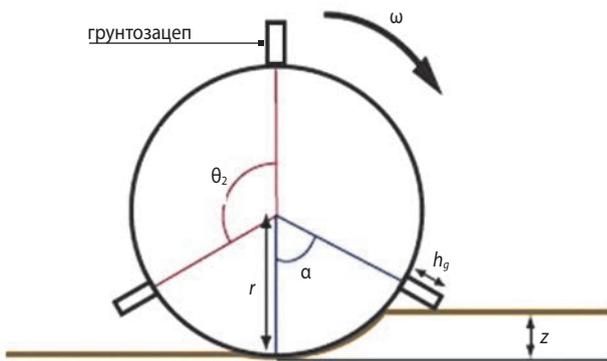


рисунок 4. Угол контакта грунтозацепа с почвой

Причём угол между нормалью от центра колеса к грунту и точкой контакта грунтозацепа с грунтом определяется следующей формулой:

$$\alpha = \arccos \left(\frac{r - z}{r + h_g} \right), \quad (2)$$

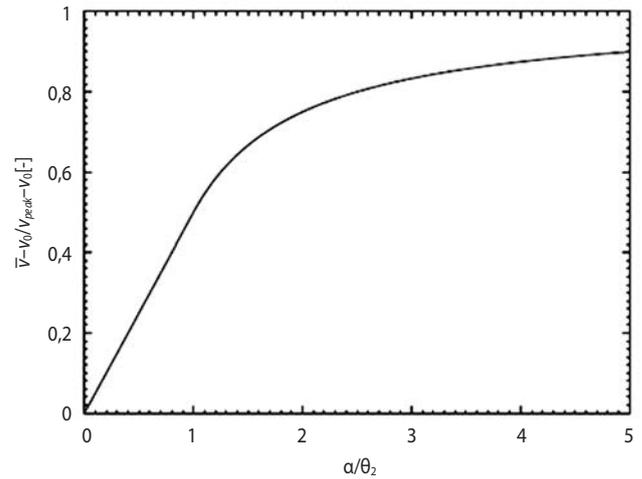


рисунок 5. График влияния соотношения угла α/β на скорость движения колеса

где α – угол контакта грунтозацепа с опорной поверхностью, град; z – величина осадки колеса в грунт, м.

Экспериментально график зависимости величины неравномерности скорости перемещения от шага грунтозацепов представлен на рисунке 5.

Согласно данной зависимости наибольшая равномерность скорости достигается, когда шаг грунтозацепов не менее $\theta_2 = \frac{\alpha}{2}$,

где θ_2 – угловой шаг грунтозацепов, обеспечивающий минимальное влияние на линейную скорость движения колеса, град.

Результирующий шаг и высота грунтозацепов выбирается согласно следующему алгоритму:

- θ_1 должен быть больше θ_2 , а результирующий шаг грунтозацепов $\theta_{рез}$ должен иметь промежуточное значение между этими величинами (рисунок 6);
- $\theta_{рез}$ должен делить окружность на целое число грунтозацепов, а если число грунтозацепов получилось дробным, то данное значение округляется в большую сторону и производится пересчёт $\theta_{рез}$;
- для обеспечения равномерности нагрузки на колесо число грунтозацепов должно быть чётным, а если на втором шаге получилось нечётное число грунтозацепов, то к нему прибавляется первый и пересчитывается $\theta_{рез}$.

Согласно исследованиям наземных транспортных средств высокой проходимости ширина грунтозацепов прямо пропорциональна сопротивлению перемещения грунта в контакте с колесом. Следовательно, для обеспечения наибольших возможных показателей сцепления с лунной опорной поверхностью ширина грунтозацепов должна перекрывать всю ширину колеса лунохода.

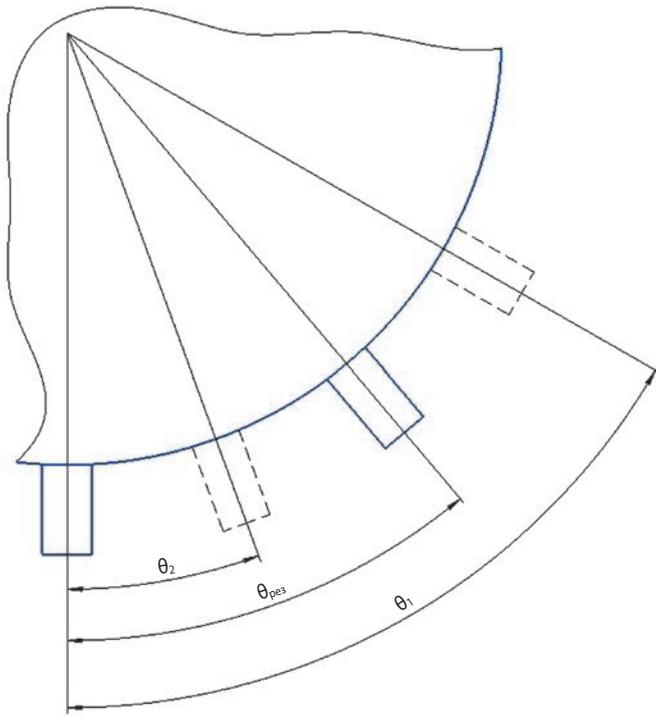
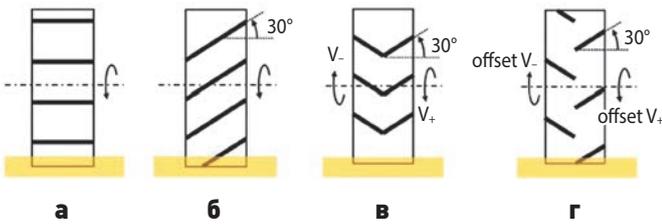


рисунок 6. Выбор шага грунтозацепов



а – параллельные; б – наклонные; в – V-образные; г – смещённые V-образные.

рисунок 7. Ориентации грунтозацепов

Также стоит отметить, что результаты экспериментальных исследований показывают, что ориентация грунтозацепов не оказывает особого влияния на основные ходовые характеристики, но смещённые V-образные грунтозацепы (рисунок 7) обеспечивают наилучшую курсовую устойчивость при движении шасси. Данное заключение основано на результатах, представленных на рисунке 8, которые по оси ординат демонстрируют отклонение от линейного перемещения макета планетохода вдоль оси абсцисс.

2. Выбор материала и покрытия

В отличие от существующих луноходов, преодолевших относительно небольшие расстояния, к транспортным средствам обеспечения лунных баз применимы требования по увеличенному пробегу. При посадке первых космических аппаратов на лунную поверхность была отмечена достаточно сильная адгезия лунного грунта, которая проявляется в налипании грунта на любые соприкасающиеся с ним поверхности, а также сильное абразивное воздействие, связанное с формой и поверхностями частиц реголита (Слюта Е.Н., 2014). В связи с этим возрастают требования к износостойкости грунтозацепов, работающих в условиях абразивного воздействия лунного грунта.

В связи с высокими удельными нагрузками грунтозацепы традиционно изготавливаются из титановых сплавов. Но титановые сплавы, имея высокую удельную прочность, не обладают хорошей износостойкостью и имеют довольно высокий и нестабильный коэффициент трения вследствие склонности титана к адгезии на контактирующие поверхности. Чтобы повысить износостойкость поверхности титановых

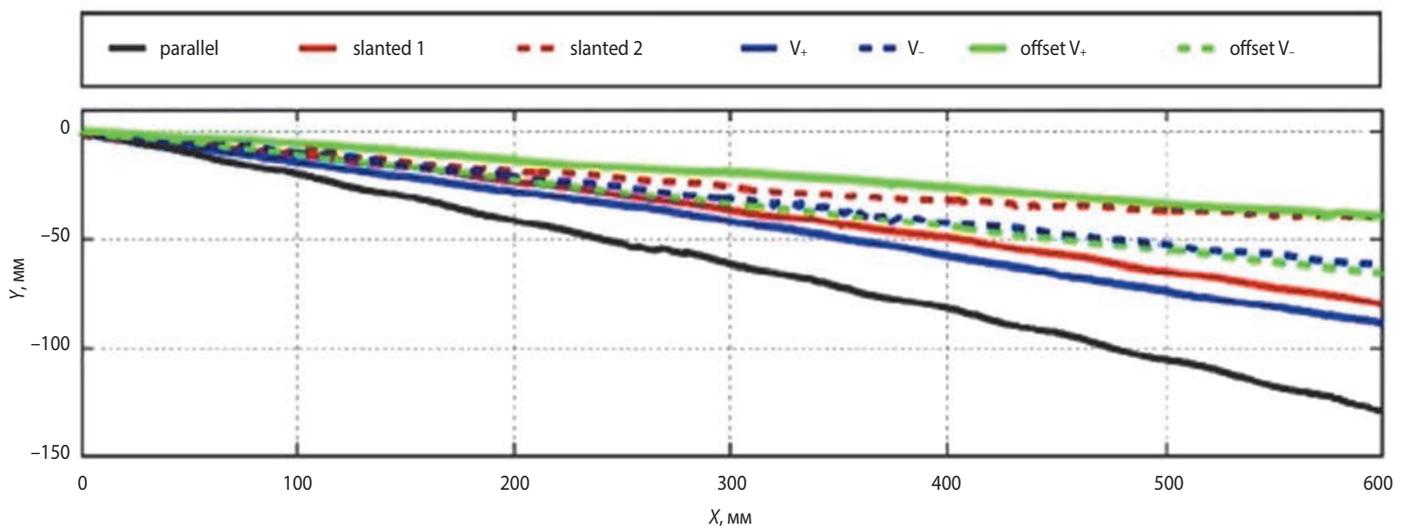


рисунок 8. Результаты экспериментальных исследований влияния ориентации грунтозацепов колёс на курсовую устойчивость шасси

К ВОПРОСУ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОЛЁС ПЕРСПЕКТИВНОГО ТЯЖЁЛОГО ЛУНОХОДА

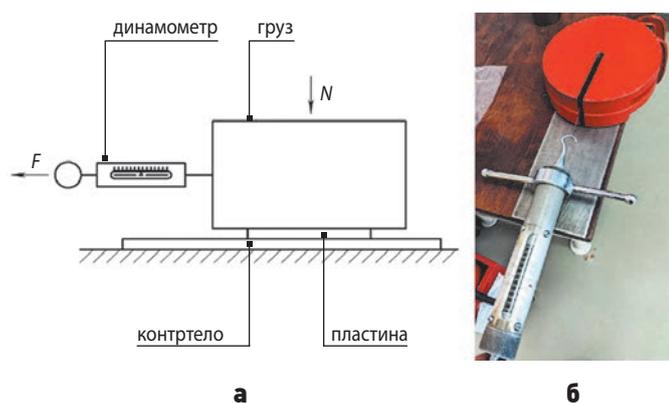


рисунок 9. Схема (а) и практическое исполнение (б) экспериментальной установки для определения коэффициента трения

грунтозацепов и стабилизировать их коэффициент трения, необходимо сформировать на их поверхности функциональное покрытие с требуемым набором эксплуатационных характеристик.

Одним из перспективных методов формирования износостойкого керамического слоя на поверхно-

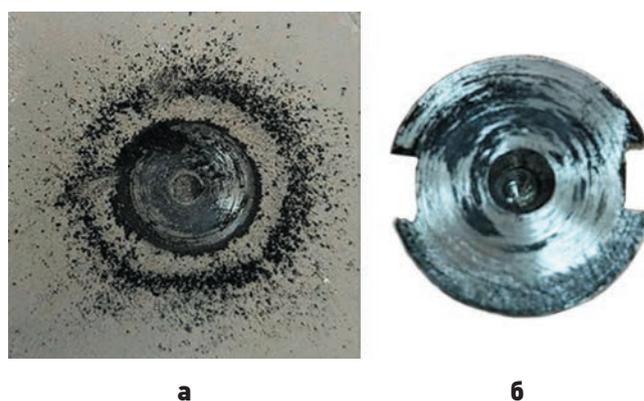


рисунок 10. Прошедшие испытания образцы: пластина (а) и контртело (б)

сти контактирующих деталей из титановых сплавов является микродуговое окислирование (МДО), при этом оно весьма технологично ввиду возможностей гибкого управления энергетическими и временными параметрами процесса (Штокал А.О., Рыков Е.В., Добросовестнов К.Б. и др., 2017).

