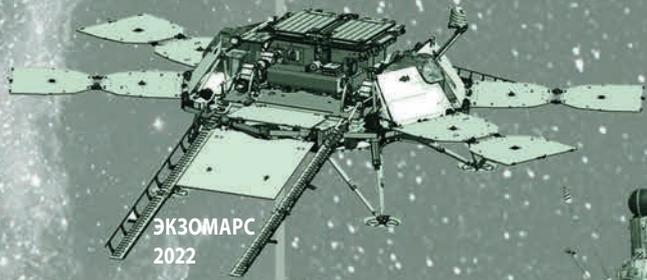




ВЕСТНИК

НИИАС ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

470
2025



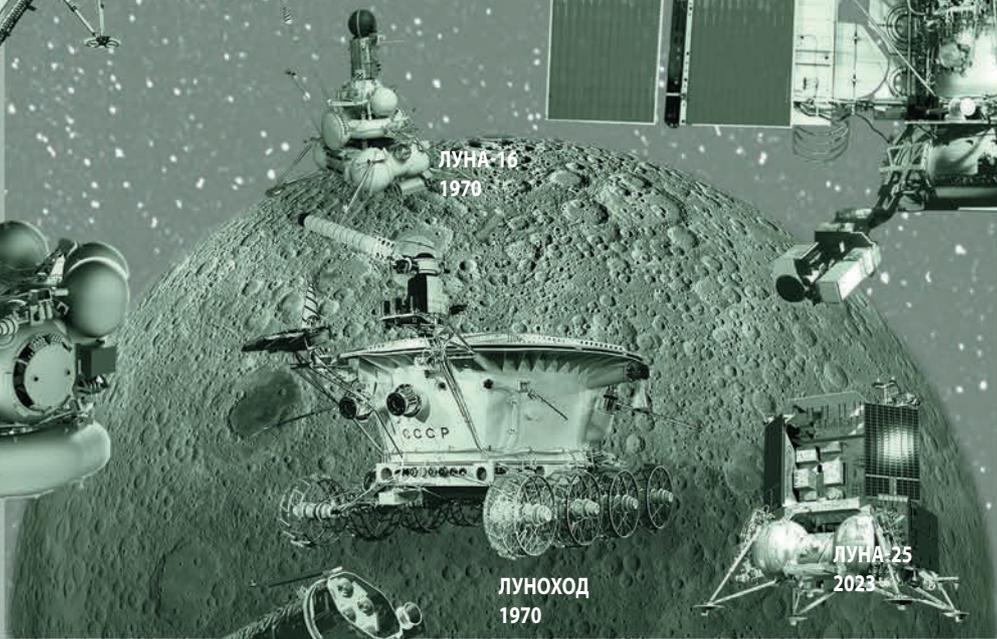
ЭКЗОМАРС
2022



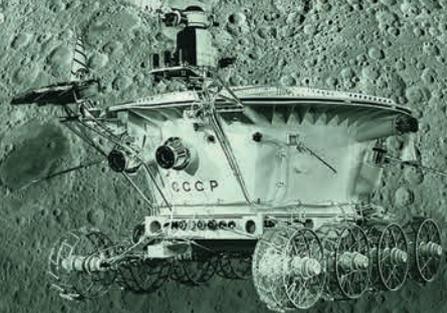
ВЕГА
1984



РАЗГОННЫЙ БЛОК
ФРЕГАТ-СБ



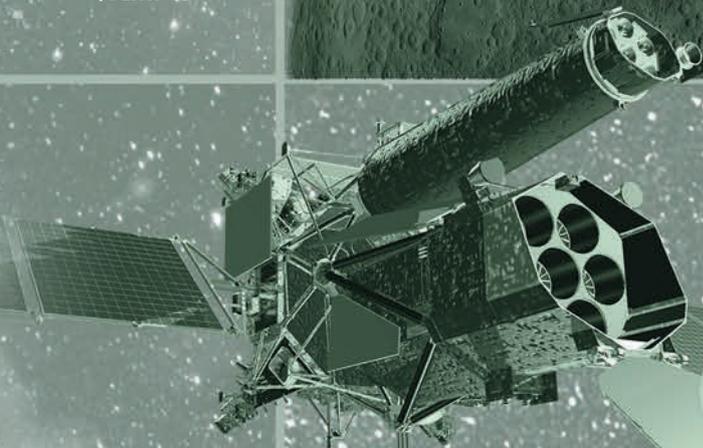
ЛУНА-16
1970



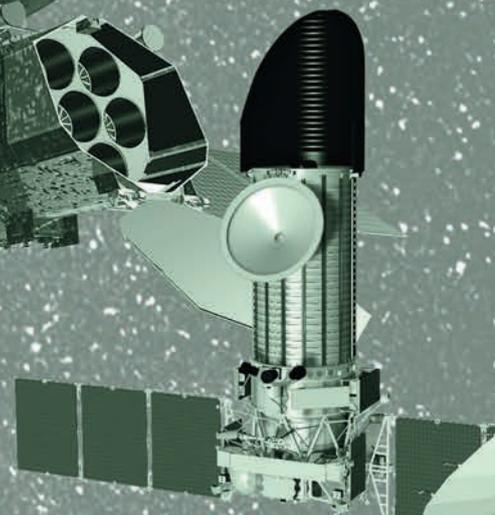
ЛУНОХОД
1970



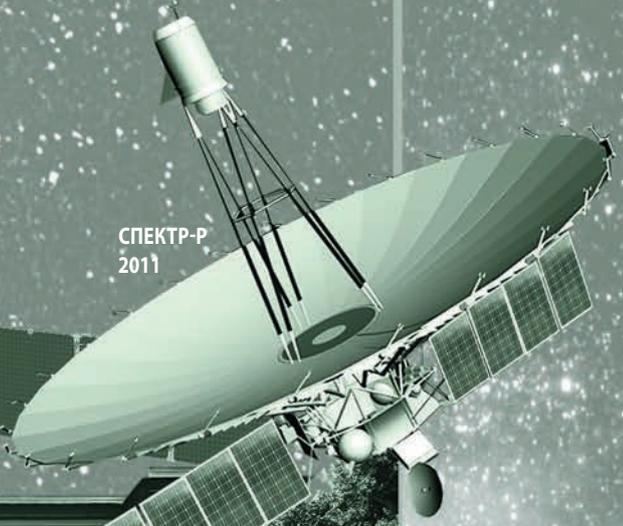
ЛУНА-25
2023



СПЕКТР-РГ
2019



СПЕКТР-УФ



СПЕКТР-Р
2011





главный редактор
Карчаев Харун Жекерьяевич,
 кандидат экономических наук
 АО «НПО Лавочкина»
 телефон: (495) 575 55 63
 адрес электронной почты:
 vestnik@laspace.ru

заместитель главного редактора
Ефанов Владимир Владимирович
 доктор технических наук, профессор

редакционная коллегия
 чл. СХ СССР, России

В.М. Давыдов
 д.т.н.
 д.т.н.
 к.т.н.
 к.т.н.
 д.т.н.
 к.т.н.