таблица 1 – Значения коэффициентов трения покоя и скольжения для каждого рассматриваемого случая

№ опыта	масса груза, кг	значение коэффициента трения	
		трение покоя	трение скольжения
контртело – пластина из стали 40			
1	2,5	0,396	0,396
2	5,0	0,398	0,338
3	10,0	0,349	0,309
4	15,0	0,320	0,300
контртело – пластина из алюминиевого сплава АМг6			
5	2,5	0,277	0,277
6	5,0	0,358	0,279
7	10,0	0,319	0,279
8	15,0	0,333	0,300
контртело – пластина из алюминиевого сплава Д16Т			
9	2,5	0,476	0,396
10	5,0	0,438	0,358
11	10,0	0,449	0,399
12	15,0	0,399	0,366
контртело – пластина из титанового сплава ВТ6			
13	2,5	0,277	0,198
14	5,0	0,299	0,239
15	10,0	0,299	0,249
16	15,0	0,280	0,233

таблица 2 – Условия проведения и результаты испытаний на износостойкость

№ испытания	частота оборотов шпинделя станка, мин ⁻¹	усилие прижатия торца вала к пластине, кгс	длительность испытания, мин	масса пластины до испытания, г	масса пластины после испытания, г	масса вала до испытания, г	масса вала после испытания, г
1	800	1,75	15	23,2004	23,1918	17,0097	17,0025
2			30	23,1918	23,1804	17,0678	17,0505

Известно, что МДО-покрытие значительно увеличивает износостойкость поверхности титановых деталей, а также позволяет изменять коэффициент трения в широких пределах. Исследуем характеристики МДО-покрытия, сформированного по технологии МАИ для обеспечения износостойкости, на перспективном материале для грунтозацепа лунохода.

По гранулометрическим и морфологическим характеристикам лунный реголит не имеет прямых аналогов среди природных земных образований, а размерный состав реголита с глубиной меняется от слоя к слою, где каждый слой характеризуется своей собственной текстурой и гранулометрией (Слюта Е.Н., 2014). Также лунный реголит имеет сложный химический состав: содержит ряд минералов, имеющих в своём составе алюминий, титан и железо – плагиоклаз (твёрдый раствор альбита $\text{NaAlSi}_3\text{O}_8$ и анортита $\text{CaAl}_2\text{Si}_2\text{O}_8$), ортопироксен $(\text{Mg,Fe})\text{SiO}_3$, клинопироксен $(\text{Ca,Mg,Fe})\text{SiO}_3$, оливин $(\text{Mg,Fe})_2\text{SiO}_4$, ильменит (FeTiO_3) , шпинели $(\text{FeCr}_2\text{O}_4 - \text{Fe}_2\text{TiO}_4 - \text{FeAl}_2\text{O}_4)$. В связи с этим создание натурной модели лунного грунта для экспериментального определения степени износа рассматриваемого покрытия является

достаточно нетривиальной задачей. Однако для качественной оценки стойкости покрытия к износу рассмотрим результаты эксперимента по его взаимодействию со сплавами, имеющими различные физические свойства.

В качестве материала подложки был выбран титановый сплав ВТ4, на котором по технологии МАИ было сформировано износостойкое МДО-покрытие толщиной 40–45 мкм.

Для изучения эксплуатационных свойств полученного материала провели измерение коэффициента трения и испытание на износостойкость.

Измерение коэффициентов трения покоя и скольжения проводили на установке, схема и практическое исполнение которой изображено на рисунке 9. В качестве нагрузки использовали груз массой 2,5; 5,0; 10,0; 15,0 кг. В качестве контртела использовали пластины из широко применяемых в ракетно-космической отрасли материалов – из стали 40, алюминиевых сплавов АМг6 и Д16Т и из титанового сплава ВТ6. Измерение усилия при страгивании груза с пластиной и при их равномерном перемещении по поверхности контртела проводили динамометром И-61852. Значение коэффициента трения для каждого случая вычисляли, используя формулу $F = \mu N$, где F – сила трения, Н; N – давящая сила, Н. Результаты приведены в таблице 1.

Полученные значения коэффициентов трения свидетельствуют о его снижении по сравнению со случаем контакта материалов пластины без МДО-покрытия и контртела.

Испытаниям на износостойкость подвергали пластину из титанового сплава ВТ4 с МДО-покрытием. В качестве контртела был использован валы из титанового сплава ВТ6 диаметром торца 16 мм. Частота оборотов шпинделя вертикально-сверлильного станка составляла 800 мин⁻¹. Усилие прижатия торца вала к пластине 1,75 кгс. Было выполнено два испытания последовательно с каждой стороны пластины. При этом в качестве контртела были использованы два одинаковых вала – по одному на каждую сторону пластины. После проведения испытаний образцы изучали визуально (рисунок 10). Были обнаружены

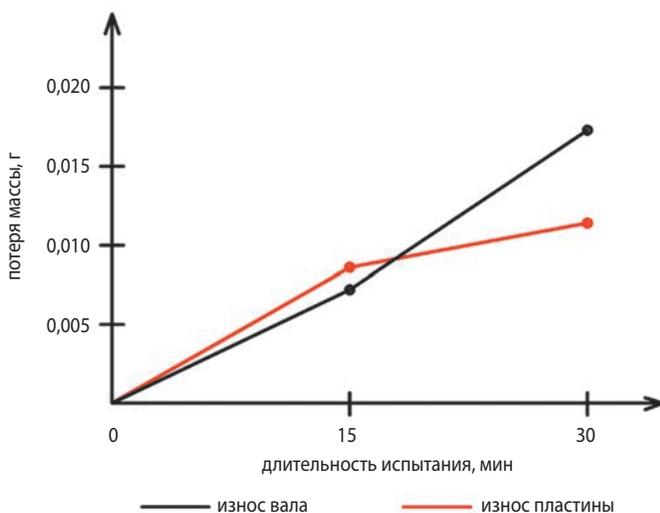


рисунок 11. Графики зависимости потери массы образца от длительности испытания

дорожки износа и продукты трения, которые частично шаржируются в рабочие поверхности. Картина износа после каждого испытания принципиально не отличалась, что говорит об одинаковом механизме износа.

До и после каждого испытания пластина и контроло взвешивались на весах аналитических СЕ124-С. Длительность испытаний составляла 15 и 30 минут. Сведения об испытаниях приведены в таблице 2.

Изобразим результаты испытаний на одном графике (рисунок 11).

Полученные данные свидетельствуют о том, что при небольшом времени изнашивания пластина с МДО-покрытием изнашивается больше, чем титановый вал. Что связано с удалением в процессе изнашивания верхнего рыхлого слоя МДО-покрытия и с заполнением пор покрытия продуктами износа. При дальнейшем росте времени изнашивания износостойкость МДО-покрытия растёт и уже при времени работы, равном 30 мин, превосходит износостойкость титанового сплава в 1,52 раз. Что свидетельствует об эффективности МДО-покрытия как износостойкого материала при большом времени работы контактирующих образцов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ способов повышения эксплуатационных характеристик колёс луноходов выявил основные направления для дальнейших исследований и наземной отработки.

Обеспечение высоких эксплуатационных характеристик в части показателей сцепления с опорной поверхностью и создания тягового усилия при движении в условиях грунта, рельефа и гравитации Луны достигается использованием в конструкции колёс лунохода грунтозацепов. По результатам анализа взаимодействия колёс, оснащённых грунтозацепами, со слабосвязанным грунтом сформирован алгоритм расчёта углового шага и высоты грунтозацепов, которые обеспечивают высокие показатели сцепления и передаваемого тягового усилия при движении по лунному грунту. Также выявлено, что применение смещённых V-образных грунтозацепов обеспечивает наилучшую курсовую устойчивость при движении шасси лунохода.

Для снижения абразивного воздействия лунной пыли и лунного грунта на грунтозацепы колёс лунохода, влекущие за собой ухудшение показателей подвижности и проходимости лунохода в целом, рекомендовано уделить внимание специальным керамическим покрытиям, сформированным на поверхностях грунтозацепов. Рассмотренные в статье результаты испытаний на износ образцов

из титанового сплава ВТ4 с МДО-покрытием и без него, свидетельствуют, что подобные покрытия повышают износостойкость грунтозацепов при большом времени эксплуатации в условиях взаимодействия с абразивными средами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Варваров Н.А. Седьмой континент. М.: Изд-во Московский рабочий, 1973. 288 с.

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В., Розин П.Е. Анализ траекторий выведения КА на высокие орбиты искусственного спутника Луны с использованием двухимпульсного торможения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 27-37.

Дмитриев А.О., Седых О.Ю., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Концепция энергоинформационного обеспечения лунохода в полярных областях // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 62-66.

Котляров Е.Ю., Малая Е.В., Сысоев В.К. и др. Концепция защитных трансформируемых конструкций для луноходов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2024. № 12. С. 1-20. DOI 10.18698/2308-6033-2024-12-2408.

Маров М.Я. Исследования Луны автоматическими космическими аппаратами // Космические исследования. 2023. Т. 61, № 1. С. 52-77. DOI 10.31857/S0023420623010041.

Слюта Е.Н. Физико-механические свойства лунного грунта (обзор) // Астрономический вестник. 2014. Т. 48, № 5. С. 358-382.

Штокал А.О., Рыков Е.В., Добросовестнов К.Б. и др. Пути повышения надёжности работы узлов раскрытия космических аппаратов с отложенным срабатыванием // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 60-67.

Rosenfeld E.V., Korolev A.V., Zakharov A.V. Lunar nanodust: Is it a borderland between powder and gas? // Adv. Space Res. 2016. Vol. 58. P. 560-563. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2016.05.022>.

Skonieczny K., Moreland S.J., Wettergreen D.S. A Grouser Spacing Equation for Determining Appropriate Geometry of Planetary Rover Wheels // 2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. P. 5065-5070.

Sutoh M., Nagaoka K., Nagatani K., Yoshida K. Design of wheels with grousers for planetary rovers traveling over loose soil // Journal of Terramechanics. 2013. Vol. 50. P. 345-353.

Статья поступила в редакцию 15.05.2025

Статья после доработки 23.07.2025

Статья принята к публикации 23.07.2025

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ И ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА УСТАНОВКИ ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИ АВТОНОМНОГО ТЕПЛОТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА НА БОРТУ КА

DEVELOPMENT OF A CONCEPT AND ANALYSIS OF THE TEMPERATURE CONDITION FOR AN AUTOMOUS HEAT- TECHNOLOGY EXPERIMENT ON BOARD A SPACECRAFT



Е.Ю. Котляров¹,
кандидат
технических наук,
key@laspace.ru;
E.Yu. Kotlyarov



Г.П. Серов¹,
SerovGP@laspace.ru;
G.P. Serov



Д.В. Тулин¹,
TulinDV@laspace.ru;
D.V. Tulin



Ю.В. Панин¹,
кандидат
технических наук,
PaninIUV@laspace.ru;
Yu.V. Panin

Предложена концепция орбитальной эргонезависимой от бортовых систем КА испытательной установки с целью её применения в составе КА, предназначенного для астрофизических исследований. С помощью вычислительного эксперимента выполнен анализ температурного режима предполагаемого объекта испытаний (ОИ), применительно к типичным внешним условиям, формируемым на борту КА для данного ОИ. Установка представляет собой доработанную, ранее опробованную в составе нескольких КА для оценки деградации термооптических покрытий в космосе, так называемую панель контрольных элементов (ПКЭ). Новая концепция предполагает модификацию и использование ПКЭ с целью исследования теплопередающих характеристик различных теплопередающих агрегатов и элементов, для чего организована передача теплового потока через ОИ между горячим и холодным радиаторами. Предложены некоторые варианты ОИ и направления доработки ПКЭ.

A concept of a test facility is proposed, which is energy-independence from onboard systems, and will be intended for use in a spacecraft for astrophysical research. With help of a computational experiment, the temperature regime of the proposed test object (TO) was analyzed in relation to typical conditions formed on the spacecraft board for this TO. The setup is a modified Test element panel (TEP), previously tested as part of several spacecraft to assess the degradation of thermo-optical coatings in space. The new concept assumes the use of the TEP to study the heat-transfer characteristics of various thermal control units and elements, for which purpose the heat flow is transferred through the TO between hot and cold radiators. Variants of some TO and ideas for modifying the TEP are proposed.

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

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

Ключевые слова:
температурный режим;
теплофизический эксперимент;
тепловая труба;
теплопровод;
лётный эксперимент;
энергонезависимые испытания.

Keywords:
temperature condition;
thermophysical experiment;
heat pipe;
heat conductor;
flight experiment;
energy-independent tests.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.012

ВВЕДЕНИЕ

Проведение лётных испытаний, направленных на определение рабочих характеристик различных теплотехнических устройств и материалов, применяемых в составе систем обеспечения теплового режима (СОТР) КА – наиболее важный этап на пути внедрения новых технических решений в процессе создания перспективных современных изделий космической техники. Технологические эксперименты на борту КА являются дорогостоящими и преимущественно выполняются по остаточному принципу (в качестве попутной нагрузки) так, чтобы оказывалось минимальное влияние на бюджеты масс и электроэнергии, а также не создавались ограничения на применение служебного и целевого оборудования КА. В связи с этим, разработка самодостаточных сборок/инсталляций, позволяющих организовать лётные испытания теплотехнических устройств с минимальным привлечением ресурсов КА представляют собой актуальную задачу.

1. Практика применения энергонезависимых теплофизических экспериментальных установок в составе КА НПОЛ

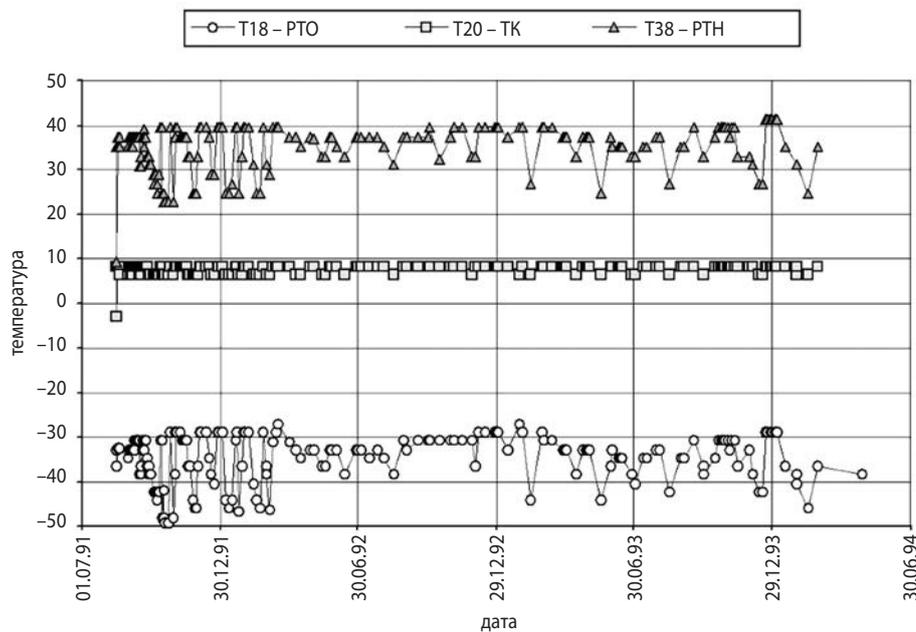
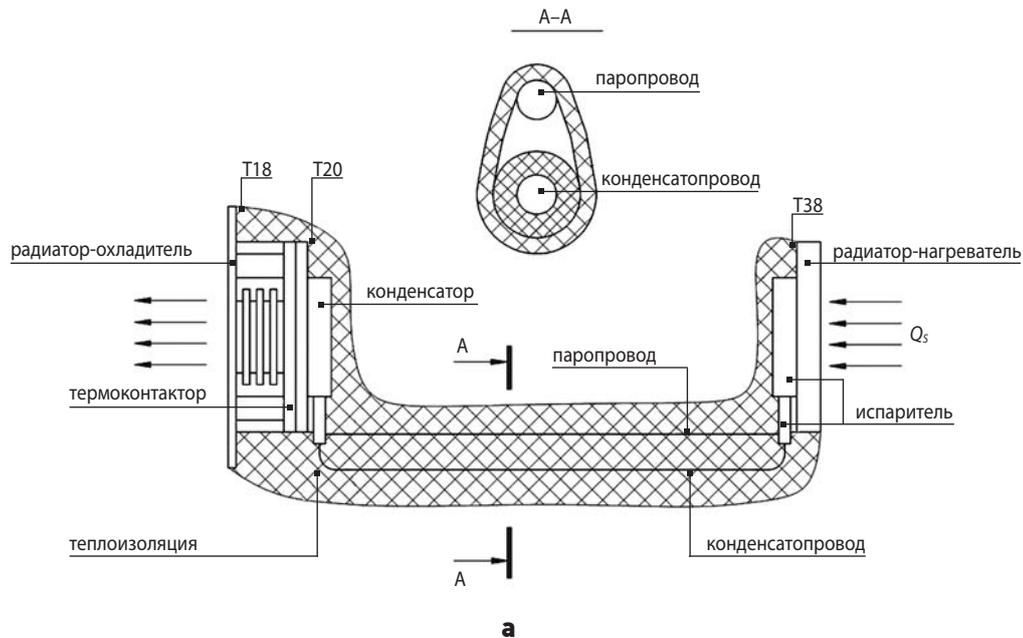
В качестве наиболее ярких примеров энергетически независимых и при этом достаточно продолжительных лётных теплотехнологических экспериментов, выполненных на борту КА НПОЛ, можно предъявить испытания лётного демонстратора ALYONA с контурной тепловой трубой на борту КА «ГРАНАТ», а также эксперимент с ПКЭ для исследования деградации термооптических покрытий на борту КА серии «ЭЛЕКТРО-Л».

В первом случае на борту космической обсерватории «ГРАНАТ» с целью проведения исследований были установлены два теплопередающих агрегата (Orlov A.A. et al., 1997), разработанных для применения в перспективных СОТР НПОЛ. Принципиальная схема экспериментальной установки показана на рисунке 1а. В качестве объектов испытаний здесь

выступили контурная тепловая труба (КТТ) и термомоноконтактор (ТК). С учётом того, что при функционировании КА применялась условно постоянная солнечная ориентация, специалисты НПОЛ разработали экспериментальную установку, снабжённую солнечным радиатором-нагревателем (РТН) и радиатором-охладителем (РТО), которые были соответствующим образом сориентированы в составе КА. Это позволило провести лётные испытания устройств без использования бортовой энергии КА. Длина транспортных зон КТТ, которая составляла около 4 м, позволила установить указанные радиаторы с разных сторон КА и выполнить их тепловое соединение. Последовательно с контурной тепловой, между её конденсатором и радиатором-охладителем был установлен термомоноконтактор с плавящимся веществом (C_8H_{18}), стабилизирующим температуру в зоне соединения ТК с конденсатором КТТ. Контроль температурного состояния экспериментальной установки осуществлялся с помощью трёх термодатчиков (Т18, Т20, Т38): рисунок 1б показывает результаты измерений, характеризующие работу экспериментальной установки в течение трёх лет.

Сборка РТН-КТТ-ТК-РТО практически постоянно передавала тепловой поток около 37 Вт. При этом температура РТН достигала порядка $+40^{\circ}C$ (Т38), температура РТО находилась на уровне $-40^{\circ}C$ (Т38), а температура, стабилизируемая в зоне установки конденсатора КТТ, составляла около $10^{\circ}C$ (Т20). Однако, когда КА попадал в тень Земли, вся экспериментальная установка могла охлаждаться ниже $-77^{\circ}C$. Во избежание риска утраты КТТ (при размораживании контурная труба могла разрушиться) её теплоноситель аммиак (NH_3) перед установкой на КА был заменён на пропилен (C_3H_6), который не замерзал.

В результате воплощённой инициативы по созданию лётной экспериментальной установки ALYONA впервые в мире: теплопередающий агрегат типа КТТ был успешно использован в космосе; в КТТ в качестве теплоносителя был применён пропилен, который сейчас повсеместно используется в КА разных стран для создания незамерзающих РТО на базе КТТ; была подтверждена многолетняя способность



б

а – принципиальная схема;

б – результаты измерений температуры.

рисунок 1. Лётный теплотехнологический эксперимент на борту КА «ГРАНАТ»

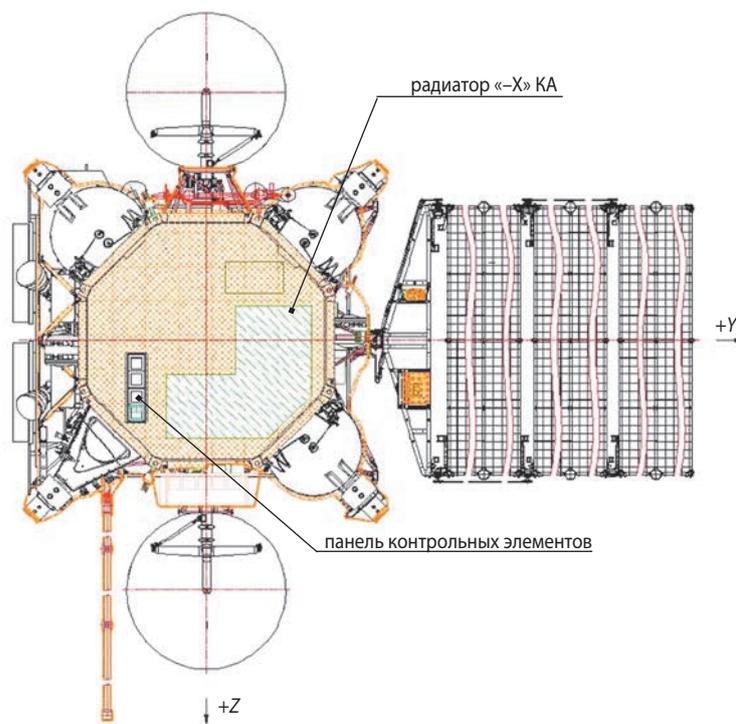
КТТ функционировать в космосе стабильно и без деградации; были убедительно подтверждены неоднократные, безотказные, повторные самостоятельные запуски КТТ на борту КА (что необходимо для возобновления циркуляции теплоносителя в КТТ, после захода КА в тень).

Кроме этого, в составе КА в условиях воздействия космических факторов была подтверждена безупречная работоспособность термоконтактора с плавящимся веществом (изооктан) и продемонстрировано стабильное поддержание заданной температуры с помощью ТК.