К.А. Занин
Д.А. Куницын
А.А. Моисеев
И.В. Москатинев
А.Е. Назаров
П.В. Федоркин
В.С. Финченко
А.Е. Ширшаков

редакционный совет

председатель
В.В. Морфин
 к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**
 академик РАН
 оф.-и.н., профессор
 д.т.н., профессор
 академик РАН
 д.т.н., профессор
 д.т.н., профессор
 академик РАН
 д.т.н., профессор
 академик РАН

О.М. Алифанов
В.В. Асмус
В.В. Ефранов
С.Э. Зайцев
Л.М. Зелёный
А.А. Любомиров
Ю.А. Маневев
Г.А. Попов
В.В. Хартов
Е.Н. Хохлячев
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



Chief Editor
Karchayev Kharun Zhekertyayevich
 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

editorial board

member of
 UA USSR, URA
 d.eng.
 d.eng.
 c.sc. (eng.)
 c.sc. (eng.)
 d.eng.
 d.eng.
 c.sc. (eng.)

editorial council

Y.M. Davydov
K.A. Zanin
D.A. Kunitsyn
A.A. Moiseev
I.V. Moskatinev
A.E. Nazarov
P.V. Fedorkin
V.S. Finchenko
A.E. Shirshakov

editorial council

Chairman
V.V. Morfin
 Deputy Chairman
Kh.Zh. Karchayev
 c.sc. (econ.)
 academician RAN
 d.phys.-math., professor
 d.eng., professor
 d.eng.
 academician RAN
 d.eng., professor
 d.eng., professor
 academician RAN
 d.eng., professor
 d.eng., professor
 academician RAN

**the journal is
 a reviewed publication**

founder
 «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

с о д е р ж а н и е

Клименко Н.Н., Занин К.А.

Обнаружение движущихся объектов при космической радиолокационной видеосъёмке. Часть 1. Способы и условия космической радиолокационной видеосъёмки движущихся объектов 3

Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б.

Повышение достоверности приёмочного контроля надёжности электронных систем космической техники в условиях единичного производства 13

Кочетков А.Ю., Котляров Е.Ю.

Экспериментальное исследование прототипа испарительного теплообменника на базе аксиальной тепловой трубы 21

Деменко О.Г.

Использование виброамортизаторов для защиты приборного оборудования космических аппаратов от ударных нагрузок, создаваемых пиромеханизмами 27

Ботиков Г.Н., Моисеев А.А., Баженова О.П.,

Леун Е.В., Рыков Е.В., Штокал А.О.,

Шмагин В.Е., Власенко О.В.

К вопросу контроля загрязнения оптических элементов космических аппаратов с телескопами ультрафиолетового и видимого диапазонов излучения 33

Дементьева Ю.Н.

Развитие теории проектного управления в авиационной промышленности России и за рубежом 41

Клименко Н.Н.

Проблемы разработки полезных нагрузок перспективных псевдокосмических аппаратов для мониторинга земной поверхности 47

Кононенко П.И., Лебеденко В.И., Пичхадзе К.М.,

Резниченко В.И., Сысоев В.К., Хмель Д.С.

Надувные отверждаемые конструкции в космической технике 55

Макаров С.Н., Иванов Е.А., Комаров С.А.

Расчёт произведённого модуля продольного сдвига сотового заполнителя 62

Дмитриев А.О., Малая Е.В., Седых О.Ю.,

Слюта Е.Н., Сысоев В.К., Юдин А.Д.

Лунный полигон – анализ проблем создания 69

Коржов К.Н., Паршуков Л.И., Соколова Ю.В.

Электронно-лучевая сварка асимметричного по толщине соединения алюминиевого сплава длинномерных изделий 79

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.laspacespace.ru/ru/>
- подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС» © АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

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

Klimenko N.N., Zanin K.A. Spaceborne Video SAR moving target detection. Part 1. Moving targets detection techniques and requirements using spaceborne VideoSAR	3
Nasibulin M.Sh., Rudakov V.B. Improving the reliability of acceptance control of the reliability of electronic systems of space technology in the conditions of single production	13
Kochetkov A.Yu., Kotlyarov E.Yu. Experimental study of a prototype evaporative heat exchanger based on an axial heat pipe	21
Demenko O.G. Use of vibration dampers to protect on-board equipment of spacecraft from impact loads created by pyroshocks	27
Botikov G.N., Moisehev A.A., Bazhenova O.P., Leun E.V., Rykov E.V., Shtokal A.O., Shmagin V.E., Vlasenko O.V. On the issue of pollution control of optical elements of spacecraft with telescopes of ultraviolet and visible radiation ranges	33
Dementeva Iu. N. Development of the theory of project management in the aerospace industry in Russia and abroad	41
Klimenko N.N. Problems of developing payloads for Earth remote sensing pseudosatellites	47
Kononenko P.I., Lebedenko V.I., Pichkhadze K.M., Reznichenko V.I., Sysoev V.K., Khmel D.S. Inflatable Curing Structures in Space Technology	55
Makarov S.N., Ivanov E.A., Komarov S.A. Calculation of the modulus of longitudinal displacement of the cellular filler	62
Dmitriev A.O., Malaya E.V., Sedykh O.Y., Slyuta E.N., Sysoev V.K., Yudin A.D. Analysis of Lunar polygon creation issues	69
Korzhev K.N., Parshukov L.I., Sokolova Y.V. Electron beam welding of asymmetrical over its thickness joint of long aluminum alloys	79

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

ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ. ЧАСТЬ 1. СПОСОБЫ И УСЛОВИЯ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКИ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ



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

В части 1 статьи рассмотрены базовые методы космической радиолокационной съёмки движущихся объектов. Особое внимание уделяется режиму круговой радиолокационной съёмки. Проведён анализ и установлены ограничения на обнаружение движущихся объектов по их радиолокационной тени.