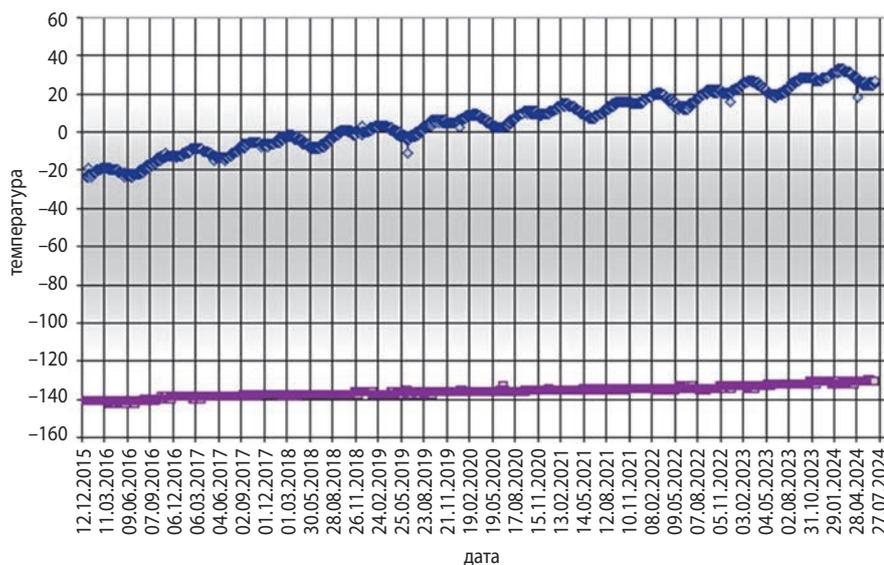
Во втором примере на трёх КА серии «ЭЛЕКТРО-Л», работающих на геостационарной орбите (Асмус В.В. и др., 2012), со стороны «-X» ССК КА была размещена т.н. панель контрольных элементов (рисунок 2а).

На панели были установлены четыре термически развязанных (от конструкций панели и КА) небольших прямоугольных алюминиевых пластины, т.н. контрольных элемента, поверхности которых ориентированы в открытое космическое пространство. На контрольные элементы (КЭ) были нанесены терморегулирующие покрытия (ТРП) разного типа,

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ И ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА УСТАНОВКИ ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИ АВТОНОМНОГО ТЕПЛОТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА НА БОРТУ КА



а



б

а – место панели контрольных элементов в составе КА; **б** – результаты измерения температуры КЭ с покрытием ЭКОМ-1.

рисунок 2. Лётный теплотехнологический эксперимент на борту КА «ЭЛЕКТРО-Л»

а на внутренней стороне каждого КЭ был установлен термодатчик. Место установки ПКЭ и специфика пространственного положения КА позволяли наблюдать и регистрировать с помощью системы телеметрии минимальную и максимальную температуры КЭ каждые сутки. Рисунок 2б показывает результаты измерений, выполняемых на протяжении более восьми лет. Рассмотрение теплового баланса ПКЭ, с учётом известной ориентации КА, позволило количественно оценить деградацию нескольких типов ТРП, используемых в СОТР НПОЛ. Попутно

анализировались качество тепловых развязок, надёжность клеевых соединений и т.п. Более детально и наглядно внешний вид ПКЭ показан на рисунке 3. Указанные здесь варианты термооптических покрытий соответствуют лётному эксперименту ПКЭ в составе КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1.

Второй пример орбитального теплотехнологического эксперимента показал, что экспериментальная установка может быть не только энергетически самодостаточной, но также компактной и легковесной, поэтому её потенциальное использование на других

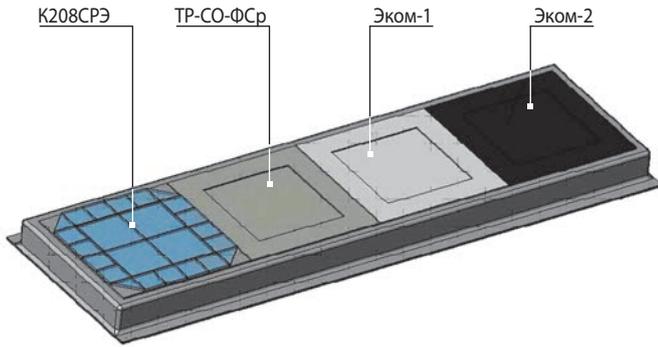


рисунок 3. Панель контрольных элементов в конфигурации, используемой в составе КА серии «ЭЛЕКТРО-Л»

научных КА НПОЛ оказалось предсказуемо востребованным. При этом анализ возможностей данной энергонезависимой установки, который можно было бы реализовать в иных условиях внешних воздействий, а также применительно к другим объектам испытаний, целенаправленно не проводился.

Далее рассмотрены предложения по модификации ПКЭ, а также прогнозируются её возможные температурные режимы в составе КА, использующего траекторию и пространственные положения, аналогичные применяемым в миссиях типа «СПЕКТР УФ» (Мошнеев А.А. и др., 2024).

2. Концепция нового лётного эксперимента, организованного на базе панели контрольных элементов

Итак, в панели, которую предлагается модифицировать, установка пластин, находящихся в лучистом теплообмене с открытым космосом, выполнена на рамной конструкции, имеющей форму прямоугольного параллелепипеда (рисунок 3). Фронтальная часть панели КЭ способна нести 4 пластины, примерно $\sim 100 \times 100$ мм, ориентированных в открытое пространство и не находящихся в поле зрения друг друга. Тыльная теплоизолированная часть панели ориентирована в сторону КА. Высота боковых граней ПКЭ имеет наименьший из габаритных размеров, но анализируемые здесь варианты доработки панели при необходимости предусматривают возможность увеличения высоты панели до ~ 100 мм.

При установке модифицированной ПКЭ на конструкцию научно-исследовательского КА предполагается размещать её по «+Z» ССК КА. Специфика применения КА данного типа подразумевает следующую его ориентацию относительно Солнца. Угол между осью «+X» и направлением на Солнце в плоскости XOZ может принимать значения в диапазоне от 40 до 165° ; угол выхода направления на Солнце

из плоскости XOZ составляет не более $\pm 10^\circ$, при этом его проекция на плоскость XOZ располагается в полуплоскости $Z > 0$. Продолжительность тени может составлять не более 1,2 часа.

Рисунок 4 показывает, что для инсталляции ПКЭ в составе КА для панели отведено место на ферме между полезной нагрузкой (ПН) и модулем служебных систем (МСС).

Концепция энергонезависимой испытательной установки (т.е. модифицированной ПКЭ), предназначенной для проверки работоспособности, а также для исследования рабочих (и/или ресурсных) характеристик перспективных теплопередающих агрегатов предполагает:

- создание РТН и РТО на базе имеющихся алюминиевых пластин;
- размещение ОИ на ПКЭ в качестве теплопередающего элемента (т.е. использование ОИ для тепловой связи) между РТН и РТО;
- применение дублирующих (аналогичных основным и используемым в качестве референсных) РТН и РТО, которые не соединены с ОИ, но присутствуют в составе ПКЭ для более объективного анализа температурного режима и теплового баланса;
- постановку методики эксперимента и организацию контроля температурных характеристик ПКЭ, исходя из наличия четырёх телеметрических измерительных каналов;
- качественную термическую развязку панели от конструкции КА и отсутствие электронагревателей.

Далее, для предлагаемой здесь энергонезависимой испытательной установки, создаваемой на базе ПКЭ, будем применять название панель автономных тепловых испытаний (ПАТИ).

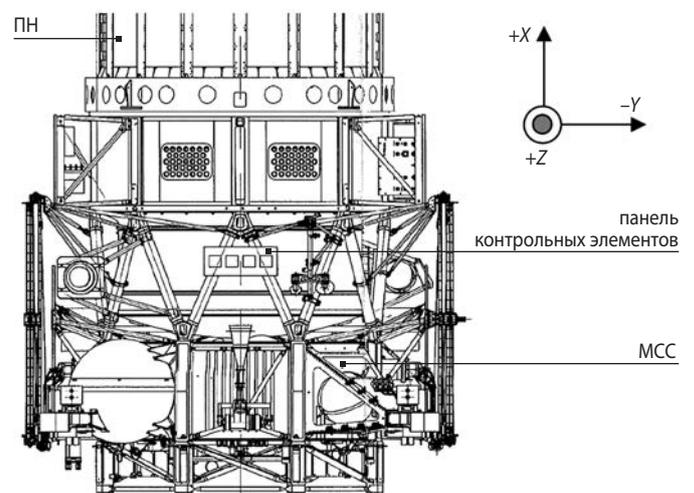


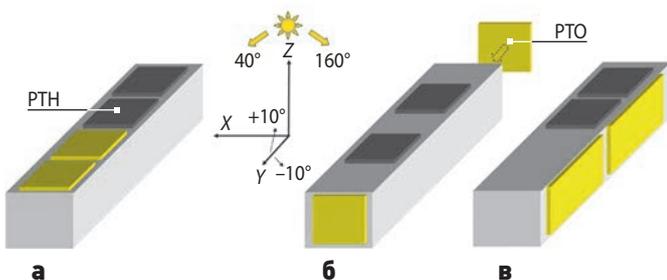
рисунок 4. Панель контрольных элементов в составе научного КА

3. Вычислительный эксперимент для оценки температурного состояния перспективной экспериментальной установки

Для оценки возможностей ПАТИ с помощью вычислительного эксперимента рассмотрим некий типовой агрегат СОТР, имеющий тепловую проводимость 1 Вт/К. Данный теплопередающий агрегат, являющийся объектом испытаний, должен обеспечивать тепловое соединение греющей и охлаждающей пластин панели. При проведении настоящего вычислительного эксперимента сфокусируем внимание на уровнях достигаемых температур на ОИ, а также на передаваемом с помощью ОИ тепловом потоке. Эта информация в дальнейшем позволит подобрать для испытаний подходящий в качестве ОИ теплопередающий агрегат, разработать методику его испытаний и алгоритм обработки телеметрической температуры.

Температурные условия для ОИ будут формироваться в зависимости от характеристик покрытий РТО и РТН, а также их пространственного положения относительно Солнца, Земли и КА. В соответствии с рисунком 5 рассмотрим три варианта компоновки ПАТИ. Варианты отличаются положением и ориентацией пластин 100×100 мм, выбором конкретных пластин для соединения с ОИ и выбором ТРП для РТН. При анализе каждой компоновки ПАТИ предусмотрен расчёт горячего и холодного случаев для начала и для конца ресурса, а именно:

- вариант 1 горячий – $SOZ=0^\circ$, холодный – $SOZ=70^\circ$ (т.е. -20°);
- вариант 2 горячий – $SOZ=10^\circ$ (плюс, засветка бокового РТО /Y/ угол к нормали 80°), холодный – $SOZ=70^\circ$ (боковой РТО ориентирован в открытый космос, а также «видит» КА с угловым коэффициентом 0.1);
- вариант 3 (условно) горячий – $SOZ=40^\circ$ (засветка бокового РТО /-X/ уг. 50°), холодный – $SOZ=70^\circ$ (боковой РТО ориентирован в открытый космос, видит КА с угловым коэффициентом 0.3, площадь РТО в этом варианте в два раза больше за счёт задействования двух РТО, т.е. площади, соответствующей габаритам 200×100 мм.



а – вариант 1; **б** – вариант 2; **в** – вариант 3.

рисунк 5. Постановка вычислительного эксперимента, компоновки ПАТИ

В каждом варианте применяется два РТО и два РТН. Одна пара РТО-РТН связана с помощью ОИ, который представлен тепловой проводимостью 1 Вт/К. Начало и конец ресурса отражается изменением величины A_s для покрытия РТО с 0.34 до 0.55 соответственно (эти значения выбраны исходя из оценки A_s в лётном эксперименте КА НПОЛ), значения ϵ как для РТН, так и для РТО принято 0.88.