Ключевые слова:
движущийся объект;
космическая радиолокационная съёмка;
обнаружение;
тень от движущейся объекта;
фоновая помеха.

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.001

ВВЕДЕНИЕ

Разработка и применение КА с радиолокатором с синтезированной апертурой (КА РСА) для обнаружения (индикации) движущихся объектов (по зарубежной терминологии – SAR/GMTI) относится к одной из самых актуальных научно-технических задач в области космических систем наблюдения.

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

SPACEBORNE VIDEO SAR MOVING TARGET DETECTION. PART 1. MOVING TARGETS DETECTION TECHNIQUES AND REQUIREMENTS USING SPACEBORNE VIDEOSAR



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

Part 1 of the article considers spaceborne SAR video detection of moving targets. Special attention is paid to circular SAR video mode. The analysis was carried out and restrictions on moving target shadow detection was revealed.

Key words:
moving target;
spaceborne SAR video imaging;
detection;
moving target shadow;
clutter.

Первые разработки КА РСА с режимом GMTI/DPCA были развёрнуты по проекту RADARSAT-2 в 1999 году. Для реализации режима слежения за низкоскоростными объектами предполагалось также применение и метода STAP. В 2007–2009 годах наряду с проектом RADARSAT-2 реализованы

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

ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ. ЧАСТЬ 1. СПОСОБЫ И УСЛОВИЯ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКИ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ

также КА PCA TERRA-SAR-X и Skymed NG с двухканальными АФАР, что позволяло синтезировать множество независимых виртуальных фазовых центров и реализовать режим SAR/GMTI с использованием методов ATI и STAP. Позже режим GMTI/DPCA был реализован в КА PCA Gaofen-3. Несмотря на положительные результаты испытаний этих КА PCA продолжается интенсивный поиск альтернативных подходов к решению задачи обнаружения и мониторинга (сопровождения, слежения) движущихся объектов. Эти режимы характеризуются ограничениями по минимально обнаруживаемой скорости и наличием так называемых «слепых» скоростей, а также неоднозначным определением параметров движения объектов и достаточно высокими вероятностями пропуска и ложного их обнаружения, несмотря на разработку в последнее время гибридных или комбинированных методов, таких как DPCA/ATI и ATI/ STAP.

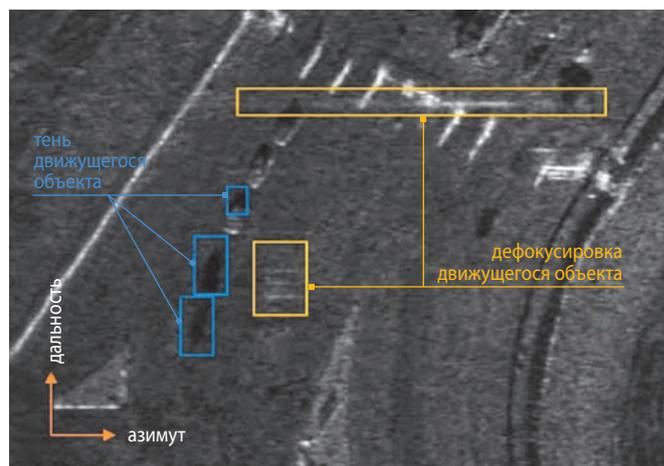
Поиски альтернативных подходов ведутся по различным направлениям. Так, на базе КА PCA Capella-09, -10 и Umbra-07, -08 проводится отработка бистатического метода обнаружения и мониторинга движущихся объектов. В то же время недавно реализованный компанией IceYe режим радиолокационной видеосъёмки Video SAR (*Detecting moving target on ground based on its shadow by using VideoSAR*) придал вектору поиска новое направление (Занин К.А. и др., 2024).

1. Общие сведения об обнаружении движущихся объектов в режиме космической радиолокационной видеосъёмки

Радиолокационная видеосъёмка основана на формировании последовательности следующих друг за другом субапертур путём разделения множества отражённых импульсов зондирующего сигнала на подмножества, из которых синтезируется последовательность разновременных кадров изображения, объединяемых в единый синхронизированный поток. По существу радиолокационную видеосъёмку можно определить как технологию формирования серии кадров радиолокационных изображений, непрерывно отображающих изменения на снимаемом участке земной поверхности, включая изменение положения движущихся объектов, а также изменения на объектах с изменяемой обстановкой, с последующим их считыванием с фиксированной кадровой скоростью.

Режим радиолокационной видеосъёмки Video SAR предоставляет возможность реализации принципиально новой технологии обнаружения (индикации), сопровождения и определения параметров движущихся объектов, состоящей в сопоставлении последовательных разновременных видеокадров и выявления в них изменений различными способами,

например, методом когерентного детектирования. При этом слежение за изменением положения движущихся объектов осуществляется не по изображению самого объекта, а по изображению его тени. Это обусловлено тем, что положение движущихся объектов на радиолокационном изображении из-за дефокусировки под воздействием доплеровского эффекта смещается относительно своего истинного положения, как это видно на рисунке 1.



рисунк 1. Положение движущегося объекта и его тени на радиолокационном снимке

В то же время тени подвижных объектов не подвержены такому явлению. Поэтому с учётом сравнительно небольшой длительности видеокадров динамические тени в каждом кадре фактически соответствуют мгновенному истинному положению объектов, за которыми осуществляется слежение в режиме GMTI/VideoSAR. Это свойство динамических теней используется для высокоточного определения координат объекта с привязкой ко времени соответствующего видеокадра. Для определения параметров движения может использоваться, например, так называемый градиент интенсивности динамической тени, величина которого соответствует скорости движения, а направление (знак плюс/минус) соответствует направлению движения. Поскольку вид тени движущихся объектов зависит от размеров объектов, угла падения, под которым ведётся съёмка, несущей частоты зондирующих радиосигналов и от длительности синтеза видеокадров, то слежение за подвижными объектами осуществляется с использованием технологии глубокого обучения.

Процесс обнаружения движущегося объекта в режиме радиолокационной видеосъёмки начинается с обнаружения тени объекта и только после его обнаружения возможны другие действия по идентификации и сопровождению объекта, а также по измерению параметров его движения. Для этого после аналого-цифрового преобразования отраженных ЛЧМ

импульсов входной цифровой поток подвергается покадровому сегментированию. В пределах каждого кадра осуществляется синтез радиолокационного изображения с использованием модифицированного алгоритма обратного проецирования (Video Back-Projection algorithm) или более эффективного алгоритма трапецеидального форматирования (keystone algorithm). По полученным кадрам видеоизображения осуществляется поиск и обнаружение теней движущихся объектов, представляющих собой «сгустки» примыкающих друг другу «тёмных» пикселей, выделяющихся по контрастности на фоне подстилающей поверхности. При этом такие «сгустки» пикселей могут быть как полезными, т.е. принадлежащими тени движущихся объектов, так и ложными. Для различения полезных «сгустков» пикселей на фоне мешающих случайных «сгустков» в настоящее время разработан ряд методов и алгоритмов обнаружения тени движущихся объектов в режиме GMTI/VideoSAR, основанных как на непосредственном формировании отличительных признаков объекта экспертами, так и на использовании методов глубокого обучения и многоуровневых нейросетей с автоматическим формированием отличительных признаков по обучающим выборкам этих признаков.

К числу методов и алгоритмов на основе формируемых экспертами данных можно отнести алгоритм CFAR, обеспечивающий постоянство ложной тревоги, и его модификации. Однако такой метод характеризуется высокой чувствительностью к фоновым помехам и, как следствие, к последствиям миграции дальности под воздействием доплеровского эффекта. Улучшенные варианты алгоритма CFAR на базе различных методов фильтрации требуют «ручную» настройку параметров модели процесса обнаружения и не обладают возможностью подавления ложных обнаружений, что существенно затрудняет последующий процесс слежения за объектом. Ещё более совершенный алгоритм такого типа – алгоритм обнаружения по визуальным характерным признакам – основан на повышении контрастности радиолокационного изображения и соответствующем повышении заметности тени объекта с её последующим сравнением с адаптивным порогом. Однако тень движущегося объекта визуально малозаметна на фоне подстилающей поверхности, а общее повышение контрастности изображения не сопровождается существенным повышением заметности тени и даже может привести к её маскировке фоновыми помехами. При определённых условиях обнаружение движущихся объектов в режиме GMTI/VideoSAR может осуществляться с использованием метода когерентного детектирования изменений CCD в последовательных кадрах радиолокационного видеоизображения. Однако такой метод даёт удовлетворительные результаты применительно к статической подстилающей поверхности, что практически трудно

обеспечить в соседних кадрах при космической съёмке. Существуют и другие подобные методы, например метод морфологической фильтрации или метод ускоренного разделённого по пространству поиска тени на изображении и др. Указанный выше класс методов и алгоритмов, основанных на непосредственном формировании отличительных признаков объекта экспертами, не получил широкого признания из-за их непрактичности и чувствительности к фоновым помехам.

По оценке специалистов, к более привлекательным и эффективным следует отнести методы и алгоритмы обнаружения тени движущихся объектов в режиме GMTI/VideoSAR, основанные на использовании методов глубокого обучения и многоуровневых нейросетей с автоматическим формированием отличительных признаков по обучающим выборкам этих признаков. Наиболее разработаны в настоящее время свёрточные нейросети CNN (convolutional neural networks) и их усиленные версии, получившие название нейросети с глубоким обучением Deep CNN, регионально-ориентированные свёрточные нейросети R-CNN, быстрая нейросеть типа R-CNN – Fast-R-CNN, ускоренная нейросеть Faster-R-CNN, дуальная ускоренная нейросеть Dual-Faster-R-CNN и усовершенствованная ускоренная нейросеть Improved-Faster-R-CNN. Наиболее сложная, но эффективная слоёная нейросеть получила название ShadowDeNet и представляет собой своеобразный симбиоз приведённых ранее нейросетей. Для решения рассматриваемой задачи представляют также интерес метод Лукаса – Канабе и YoLo v.3, YOLO v.8. Применение нейронных сетей для обнаружения теней движущихся объектов рассматриваются в части 2 настоящей статьи. В части 1 представлены способы космической радиолокационной видеосъёмки движущихся объектов и условия их обнаружения.

2. Способы и режимы космической радиолокационной видеосъёмки движущихся объектов

Космическая радиолокационная съёмка основана на применении низкоорбитальных КА РСА, система управления ориентацией и стабилизацией которых обеспечивает возможность оперативного перенацеливания ДНА РСА в азимутальной плоскости в течение длительного времени. Космическая радиолокационная съёмка осуществляется преимущественно в традиционном прожекторном режиме с длительным удержанием ДНА РСА в направлении снимаемого участка земной поверхности (*Spaceborne video SAR: a new microwave remote sensing mode*). Для формирования видеопотока осуществляется сегментация отражённых импульсов зондирующего сигнала на видеокadres за счёт понижения разрешения по азимуту.

ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ. ЧАСТЬ 1. СПОСОБЫ И УСЛОВИЯ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКИ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ

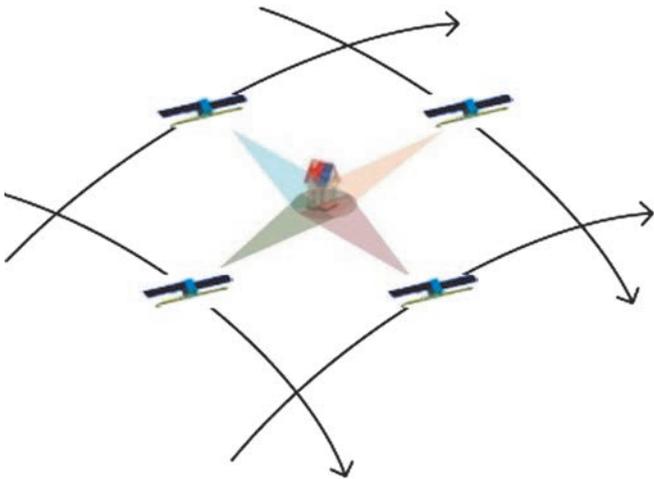


рисунок 2. Круговой режим космической радиолокационной съёмки

Для мониторинга движущихся объектов может применяться следящий режим космической радиолокационной съёмки. В этом режиме осуществляется многократное сканирование заданного маршрута съёмки (*Regional situation awareness in complex terrain using spaceborne video SAR*).

Особый интерес представляет режим круговой космической радиолокационной съёмки (рисунок 2). В этом режиме в отличие от рассмотренных ранее режимов, основанных на многократной съёмке заданного района на одном проходе КА РСА, используется многопроходная съёмка под различными ракурсами. Это повышает возможность обнаружения движущихся объектов, особенно в населенных пунктах или на местности со сложным рельефом. Такой подход к радиолокационной съёмке обеспечивает также высокую эффективность автоматического распознавания объектов по её результатам за счёт возможности формирования их 3D-моделей.