Для повышения рабочих температур и передаваемого потока ОИ (в качестве альтернативы чёрному покрытию «ЭКОМ-2» для нанесения на РТН) рассмотрено селективное покрытие типа «Чёрный никель». Типичные достигаемые характеристики такого покрытия A_s/ϵ 0.9/0.2. Для корпуса КА принято покрытие облицовкой ЭВТИ НИИКАМ РАМ-2 A_s/ϵ 0.4/0.6.

В рамках предварительного анализа температурного состояния ОИ теплоизоляция и развязки пластин, несущих ТРП, считаются идеальными. Теплообмен с Землёй и с другими небесными телами отсутствует. Упрощённая Тепловая математическая модель, специально разработанная для анализа температурного состояния ОИ, рассматривает имеющиеся РТО и РТН в виде отдельных изотермичных узлов, дополнительный узел воспроизводит поверхность КА. Для каждого узла решается система уравнений стационарного теплового баланса вида

$$Q_s \pm Q_{OI} + Q_{RAD} + Q_{KA} = 0,$$

где Q_s – поглощённый солнечный тепловой поток с учётом A_s и угла направления на Солнце; Q_{KA} – инфракрасный поток от КА с учётом директивно определённого телесного угла; Q_{RAD} – излучаемый РТО или РТН тепловой поток в космос; Q_{OI} – кондуктивный поток через ОИ, для узлов, связанных с помощью ОИ. Результаты вычислительного эксперимента представлены в таблице 1 и в таблице 2 для случаев использования в качестве покрытия РТН «ЭКОМ-2» и «Чёрного никеля» соответственно. В таблицах представлена расчётная температура, полученная только для РТО, поскольку передаваемый ОИ поток мал, а температуры РТН и РТО достаточно близки. При необходимости среднюю температуру ОИ можно определить в одно действие, однако учитывая то, что тепловой баланс рассмотрен упрощённо, а внешние условия оказывают доминирующее влияние на уровень искомых температур, допустимо считать температуры РТО и ОИ предельно близкими с учётом погрешности.

Результаты показывают, что для рассмотренных расчётных случаев минимальный уровень температуры ОИ (в пределах единой компоновки) может составлять $-20...+64^\circ\text{C}$, а максимальный $+51...+150^\circ\text{C}$. При этом диапазон рабочих температур может растягиваться до $\sim 80...100$ К. Передаваемый поток в случае применения «ЭКОМ-1» составляет $\sim 1...5$ Вт, а для «Чёрного никеля» $\sim 3...10$ Вт.

Наличие отсоединённых от ОИ пластин, аналогичных тем, что соединены с ним, в перспективе позволит судить о влиянии на режимы работы ОИ не только его собственных характеристик, но и сопутствующих факторов, в частности деградации РПН, однако принцип такого применения РТН/РТО может быть пересмотрен в пользу увеличения тепловой нагрузки на ОИ или смещения рабочего диапазона температур ОИ. Так, например, удвоение площадей РТО и РТН позволит в два раза увеличить тепловую нагрузку ОИ (до 20 Вт). Приоритетное решение для действий в этом направлении должно быть сформулировано с учётом результатов автономных ТВИ ОИ.

таблица 1 – Температура РТО, покрытие РТН «ЭКОМ-2»

вариант	начало ресурса	конец ресурса	начало ресурса	конец ресурса
	$T_{РТО}$	$T_{РТО}$	$Q_{ОИ}$	$Q_{ОИ}$
1-Х	1.28	12.67	1.2	0.8
1-Г	84.7	100.1	3.5	2.1
2-Х	-15.5	-15.5	1.9	1.9
2-Г	60.6	63.8	5.3	5.0
3-Х	-20.0	-20.0	2.0	2.0
3-Г	47.9	63.6	3.7	2.6

таблица 2 – Температура РТО, покрытие РТН «Чёрный никель»

вариант	начало ресурса	конец ресурса	начало ресурса	конец ресурса
	$T_{РТО}$	$T_{РТО}$	$Q_{ОИ}$	$Q_{ОИ}$
1-Х	38.3	50.8	3.1	2.9
1-Г	133.2	149.6	8.9	8.4
2-Х	18.6	18.6	3.4	3.4
2-Г	105.3	108.8	9.6	9.5
3-Х	-1.6	-1.6	3.6	3.6
3-Г	71.1	87.4	7.7	7.4

Отдельный интерес представляет экстремальное охлаждение ПАТИ при заходе КА в тень, поскольку охлаждение исследуемого ОИ может потребовать восстановления его рабочего состояния, потерянному, например, в результате кристаллизации теплоносителя, критического снижения капиллярного напора и т.п. Подобные ситуации могут рассматриваться как отдельные, и даже имеющие свою ценность, режимы испытаний.

При попадании КА в тень – скорость и степень остывания ОИ можно оценить, рассмотрев т.н. регулярный режим охлаждения (Кондратьев Г.М., 1957):

$$T_{ОИ2} = (T_{ОИ1} - T_{ОС}) / \exp(\Delta t \cdot m) + T_{ОС}.$$

Здесь $m = \alpha_{Л} \cdot F / C$ – темп охлаждения;

$\alpha_{Л} = 5.67 \cdot 10^{-8} \varepsilon \cdot (T_{ОИ}^2 + T_{ОС}^2) \cdot (T_{ОИ} + T_{ОС})$ – линеаризованный лучистый коэффициент теплоотдачи;

$T_{ОИ2}$ – новое значение температуры ОИ на интервале времени Δt ;

$T_{ОИ1}$ – начальное значение температуры ОИ на интервале времени Δt ;

$T_{ОС}$ – температура фона (принята 100 К);

Δt – шаг/интервал времени (принят 90 с);

C – теплоёмкость сборки РТН-ОИ-РТО (принята 250 Дж/К);

температура ОИ при $\tau=0$ (принята 253 К, т.к. рассматривается холодный случай);

степень черноты участвующих (в охлаждении ОИ) поверхностей РТО и РТН ε принята 0.88 (площадь 0.02 м²);

общее время нахождения в тени принято ~4320 с.

Результаты оценки демонстрирует график на рисунке 6. Расчётная кривая охлаждения для условно изотермичной сборки РТН-ОИ-РТО указывает на то, что в течение одного часа после попадания КА в тень температура ОИ может понизиться примерно до -65°C . Дополнительными расчётами было подтверждено, что изменение $T_{ОС}$ в диапазоне 5...100 К, на полученный на рисунке 6 результат влияет незначительно.

4. Некоторые рекомендации для выбора объекта испытаний ПАТИ

С помощью упрощённого вычислительного эксперимента было определено, что на ОИ поддерживается невысокая тепловая нагрузка, заметно изменяющая своё значение, при этом рабочая температура ОИ может плавать в диапазоне до ~100 К, а уровень этой температуры некоторым образом можно изменять, выбирая покрытие для РТН.

Для полученных температурных условий и величин передаваемых потоков существует некоторая номенклатура перспективных не исследованных на орбите пассивных теплопередающих агрегатов, которые можно было бы испытать с помощью ПАТИ с целью подтверждения их работоспособности и стабильности характеристик. При этом на первом месте логично было бы рассматривать теплопроводы на базе ТТ.

Например, в патенте (Котляров Е.Ю., Серов Г.П., 1995) предлагается востребованное при проектировании перспективных СОТР техническое решение КТТ с радиатором запуска, но оно было недостаточно изучено и проверено на практике. Разработана альтернативная концепция клапана-регулятора для КТТ (Котляров Е.Ю., Серов Г.П., Луженков В.В., 2022), в которой для настройки и работы клапана используется не наддув аргоном, а пружина. Этот пример технологически сложнее, причём он не отработан на Земле, что снижает его приоритет в качестве ОИ для ПАТИ.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ И ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА УСТАНОВКИ ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИ АВТОНОМНОГО ТЕПЛОТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА НА БОРТУ КА

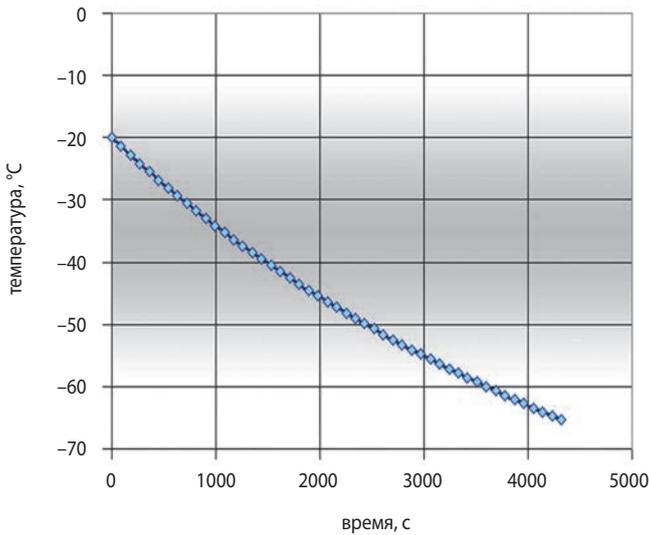
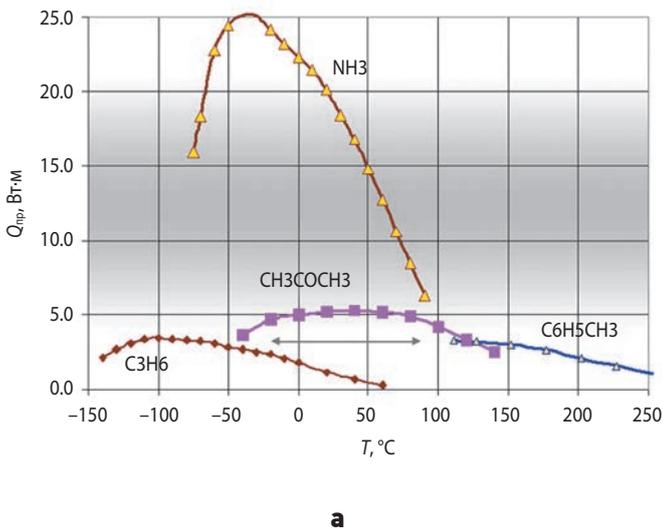
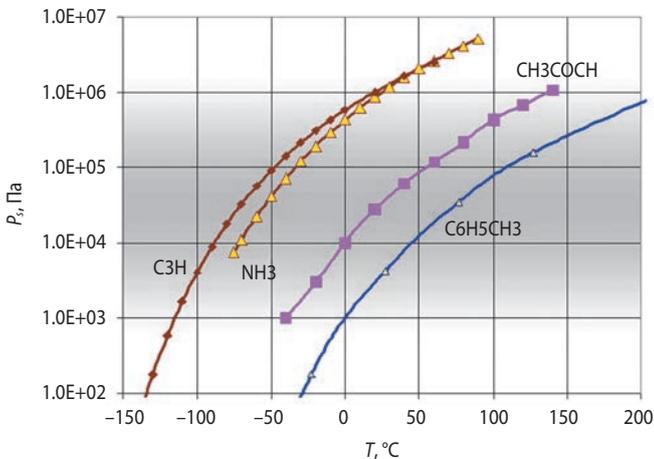


рисунок 6. Изменение температуры ОИ при попадании в тень продолжительностью 4320 с



а



б

рисунок 7. Теплопередающая способность канала АТТ с разными теплоносителями

На начальном этапе своего применения ПАТИ, в известной мере, тоже проходит испытания, поэтому наиболее простой и предсказуемый вариант ОИ является наиболее предпочтительным. Таковым может выступить комбинированный теплопровод на базе АТТ (Панин Ю.В., 2025; Финченко В.С. и др., 2018), т.е. теплопровод применяющий два и более теплоносителя с целью расширения своего рабочего диапазона температур.