Для обеспечения высокоэффективного кругового обзора локальных районов разработан уникальный метод формирования орбиты, обеспечивающий покрытие назначенного для радиолокационной съёмки района «виртуальной паутиной», образуемой подспутниковыми трассами КА РСА на последовательных

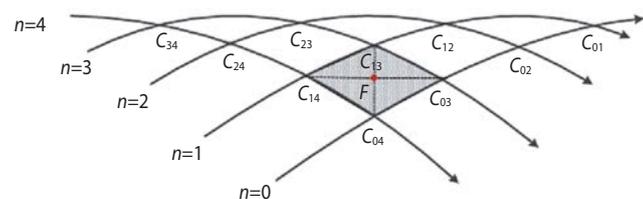


рисунок 3. Формирование «виртуальной паутины» на земной поверхности трассами КА РСА на пяти последовательных суточных витках для обеспечения круговой радиолокационной съёмки

суточных витках, как показано на рисунке 3 (*SAR regional all-azimuth observation orbit design for target 3D reconstruction*).

На рисунке 3 показаны трассы КА РСА на пяти последовательных суточных витках, с условными номерами $n=0, 1, 2, 3, 4$. Точки пересечения трасс на k -м и l -м суточных витках обозначены C_{kl} . При этом широту точки пересечения трасс $\gamma_{C_{kl}}$ как показано в (*SAR regional all-azimuth observation orbit design for target 3D reconstruction*), можно определить из соотношения:

$$\arccos\left(\frac{\tan\gamma_{kl}}{\tan i}\right) = \Omega_e T \left[\frac{k-1}{2} + \frac{1}{2\pi} \arccos\left(\frac{\sin\gamma_{C_{kl}}}{\sin i}\right) \right],$$

где Ω_e – скорость вращения Земли; T – длительность суточного витка.

Такое построение орбиты обеспечивает круговую радиолокационную съёмку под любым азимутальным углом заштрихованной области на рисунке 3 на последовательных суточных витках. Заштрихованная область получила название «окно для мультиазимутального наблюдения». Отметим, что центр этого окна F имеет одинаковую широту с точками пересечения C_{03} и C_{14} и одинаковую долготу с точками пересечения C_{04} и C_{13} , а также то, что выбор такой орбиты в рамках рассматриваемой задачи обеспечивает съёмку при одинаковом зенитном угле.

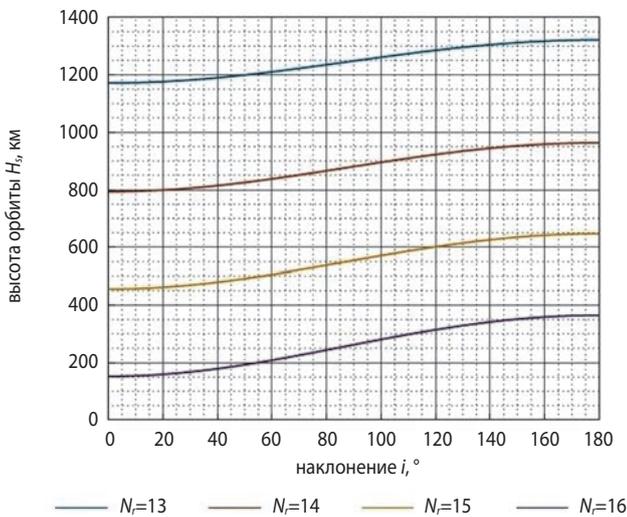
Вместе с тем покрытие окном мультиазимутального наблюдения назначенного района необходимое, но ещё недостаточное условие для реализации круговой радиолокационной съёмки. Назначенный район должен быть в зоне обзора ДНА РСА с учётом реальных возможностей КА РСА на рассматриваемой орбите по нацеливанию ДНА в требуемом направлении. В этом отношении предпочтительным может быть применение КА РСА с АФАР, способных вести съёмку при отклонении ДНА от направления в надира на 20...60 градусов, что достаточно для осуществления рассматриваемого замысла.

Для придания процессу формирования окон мультиазимутального наблюдения стабильности целесообразно использовать орбиты с повторяющимися трассами. У таких орбит трассы должны повторяться через D -суток после N_r суточных витков, что достигается при выполнении условия:

$$\frac{N_r}{D} = \frac{\sqrt{\frac{\mu}{(R_e + H_s)^3}}}{\Omega_e + \frac{3}{2} J_2 \sqrt{\frac{\mu}{(R_e + H_s)^3} \left[\frac{R_e}{(R_e + H_s)} \right]^2 \cos i}},$$

где $\mu=3,986004415 \cdot 10^5 \text{ км}^3$; $J_2=1,08262692 \cdot 10^{-3}$; H_s – высота орбиты; R_e – радиус Земли.

Это уравнение устанавливает зависимость H_s и i , реализующую повторяемость орбит. Для обеспечения максимальной частоты повторяемости целесообразно установить $D=1$, т.е. ежедневную повторяемость. Для этого на рисунке 4 приведены зависимости $H_s(i, D, N_r)$, позволяющие осуществить выбор параметров повторяющихся орбит. Из графиков следует, что один из вариантов такой орбиты может иметь $N_r=16$ и $H_s < 400$ км. Однако выбор такой орбиты неочевиден. С одной стороны, как будет показано далее, чем ниже орбита, тем меньше ограничение на скорость обнаруживаемых объектов. С другой стороны, в этом случае снижается САС вследствие возрастания атмосферного сопротивления. Поэтому более предпочтительными выглядят орбиты с $N_r=13, 14, 15$ и $H_s \in (450 \dots 1400 \text{ км})$.



рисунки 4. Зависимости $H_s(i, D, N_r)$

Для решения рассматриваемой задачи очевидно, что чем меньше интервал времени между смежными съёмками, тем меньше вероятность пропуска изменений в назначенном для съёмки районе. С этой целью, как показано в работе (*SAR regional all-azimuth observation orbit design for target 3D reconstruction*), целесообразно минимизировать временной интервал

$$T_{AAO} = \max[t_{AAO,e}(n)] - \min[t_{AAO,s}(n)] = \left(N_{\Delta} + \frac{\gamma}{2\pi} \right) T,$$

где $t_{AAO,e}$, $t_{AAO,s}$ – стартовое и финишное время формирования n -й дуги окна мультиазимутального наблюдения; $N_{\Delta} = \max(l_1 - k_1, l_2 - k_2, \dots, l_M - k_M)$;

$$\gamma = \pi - 2 \arcsin \left(\frac{\sin \gamma_{C_{low}}}{\sin i} \right); \gamma_{C_{low}} - \text{«нижняя» широта окна}$$

мультиазимутального наблюдения.

Оптимальные параметры орбиты для формирования требуемого окна мультиазимутального наблюдения определяются путём минимизации следующей

целевой функции (*SAR regional all-azimuth observation orbit design for target 3D reconstruction*):

$$\Theta_{opt}(H_s, i) = \operatorname{argmin} \{ T_{AAO}(\Theta) \}.$$

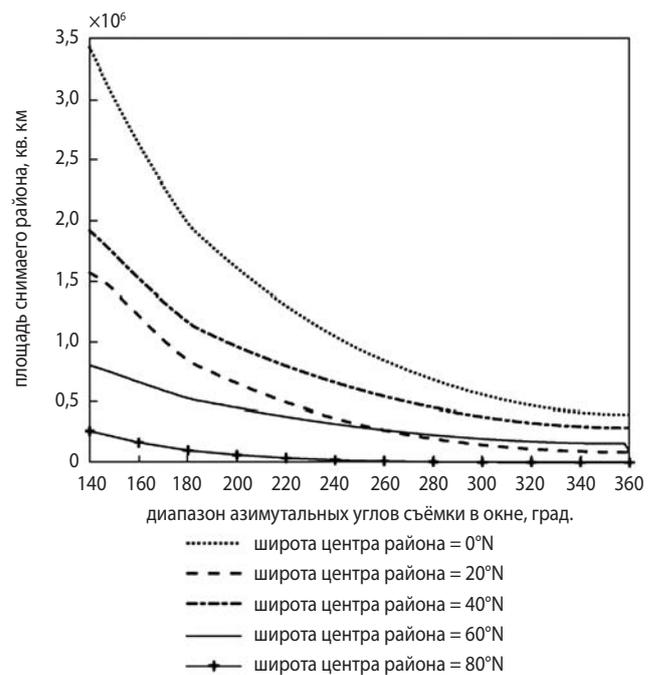
С использованием изложенного подхода могут быть определены параметры орбиты КА РСА, обеспечивающие формирование оптимального окна мультиазимутального наблюдения для назначенного района с заданной широтой. В таблице приведены соответствующие характеристики для обеспечения круговой радиолокационной съёмки назначенных районов с центрами на широте 20, 40, 60, 80 градусов.

таблица – Параметры орбиты для круговой съёмки

широта центра района	H_s , км	i , град
20	802,2	25,82
40	822,5	47,84
60	513,5	65,04
80	545,7	84,87

Отметим, что размеры (площадь) района при такой круговой съёмке зависят от широты, а также от достижимого охвата по углу азимута, что отражают графики на рисунке 5. В общем случае площадь района, покрываемая окном мультиазимутального наблюдения, уменьшается и с повышением широты и с увеличением достижимого охвата по углу азимута.

Особое внимание круговой радиолокационной съёмке с использованием КА РСА уделено неслучайно. Такой способ радиолокационной съёмки в приоритетном порядке применяется авиационными комплексами с РСА в режиме обнаружения движущихся



рисунки 5. Параметры круговой съёмки при различной широте центра района

ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ. ЧАСТЬ 1. СПОСОБЫ И УСЛОВИЯ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКИ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ

объектов. При их движении по кругу с небольшим радиусом обеспечивается квазигеостационарное положение РСА над заданным районом, а также наиболее благоприятные условия для классификации объектов в режиме РСА и обнаружения подвижных объектов. Такой способ съёмки позволяет осуществлять съёмку объекта под различными углами, что, в свою очередь, повышает вероятность обнаружения объектов с низкой ЭПР. Кроме того, обнаружение движущихся объектов наиболее эффективно, когда движение объекта и носителя РСА осуществляется во взаимно перпендикулярных направлениях. В результате кругового движения обеспечивается обнаружение подвижных объектов в широком диапазоне направлений их движения. В настоящее время внедряется автоматическое распознавание объектов по результатам радиолокационной съёмки с использованием искусственного интеллекта. С этой целью производится обучение автомата распознавания по выборке изображений типовых объектов, полученных при съёмке под различными ракурсами. Систематическая съёмка в процессе кругового движения – наиболее эффективный способ получения обучающих выборок снимков объектов для обучения распознающего автомата. Рассматриваемый способ применения РСА повышает эффективность мультиполяризационной съёмки с целью выявления изменений на объекте с изменяемой обстановкой, а также получения видеоинформации.

3. Базовые характеристики космической радиолокационной видеосъёмки

Обнаружение движущихся объектов при космической радиолокационной видеосъёмке осуществляется, как уже отмечалось ранее, по их радиолокационным теням. При этом на результаты обнаружения оказывают влияние такие базовые характеристики радиолокационной видеосъёмки, как длительность кадров (синтезируемых субапертур), разрешающая способность кадра, доплеровская полоса частот синтезируемых субапертур.

Длительность кадра T_a или длительность синтеза субапертуры T_{sub} может быть определена в соответствии с выражением (*Moving target shadow analysis and detection for VideoSAR imagery*):

$$T_a = T_{sub} = 0,886 \frac{\lambda R_0}{D_{aequ} v_r \cos \theta},$$

где D_{aequ} – эквивалентная длина синтезированной антенны; v_r – скорость носителя; θ – угол «скоса» ДНА РСА.

Разрешающая способность по азимуту кадра (субапертуры) определяется выражением:

$\rho_{a,sub} = \frac{v_r}{B_{sub}} = \frac{D_{aequ}}{0,886 \cdot 2 \cos \theta}$, где B_{sub} – доплеровская полоса частот субапертуры. С учётом этого

$$T_a = T_{sub} = \frac{\lambda R_0}{\rho_{a,sub} v_r \cos^2 \theta}.$$

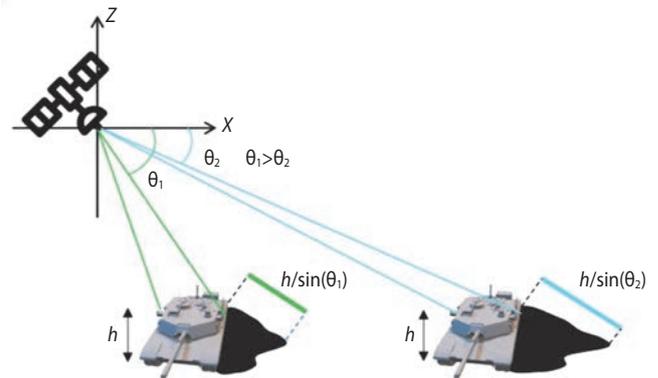
Значение T_a участвует в определении величины критической длины тени.