Выполним упрощённую сравнительную оценку теплопередающей способности АТТ при заправке разными теплоносителями, например, аммиаком, пропиленом, ацетоном и толуолом. Для этого воспользуемся уравнением Пуазейля для цилиндрического канала (соизмеримого с омегаобразной канавкой АТТ) и уравнением Лапласа для капиллярного напора. Опираясь на допущения о том, что весь капиллярный напор реализован на поддержание движения жидкости в канавке/канале, определим предельную нагрузку с помощью выражения

$$Q_{\text{пр}} = \frac{\sigma \cdot r \cdot \rho \cdot \pi \cdot d_{\text{г}}^4}{128 \cdot R_{\text{эфф}} \cdot \mu \cdot L},$$

где $R_{\text{эфф}}$ – эффективный капиллярный радиус; ρ – плотность; μ – вязкость; $d_{\text{г}}$ – гидравлический диаметр (1 мм); σ – поверхностное натяжение; r – теплота испарения; L – длина канала (1 м).

Рисунок 7а показывает полученный расчётный предельный поток для единичного канала в зависимости от температуры, а на рисунке 7б, в качестве дополнительной информации показано, как вместе с температурой изменяется давление насыщения (это также позволяет судить о рабочем диапазоне ТТ).

Представленные результаты очередной раз наглядно подтверждают, что повсеместно используемый для ТТ аммиак заметно лучше других теплоносителей, однако и при заправке другими теплоносителями ТТ остаются востребованными для применения в различных СОТР. Из графика $Q_{\text{пр}}=f(T)$ также видно, что пара ацетон-пропилен, в отличие от аммиака, позволяет охватить рабочий температурный диапазон от -150 до $+150^{\circ}\text{C}$, а это может быть востребовано для термостатирования оборудования на элементах конструкции КА вне приборных панелей и гермоотсеков.

Сформулируем описание первого ОИ с учётом представленных выше рассуждений. Рисунок 8 демонстрирует, как можно с помощью ПАТИ осуществить лётную проверку функционирования комбинированного теплопровода с расширенным диапазоном рабочих температур.

Здесь пару РТН и РТО можно соединить параллельно двумя небольшими аксиальными АТТ (профиль с базовым размером 8 мм или 10 мм), одна из которых заправлена пропиленом, а другая ацетоном. Весь рабочий диапазон $-150 \dots +150^{\circ}\text{C}$ в рассмотренном месте установки ПАТИ на КА проверить

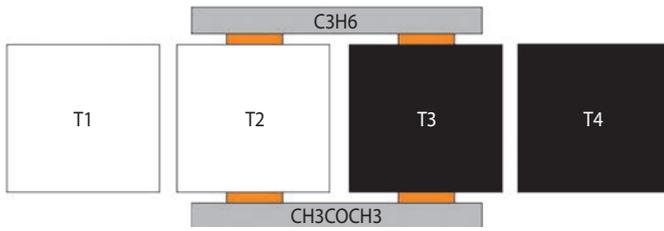


рисунок 8. Принципиальная схема испытаний теплопровода ацетон-пропилен в составе ПАТИ

более чем затруднительно, однако это можно сделать при ТВИ. В составе ПАТИ АТТ будут демонстрировать длительную работу сдвоенного теплопровода, причём в ожидаемый диапазон рабочих температур ОИ попадут те участки, на которых пропилен и ацетон перенимают друг у друга инициативу по передаче теплового потока.

Комбинацию теплоносителей в количестве двух, трёх и даже четырёх можно рассматривать для создания перспективных ОИ с учётом обоснования соответствующей технической проблемы. Например, рабочий температурный диапазон предлагаемой пары пропилен-ацетон хорошо сочетается с рабочими температурами конструкции солнечных панелей КА. Толуол-ацетон, возможно, интересная пара для проектов типа Интергелиозонд, где ожидаемые солнечные потоки могут достигать 17 кВт/м^2 и выше и т.п.

Цель предлагаемых для первого использования ПАТИ испытаний можно сформулировать следующим образом: «Исследование особенностей функционирования и рабочих характеристик комбинированного теплопровода с расширенным диапазоном рабочих температур». При этом попутной целью является изучение работы самой ПАТИ как универсальной энергетически самодостаточной (в составе КА) испытательной установки, границы применения и возможности которой можно расширять.

выводы и рекомендации

Выполненная работа показывает, что концепция ПАТИ работоспособна для рассмотренных здесь вариантов компоновки модифицированной панели в составе научно-исследовательского КА рассмотренного типа. Разработанное техническое решение может быть использовано с целью теплонагружения ОИ и контроля его характеристик, в частности, рассмотренный здесь вариант 1 позволит применить для этого существующую панель КЭ с минимальной доработкой. Для расширения возможностей применения предлагаемой ПАТИ можно последовательно отказаться от референсных РТО и РТН и за счёт этого увеличить РТО или РТН, используя сочетание пластин 3+1 или 1+3. Имеющиеся четыре температурных датчика позволяют получать достаточно содержательную информацию о длительном

функционировании ОИ на орбите. Планирование эксперимента с ПАТИ в составе конкретного КА следует осуществлять, используя для прогноза температур тепловую модель соответствующего КА. Далее, на основе полученных результатов, следует уточнять методики автономных ТВИ ПАТИ и обработки телеметрической информации будущего лётного эксперимента. Представленные материалы будут полезны для развития лётных теплотехнологических экспериментов в составе изделий НПОЛ.

список литературы

Асмус В.В., Дядюченко В.Н., Загребяев В.А. и др. Развитие космического комплекса гидрометеорологического обеспечения на базе геостационарных спутников серии «ЭЛЕКТРО-Л» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1. С. 3-14.

Кондратьев Г.М. Тепловые измерения. М., Л.: МАШГИЗ, 1957. 123 с.

Котляров Е.Ю., Серов Г.П. Контурная тепловая труба // Патент РФ № 2044983, F28D15/02. НПО им. С.А. Лавочкина. 1995. 7 с.

Котляров Е.Ю., Серов Г.П., Луженков В.В. Регулируемая контурная тепловая труба // Патент РФ № 215443, F28D15/02. НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. 9 с.

Луженков В.В., Котляров Е.Ю., Финченко В.С. К вопросу обоснования ограничений пространственной ориентации разгонного блока «Фрегат» по его тепловому режиму при доставке космического аппарата в заданную точку орбитального полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 11-18.

Мошнеев А.А., Котляров Е.Ю., Кочетков А.Ю., Михайлов А.Н. и др. Исследование влияния способа установки экранно-вакуумной теплоизоляции на эффективность низкотемпературной системы охлаждения целевой аппаратуры КА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 4-10.

Панин Ю.В. Этапы развития и совершенствования аксиальных тепловых труб как базового инструмента терморегулирования КА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2025. № 2. С. 77-83.

Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций / Под ред. д.т.н., проф. В.В. Ефанова, д.т.н. В.С. Финченко. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2018. 400 с.

Orlov A.A. et al. The Loop Heat Pipe Experiment on Board the GRANAT Spacecraft // Sixth European Symposium on Space Environmental Control Systems, ESA SP-400. Noordwijk, the Netherlands, 1997. P. 341-353.

Статья поступила в редакцию 01.07.2025

Статья после доработки 20.08.2025

Статья принята к публикации 20.08.2025

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ СОПУТСТВУЮЩЕЙ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ СВАРНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

PROSPECTS FOR THE APPLICATION OF CONCOMITANT VIBRATION TREATMENT OF WELDED STRUCTURES



А.С. Мосягин¹,
mosiaginas@laspace.ru;
A.S. Mosiagin



И.В. Стрельников^{1,2},
кандидат
технических наук,
strelnikoviv@laspace.ru;
I.V. Strelnikov



А.А. Антонов²,
доктор
технических наук,
trp91@rambler.ru;
A.A. Antonov

В статье рассматривается вопрос применения сопутствующей вибрационной обработки – механического воздействия во время дуговой сварки. Преимуществами технологии являются экономия времени производственного цикла, малая энергозатратность, контролепригодность, а также низкие затраты на капитальное строительство, малые габариты и мобильность оборудования. Сопутствующая вибрационная обработка позволяет снижать остаточные напряжения, тем самым повышая размерную стабильность во времени, а также уменьшать сварочные деформации, упрощая сборку и сводя к минимуму необходимость правки. Технология может применяться как альтернатива термической обработки, когда на сварную конструкцию наложены ограничения по температурному воздействию, при наплавке недостающего припуска на поверхности деталей, в том числе частично обработанных, а также при получении малогабаритных жестких сварочных узлов «коробчатого» типа. Приведены примеры применения сопутствующей вибрационной обработки на образцах и деталях.

The article discusses the application of concomitant vibration treatment – mechanical action performed during arc welding. The advantages of the technology are saving production cycle time, low energy consumption, controllability, as well as low capital construction costs, small size and mobility of equipment. The use of concomitant vibration treatment reduces residual stresses, thereby increasing dimensional stability over time, as well as reducing residual deformations, simplifying assembly and minimizing the need for correction. The technology can be used as an alternative to heat treatment, when temperature restrictions are imposed on the welded structure, when welding missing allowances on the surface of parts, including partially processed ones, as well as when obtaining small-sized rigid welding units of the “box” type. The possibilities of using concomitant vibration treatment on samples and parts are presented.

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

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

² РГУ нефти и газа (НИУ) им. И.М. Губкина, Россия, г. Москва.

Gubkin Russian State University of Oil and Gas (NIU), Moscow, Russia.

Ключевые слова:

вибрационная обработка; сварная конструкция; дуговая сварка; релаксация напряжений; стабильность размеров; сварная конструкция; сварочные деформации.

DOI: 10.26162/LS.2025.69.3.013

ВВЕДЕНИЕ

Производство несущих, связующих и герметичных конструкций космических аппаратов усложнено множеством требований к различным характеристикам: массе, надёжности, технологичности, времени цикла изготовления, а также энергетическим и экономическим затратам (Ефанов В.В. и др., 2021; Кудрявцев С.В. и др., 2022). Перечисленные конструкции представлены тонкостенными оболочками в виде цилиндра или тетраэдра с подкреплениями, рам из уголкового профиля, платформ из швеллеров, а также трубчато-фитинговыми фермами в качестве силовых каркасов спутников и адаптаций, панелями с элементами расположения навески для управляющих, электрических, терморегулирующих и предохранительных систем, цилиндрическими, сферическими и наборными баками для топлива или управляющей среды. Традиционным технологическим процессом получения данных конструкций является сварка, благодаря своей технологичности, универсальности, экономичности. Наиболее часто в космической отрасли применяются дуговые виды сварки (аргонодуговая сварка неплавящимся электродом, а также сварка плавящимся электродом), обеспечивающие повышенное качество и стабильность геометрии шва, а также ремонт-пригодность и контролепригодность (Коновалов А.В. и др., 2007; Овчинников В.В. и др., 2023).

Недостатками технологии дуговой сварки являются существенный объём расплавленного металла сварного шва и значительное тепловложение в сварной шов и зону термического влияния сварного соединения. Особенностью термомодеформационного цикла сварки является резкий, неравномерный нагрев, локализованный вдоль расплавляемых кромок и приводящий к расплавлению металла с образованием общей для свариваемых заготовок сварочной ванны движущимся источником электрической дуги. Вследствие характера нагрева и температурного расширения металла зоны термического влияния, ограниченного ненагретым основным металлом, возникают сжимающие напряжения. В случае превышения сжимающими напряжениями предела текучести, значение которого понижается при повышении температуры, происходят пластические деформации в зоне термического влияния. Далее происходит кристаллизация сварочной ванны с образованием сварного соединения и с дальнейшим достаточно быстрым его

Key words:

vibration treatment; welded structure; arc welding; stress relaxation; dimensional stability; welded structure; welding strain.