Представляется целесообразным рассмотреть ещё один общесистемный параметр, который позволяет осуществить пересчёт параметров тени при изменении угла съёмки. Для этого обратимся к рисунку 6. Из рисунка 6 следует, что при изменении угла съёмки θ изменяется масштаб тени, который можно определить из геометрии рисунка 6 выражением

$$\lambda_{sh} = \frac{\sin \theta_1}{\sin \theta_2}, \theta_1 > \theta_2.$$

Для пересчёта параметров тени при этом можно воспользоваться формулой:

$$\begin{pmatrix} x_2 \\ y_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \lambda_{sh} & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \end{pmatrix}.$$



рисунк 6. Изменение тени при изменении угла съёмки

Полученные соотношения и могут быть использованы для адаптации процесса обучения нейросетей, предназначенных для обнаружения объектов, к изменениям размеров и положения теней вследствие изменения углов съёмки.

4. Анализ условий обнаружения движущихся объектов по их теням при космической радиолокационной видеосъёмке

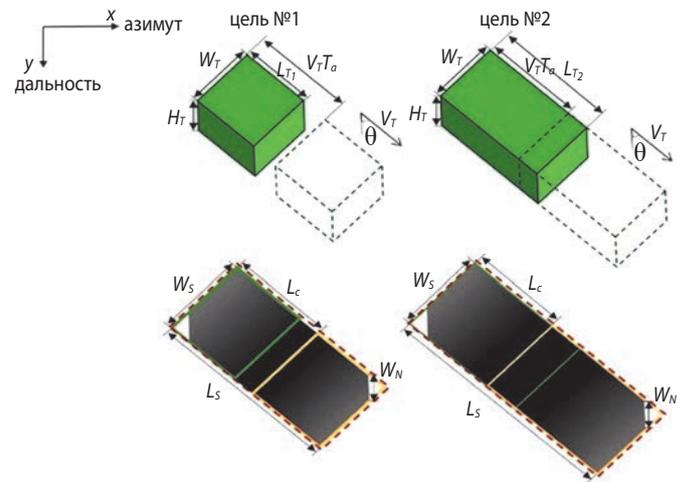
Основным предназначением космической радиолокационной видеосъёмки является обнаружение и мониторинг движущихся объектов. Движущиеся объекты проявляются на кадрах видеоизображения в виде

тени, отображающей её истинное положение относительно стационарных объектов. Радиолокационная тень от движущегося объекта, её форма, размеры и интенсивность рассматриваются как важные характеристики, обеспечивающие возможность обнаружения движущихся объектов, определение их координат, их сопровождение и даже их идентификацию по результатам космической радиолокационной видеосъёмки. Однако обнаружение радиолокационной тени движущихся объектов на фоне маскирующих помех от подстилающей поверхности и мешающих стационарных объектов представляет собой нетривиальную задачу. Это обусловлено прежде всего тем, что радиолокационная тень по своей природе мало отличима от участков земной поверхности с низким уровнем рассеивания радиолокационного излучения, таких как дороги (шоссе), асфальтовые или бетонные площадки для стоянки и технического обслуживания мобильной техники и т.п. Решение отмеченной задачи сопряжено с анализом механизма формирования радиолокационных теней и их свойств, а также проведения исследования статистических характеристик тени и фона.

Рассмотрим механизм образования радиолокационных теней и определимся с её ключевыми характеристиками, определяющими возможность их обнаружения на фоне шумов и помех. В работе (*Performance analysis of moving target shadow detection in VideoSAR systems*) предлагается рассмотрение двух типов радиолокационных теней, различающихся по длине. Пусть объекты № 1 и № 2, имеющие одинаковую ширину W_T и высоту H_T , но разную длину L_{T1} и L_{T2} , движутся с одинаковой скоростью V_T под углом θ по отношению к линии визирования и перемещаются за время синтезирования апертуры T_a на одинаковое расстояние $L_c = V_T T_a$ такое, что $L_{T2} > L_c > L_{T1}$. При этом длина и ширина тени, как это следует из рисунка 7, определяются выражениями:

$$L_s = L_c + L_T + H_T \tan \alpha \cos \theta; \quad W_s = W_T + H_T \tan \alpha \sin \theta.$$

На рисунке 7, отображающем механизм образования тени, видно что интенсивность тени вдоль направления движения изменяется от низкого уровня (участок с оттенками серого цвета) к максимальному уровню (участок тёмного цвета) с переходом снова к низкому уровню. При этом в середине тени от объекта № 2 длиной $L_{T2} > L_c$ отчетливо виден тёмный участок, что не наблюдается в тени от объекта № 1 длиной $L_{T1} < L_c$. Величина $L_c = V_T T_a = V_T \lambda R_0 / (2\rho v)$, где R_0 – наклонная дальность до объекта; ρ – разрешение по азимуту; v – скорость носителя РСА, получила название критической, а тени от объектов длиной меньше и больше критической величины определим как тени типа 1 с участком тёмно-серого цвета длиной $L_c + L_{T1}$ в середине и типа 2 с участком тёмного цвета



рисунки 7. Формирования радиолокационной тени движущегося объекта

длиной $L_{T2} - L_c$ в середине соответственно. Очевидно, что чем больше длина объекта по отношению к критической величине, тем большим будет стабильный тёмный участок в середине её тени и тем лучше будут условия для обнаружения движущегося объекта по его тени.

Далее рассмотрим статистические характеристики радиолокационного изображения на участках как фона, так и радиолокационной тени от движущегося объекта. В работе (*Performance analysis of moving target shadow detection in VideoSAR systems*) показано, что полная интенсивность шума радиолокационного изображения определяется выражением:

$$\sigma_N = \sigma_n + MNR \cdot \sigma_{mb},$$

где σ_n – эквивалентная интенсивность аддитивной составляющей шума фона (additive noise equivalent clutter reflectivity – NER); MNR (multiplicative noise ratio) – коэффициент, связывающий значение мультипликативной составляющей шума фона со средней интенсивностью фона σ_b .