охлаждением. При охлаждении температурное сжатие металла зоны термического влияния приводит к возникновению растягивающих напряжений. Также, но в меньшей степени, чем при нагреве, сжимающие напряжения могут приводить к пластическим деформациям в зоне термического влияния. Кроме того, остаточные напряжения, имеющиеся в сварном шве и зоне термического влияния, могут вызывать постепенные пластические деформации в течение длительного промежутка времени как при межоперационной передаче в процессе изготовления, так и при эксплуатации, вследствие действия различных возмущающих факторов: колебаний температуры окружающей среды, механического воздействия при транспортировке, вибрации от находящихся поблизости станков. Данный процесс релаксации остаточных напряжений может приводить к поломкам механизмов, интенсификации коррозии под напряжением, а также к уменьшению сопротивления усталости. Остаточные пластические деформации необходимо учитывать при проектировании путём «чрезмерного» увеличения припусков на механическую обработку служебных поверхностей сварных конструкций: это приводит к увеличению массы, усложнению расточных, токарных или фрезерных операции, а в крайнем случае потребует правки. Можно заключить, что при изготовлении ответственных сварных конструкций аргонодуговой сваркой необходимо минимизировать остаточные напряжения и остаточные деформации (Коновалов А.В. и др., 2007; Сагалевич В.М. и др., 1986; Винокуров В.А. и др., 1984; Тальтов Г.Б., 1973).

1. Обзор основных мероприятий по уменьшению напряжений и деформаций в сварных конструкциях

Для предупреждения и уменьшения остаточных напряжений и деформаций в сварных конструкциях может применяться целый комплекс мер: конструкторские, технологические с оптимизацией технологии, технологические с введением дополнительной обработки. Конструкторские меры назначаются при проектировании сварной конструкции, на стадии разработки чертежей и их проверки на технологичность. Они включают в себя симметричное расположение сварных швов, применение симметричных типов

сварных соединений, уменьшение их поперечного сечения, применение, где возможно, прерывистых сварных швов, применение обжатой дуги. Технологические меры с оптимизацией технологии включают оптимизацию режима сварки, выбор схемы и приемов наложения сварных швов, расчленение сварной конструкции на несколько сборочных единиц, свариваемых вместе на следующем этапе, создание предварительных обратных деформаций, температурное регулирование и применение дополнительных интенсивных стоков тепла (предварительный подогрев всей конструкции перед сваркой, водоохлаждение элементов в зоне термического влияния), оптимизацию фиксации при сварке (клавишные прижимы, подпружиненные прижимы) (Сагалевич В.М., 1974; Винокуров В.А., 1968; Окерблом Н.О., 1964; Лащенко Г.И. и др., 2008; Вишняков Я.Д. и др., 1989).

В случае, если перечисленных мер оказывается недостаточно или их применение затруднено, прибегают к использованию технологических средств дополнительной обработки. В общем виде данные меры можно разделить на три группы: термические, деформационные и импульсно-вибрационные. Термической мерой снижения остаточных напряжений является термическая обработка, местный или общий отпуск). Термическая обработка выполняется как для всей сварной конструкции в целом в печи (общий отжиг или отпуск), так и местным способом (отпуск посредством локального нагрева газовой горелкой). Термическая обработка является традиционной технологией, она достаточно исследована и позволяет снизить уровень остаточных напряжений от 60 до 100%. Термическая обработка сварной конструкции совместно с приспособлением, в котором эта конструкция жёстко фиксируется, позволяет, помимо снижения уровня остаточных напряжений, выполнить термоправку. При осуществлении термической обработки сварной конструкции происходят локальные, пластические деформации наиболее напряженных участков в условиях понижения предела текучести при нагреве. Недостатками термической обработки являются высокая стоимость оборудования, большая трудоемкость изготовления жёстких, точных кондукторов для фиксации сварной конструкции в печи, удлинение производственного цикла и значительная энергозатратность (Сагалевич В.М., 1974; Окерблом Н.О., 1964; Корольков П.М., 2002; Винокуров В.А., 1973; Вишняков Я.Д. и др., 1989).

Деформационными мерами снижения остаточных напряжений являются местное пластическое деформирование (перегрузка) и прокатка сварных соединений (проковка), а также обработка взрывом. Местное пластическое деформирование (перегрузка) может приводить к чрезмерным искажениям формы (прогибам, искривлениям), а также надрывам. Прокатка сварных швов роликами или проковка применимы

только для листовых элементов, ограниченных по габаритным размерам и по толщине параметрами оборудования. Обработка взрывом сопряжена с повышенной опасностью как для исполнителя, так и для обрабатываемой сварной конструкции (Сагалевич В.М., 1974; Лащенко Г.И. и др., 2008; Вишняков Я.Д. и др., 1989).

Импульсно-вибрационными мерами снижения остаточных напряжений являются наклеп, дробеструйная обработка и вибрационная обработка. Наклёп бойковыми инструментами и обработка дробью снимают напряжения, однако они трудоёмки, область их воздействия ограничивается околоповерхностным слоем и они не приспособлены как для минимизации остаточных деформаций, так и снижения остаточных напряжений по всей толщине сварной конструкции. В настоящее время нашла применение технология вибрационной обработки, при которой сварная конструкция подвергается циклическому механическому воздействию на протяжении короткого промежутка времени. Данная технология имеет ряд достоинств: эффективность, минимальная энергозатратность, короткое время технологического цикла, экологичность, отсутствие воздействия на фазовый состав и на рост зерна, мобильность оборудования (Сагалевич В.М., 1974; Лащенко Г.И. и др., 2008; Вишняков Я.Д. и др., 1989; Дрыга А.И., 2004).

2. Виды вибрационной обработки сварных конструкций

По заданному периоду вибровоздействия различают сопутствующую сварке вибрационную обработку и послесварочную вибрационную обработку.

Послесварочная вибрационная обработка основана на микропластических деформациях при превышении суммы послесварочных напряжений и напряжений от вибровоздействия над пределом текучести. Данная технология разработана в 1970–1990-х годах и применяется для стабилизации размеров толстостенных или крупногабаритных жестких сварных конструкций, как правило жёстко закреплённых в сборочно-сварочных кондукторах, а также при последовательном группировании сборок (Дрыга А.И., 2004; Лащенко Г.И. и др., 2001; Govindarao P. et al., 2012; Ratnathicam Sh., 1979; Shaikh S.N., 2016).

Сопутствующая вибрационная обработка основана на интенсификации процессов ползучести в околошовной нагретой зоне термического влияния. Данная технология нашла применение в 1990–2000-х годах и используется для стабилизации размеров и снятия остаточных напряжений жестких, закреплённых сварных конструкций малых или средних размеров, а также при сварке толстостенных заготовок между собой или же при наплавке поверхностей на толстостенные детали (кронштейны, фитинги). Также

у сопутствующей вибрационной обработки имеются дополнительные преимущества перед послесварочной в повышении механических свойств (пластичности и усталостной прочности), в значительно большей эффективности стабилизации размеров, а также в сокращении производственного цикла. Оборудование и техника выполнения совмещенной и послесварочной вибрационной обработок совпадают. Контроль эффективности снижения остаточных напряжений при сопутствующей вибрационной обработке может выполняться различными методами: рентгеновской дифрактометрией, спекл-интерферометрией с засверливанием отверстия, ультразвуковым методом (Jose M.J. et al., 2016; Ingram E. et al., 2019; Пономарев К.Е. и др., 2023; Колесников Я.А. и др., 2006; Ризванов Р.Г. и др., 2012; Verma A. et al., 2011).

Применение виброобработки для сварных конструкций из различных материалов (стальных, алюминиевых), полученных дуговой сваркой, позволяет добиться почти двукратного снижения остаточных напряжений: отмечается, что снижение остаточных напряжений в стальных конструкциях, несколько больше, чем в алюминиевых. Многочисленные исследования показали, что в ряде случаев снижения остаточных напряжений достаточно для стабилизации размеров ответственных сварных конструкций (Пономарев К.Е. и др., 2024; Пономарев К.Е. и др., 2021; Ingram E. et al., 2019; Колесников Я.А. и др., 2006; Ризванов Р.Г. и др., 2012; Verma, A. et al., 2011).

3. Применение сопутствующей вибрационной обработки для снижения остаточных деформаций

Снижение остаточных деформаций путём применения сопутствующей вибрационной обработки было продемонстрировано на образцах. Исследования проводились на стыковых сварных соединениях на съёмной подкладке С4 ГОСТ 14806-80. Заготовки из двух пластин размерами 100x250 мм из алюминиевого сплава АМг6 ГОСТ 21631-76 толщиной 3 мм сваривали ручной аргонодуговой сваркой по длинным сторонам. Сравнивались два случая: традиционная сварка (образец № 2) и сварка с сопутствующей вибрационной обработкой (образец № 1). Предварительная подготовка поверхности образцов производилась путем травления, протирки спиртом и шабрения зон под сварку. Перед сваркой выполнялись прихватки длиной 10 мм в четырёх равномерно разнесённых местах, при этом обе заготовки были зафиксированы поджатием (исключая сварной шов и прилегающую зону) к опорной поверхности сварочного приспособления, по центру которого была выполнена канавка для формирования проплава сварного шва. После прихватки, перед сваркой одна из заготовок

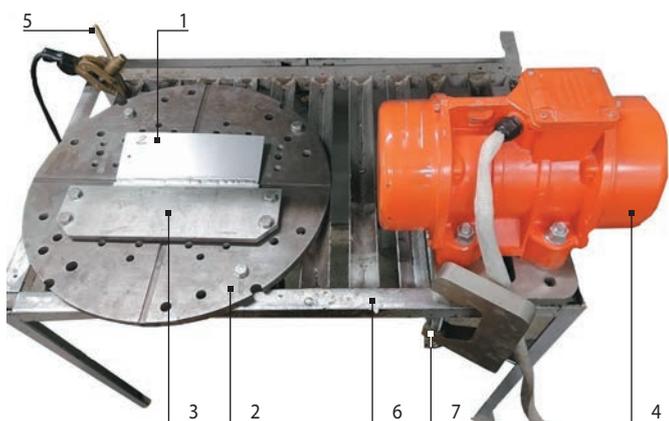
раскреплялась – для возможности свободного деформирования свариваемых заготовок друг относительно друга. Сварку выполняли на сварочном источнике питания Evotig 400 р AC/DC (Evospark, Россия) с применением в качестве присадочного материала присадочного прутка Tigrod 18.22 (ESAB, Швеция) диаметром 3,2 мм, вольфрамового электрода WL-15 ISO 6848-2004 диаметром 2,4 мм, защитного газа аргона высшего качества по ГОСТ 10157-2016. Сила тока составляла 100 А. Фактическая скорость сварки составляла в обоих исследуемых случаях 12...14 м/ч. Вибрация обеспечивалась технологическим комплексом «Резонанс» на базе асинхронного двигателя (Ультразвуковая техника, Россия), частота виброобработки 14 Гц. На рисунке 1 представлен стенд для сварки образцов с возможностью проведения вибрационной обработки: образец 1 закрепляется в сварочном приспособлении 2 посредством пластины для поджатия 3, асинхронный двигатель 4 для вибрационной обработки жёстко крепится к столу сварщика 6 посредством струбцины 7, также жёстко к столу сварщика крепятся винтовой зажим массы 5 сварочного источника питания и сварочное приспособление 2. Стол сварщика изолируется резиновыми подкладками от пола лаборатории.

Остаточные напряжения измерялись методом лазерной интерферометрии путём засверливания несквозных отверстий с последующим замером перемещений спекл-интерферометром ДОН-5ЦЗ (Губкинский университет, Россия). Параметры метода следующие: длина волны 532 нм, глубина и диаметр отверстия 1,5 и 3 мм соответственно. Измерения проводились на расстоянии 3...5 мм от линии сплавления сварного шва (Антонов А.А., 2010; Антонов А.А., 2013).

Результаты приведены на рисунках 2 и 3: образец № 2, полученный традиционной сваркой, имеет перемещение в плоскости большее, чем образец № 1, полученный сваркой с сопутствующей вибрационной обработкой. Для наглядного сравнения сварочных деформаций на некотором расстоянии красной линией проведена эквидистанта к краям образцов. Очевидно, что наложение вибрации во время сварки привело к значительному снижению сварочных деформаций. Выход из плоскости края одной заготовки относительно опирающийся на плоскость другой для образца № 1 составил 11 мм, для образца № 2 – 22 мм.

Измерение остаточных напряжений показало значения в 42...68 МПа для образца № 1 и 71...100 МПа для образца № 2.

Кроме того, эффективность снижения сварочных деформаций сопутствующей вибрационной обработкой было продемонстрировано на деталях: была выполнена наплавка недостающего припуска фитингов. Фитинги представляют собой кронштейны сварной фермы, имеющие обработанные стыковочные



- 1 – образец;
- 2 – сварочное приспособление с канавками;
- 3 – пластина для поджатия образца;
- 4 – асинхронный двигатель для вибрационной обработки;
- 5 – винтовой зажим массы сварочного источника питания;
- 6 – стол сварщика;
- 7 – трубка.

рисунок 1. Стенд для сварки образцов с возможностью проведения вибрационной обработки



рисунок 2. Сварные образцы, вид сбоку

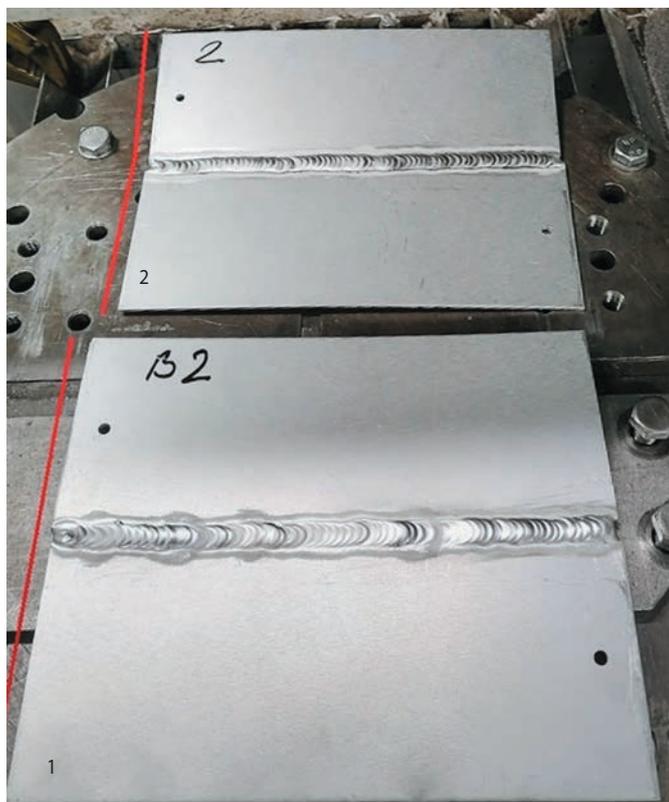


рисунок 3. Сварные образцы, вид сверху



рисунок 4. Фитинг после наплавки, закреплённый на стене

элементы и служащие для соединения трубных элементов между собой, поэтому их недопустимая чрезмерная деформация приводила к трудностям при проведении сборки сварной конструкции под сварку: стыковочные элементы отклонялись ориентировочно до 1...1,5 мм. Материал фитингов – сталь 25 ГОСТ 8479-70. Вибратор и фитинги (каждый по отдельности) были жестко закреплены на сварочном столе. Параметры режима виброобработки: частота 16...20 Гц (рисунок 4). Сварка плавящимся электродом в газовой среде 80% Ar+20% CO₂ ТУ 20.11.12-2019 выполнялась с применением сварочного источника питания Magic wave 4000 (Fronius, Австрия). Параметры режима сварки: скорость подачи проволоки 7–8 м/мин, сварочный ток 250–260 А, электродная проволока Св. 08Г2СО ГОСТ 2246-70, диаметр 1,2 мм. Таким образом, на площадку фитингов наплавлялся недостающий технологический припуск толщиной 5⁺⁵ мм. В дальнейшем фитинги были успешно собраны с трубными заготовками без применения правки с подогревом (стыковочные элементы имели отклонения ориентировочно до 0,8...1,0 мм).

ВЫВОДЫ

1. Сопутствующая вибрационная обработка позволяет добиться существенного снижения остаточных напряжений в сварных соединениях.
2. Сопутствующая вибрационная обработка позволяет снизить сварочные деформации.
3. Применение сопутствующей вибрационной обработки оправдано для наплавки недостающих поверхностей точных деталей, сварки массивных сборочных единиц небольших габаритов.

список литературы

Антонов А.А. Исследование полей остаточных напряжений в сварных конструкциях // Сварочное производство. 2013. № 12. С. 13-17.

Антонов А.А. Оперативное исследование напряженно-деформированного состояния сварных соединений объектов нефтегазового комплекса // Сварочное производство. 2010. № 5. С. 23-27.

Винокуров В.А., Григорьянц А.Г. Теория сварочных деформаций и напряжений. М.: Машиностроение, 1984. 280 с.

Винокуров В.А. Отпуск сварных конструкций для снижения напряжений. М.: Машиностроение, 1973. 213 с.

Винокуров В.А. Сварочные деформации и напряжения. Методы их устранения. М.: Машиностроение, 1968. 236 с.

Вишняков Я.Д., Пискарев В.Д. Управление остаточными напряжениями в металлах и сплавах. М.: Металлургия, 1989. 254 с.

Дрыга А.И. Вибростабилизирующая обработка сварных и литых деталей в машиностроении (теория, исследования, технология). Краматорск: ДГМА, 2004. 168 с.

Ефанов В.В., Мошнеев А.А. Первый космический проект Г.Н. Бабакина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 3-7.

Колесников Я.А., Ризванов Р.Г., Файрушин А.М. Влияние направления приложения вибрационного воздействия в процессе сварки на поле остаточных напряжений в стыковом сварном соединении // Нефтегазовое дело. 2006. С. 72-74.

Коновалов А.В., Неровный В.М., Куркин А.С. Теория сварочных процессов: учебник для вузов. М.: МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2007. 752 с.

Корольков П.М. Термическая обработка сварных соединений. К.: Экотехнология, 2002. 110 с.

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

Лащенко Г.И., Демченко Ю.В. Энергосберегающие технологии послесварочной обработки металлоконструкций. К.: Экотехнология, 2008. 168 с.

Лащенко Г.И. Вибрационная обработка сварных конструкций. К.: Экотехнология, 2001. 55 с.

Овчинников В.В., Гуреева М.А. Сварочное производство: современные процессы сварки. Вологда: Инфра-Инженерия, 2023. 496 с.

Окерблом Н.О. Конструктивно-технологическое проектирование сварных конструкций. М.: Машиностроение, 1964. 420 с.

Пономарев К.Е., Стрельников И.В., Антонов А.А. Результаты применения вибрационной обработки соединений сплава АМГ6 при сварке плавящимся и неплавящимся электродом // Сварочное производство. 2024. № 5. С. 16-20.

Пономарев К.Е., Стрельников И.В. Перспективы применения различных способов вибрационной обработки ответственных сварных конструкций космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2023. № 2. С. 126-131. DOI 10.26732/j.st.2023.2.05.

Пономарев К.Е., Стрельников И.В., Антонов А.А., Капустин О.Е. Эффективность использования вибрационной обработки сварных конструкций из нержавеющей стали на этапах сварки и после ее завершения // Сварочное производство. 2021. № 8 С. 22-29.

Ризванов Р.Г., Файрушин А.М., Каретников Д.В. Влияние параметров вибрационной обработки в процессе сварки на свойства сварных соединений // Литье и металлургия. 2012. № 3. С. 337-342.

Сагалевиц В.М., Савельев В.М. Стабильность сварных соединений и конструкций. М.: Машиностроение, 1986. 264 с.

Сагалевиц В.М. Методы устранения сварочных деформаций и напряжений. М.: Машиностроение, 1974. 248 с.

Талынов Г.Б. Сварочные деформации и напряжения. Л.: Машиностроение, 1973. 280 с.

Govindarao P. et al. Effect of vibratory welding process to improve the mechanical properties of butt-welded joints // International journal of modern engineering research. 2012. Vol. 2, iss. 4. P. 2766-2770.

Ingram E., Golan O., Haj-Ali R., Noam Eliaz. The effect of localized vibration during welding on the microstructure and mechanical behavior of steel welds // Materials. 2019. № 12 (2553). DOI: 10.3390/ma12162553.

Jose M.J., Kumar S.S., Sharma A. Vibration assisted welding processes and their influence on quality of welds // Science and technology of welding & joining. 2016. Is. 4. P. 45-49. DOI: 10.1179/1362171815Y.0000000088.

Ratnathicam Shantini. A study of the effect of vibration on the residual stresses in a welded fabricated tube // MSc thesis. Portland State University, 1979. 84 p.

Shaikh S.N. Vibratory Residual Stress Relieving- A Review // Journal of mechanical & civil engineering. 2016. № 3. P. 01-04.

Verma A., Tewari S.P., Prakash J. Vibratory stress solidification and microstructure of weldments under vibratory welding condition-A review // Int. j. eng. sci. technol. 2011. № 3. P. 5215-5220.

Статья поступила в редакцию 11.06.2025

Статья после доработки 20.08.2025

Статья принята к публикации 21.08.2025

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) 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.
 2. Рецензенты назначаются главным редактором или по его поручению заместителем главного редактора журнала.
 3. Статья направляется в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала с обязательным приложением оформленного акта экспертизы и рецензий.
 4. Между авторами статьи 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 (название по Уставу организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском и английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
 7. Статья представляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне листа формата **A4**.
 8. Текст печатается в **MS Word**, применяется шрифт **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 9. Для набора формул и уравнений используется встроенный редактор формул. Символы и числовые коэффициенты, где это возможно набираются в MS Word. Символы греческого алфавита набираются прямым начертанием, символы английского алфавита – курсивом. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте
 10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры поясняются. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 11. Источники 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. Ссылки на источники литературы даются в круглых скобках с указанием фамилии и инициалов авторов, года издания.
 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 аббревиатур). Рисунки в статье нумеруются, имеют краткое наименование и располагаются по месту первой ссылки на них.
 13. Таблицы нумеруются и имеют краткое наименование. Текст в таблицах печатается со строчных букв (кроме названий и аббревиатур).
 14. После принятия статьи к публикации в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru направляются:
 - сформированная статья, тип файла **.docx**;
 - рисунки, графики, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
 - фотографии авторов (если авторов не более четырёх), тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
 - сведения об авторах, тип файла **.docx**.
- В сведениях об авторах сообщается: ФИО (полностью и транслитерация фамилий на английский язык), учёное звание, учёная степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, контактный телефон, 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

корректор Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 22.09.2025. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 12,0 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 30.09.2025

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»
424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45.

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 в категорию **K1** 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

ВЕСТНИК НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

3 2025
И Ю Л Ъ
сентябрь

**ПЕРВАЯ МЯГКАЯ
ПОСАДКА
НА ПЛАНЕТУ**



**ЛЕТ ЗАПУСКА
МЕЖПЛАНЕТНОЙ
СТАНЦИИ
ВЕНЕРА-7**

**ВПЕРВЫЕ ОСУЩЕСТВИВШЕЙ ПОСАДКУ
НА ОДНОИМЕННУЮ ПЛАНЕТУ И ЗАВОЕВАВШЕЙ
МИРОВОЙ ПРИОРИТЕТ ДЛЯ НАШЕЙ СТРАНЫ**