Значения σ_n и σ_{mb} определяется усреднением флуктуаций интенсивности (мощности или квадрата амплитуды) соответствующих пикселей изображения. Величина NER, как показано в работе (*Shadow probability of detection and false alarm for median-filtered SAR imagery*) может определяться выражением:

$$\sigma_n = \frac{256\pi^2 kT}{c} (R_0^3 v_x \cos \psi_g) \left(\frac{B_T F_N L_\Sigma}{P_{avr} G_a^2 \lambda^3} \right),$$

где $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К; $T = 290^\circ$ К; $F_N = 4$ дБ; λ – длина волны; G_a – коэффициент усиления антенны; P_{avr} – средняя мощность РСА; v_x – скорость носителя РСА; R_0 – дальность до объекта; ψ_g – угол падения; B_T – ширина спектра зондирующего сигнала РСА; L_Σ – суммарные потери.

ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ. ЧАСТЬ 1. СПОСОБЫ И УСЛОВИЯ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКИ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ

Интенсивность шума фона может быть определена (*Shadow probability of detection and false alarm for median-filtered SAR imagery*) выражением:

$$\sigma_c = \sigma_N + \sigma_b = \sigma_N + MNR \cdot \sigma_{mb} + \sigma_b,$$

где σ_b – интенсивность составляющей шума фона в составе отраженного от объекта зондирующего сигнала; значение $\sigma_b \approx \sigma_{mb}$.

Интенсивность рассеивания участка тени от движущегося объекта может быть определена (*Performance analysis of moving target shadow detection in VideoSAR systems*) выражением:

$$\sigma_s = \sigma_N + \sigma_b = \sigma_N + MNR \cdot \sigma_{mb} + (1 + \beta) \sigma_b,$$

где β – коэффициент, устанавливающий соотношение между длительностью передвижения объекта и временем синтезирования изображения.

Пусть x – расстояние до точек на участке тени вдоль направления движения объекта. Тогда β в зависимости от типа тени определяется соотношениями типа 1:

$$\beta = \begin{cases} \frac{L_s + 2x}{2L_s}, & -\frac{L_s}{2} \leq x \leq L_T - \frac{L_s}{2} \\ \frac{L_T}{L_C}, & L_T - \frac{L_s}{2} < x \leq L_C - \frac{L_s}{2} \\ \frac{L_s - 2x}{2L_C}, & L_C - \frac{L_s}{2} < x \leq \frac{L_s}{2} \end{cases}$$

или типа 2:

$$\beta = \begin{cases} \frac{L_s + 2x}{2L_s}, & -\frac{L_s}{2} \leq x \leq L_T - \frac{L_s}{2} \\ 1, & L_C - \frac{L_s}{2} < x \leq L_T - \frac{L_s}{2} \\ \frac{L_s - 2x}{2L_C}, & L_T - \frac{L_s}{2} < x \leq \frac{L_s}{2} \end{cases}$$

Для определения условий обнаружения тени движущихся объектов на кадрах радиолокационной видеосъёмки в работе (*Performance analysis of moving target shadow detection in VideoSAR systems*) предложено использование отношения интенсивностей рассеивания на участках тени и фона

$$\text{ShCR} \frac{\sigma_s}{\sigma_c} = \frac{\sigma_N + (1 - \beta) \sigma_b}{\sigma_N + \sigma_b}.$$

При этом можно показать, что обнаружение тени осуществляется с большей достоверностью, если $\text{ShCR} < 1$. Для уточнения условий обнаружения тени целесообразно рассмотреть зависимости ShCR от V_T и x (рисунок 8).

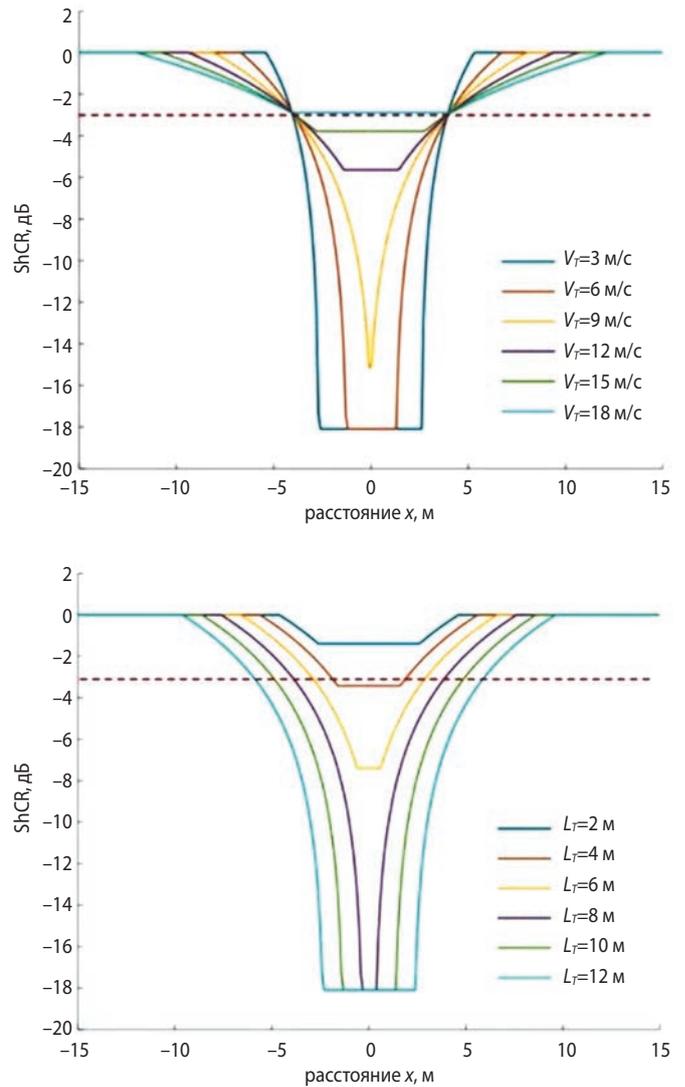


рисунок 8. Графики функции $\text{ShCR}(x)$ для разных значений V_T и L_T

Из графиков на рисунке 8 следует, что достаточная для обнаружения интенсивность тени имеет место при $\text{ShCR} < -3$ дБ. Тогда можно показать (*Performance analysis of moving target shadow detection in VideoSAR systems*), что этому пороговому значению соответствует максимально обнаруживаемая скорость объекта, определяемая выражением:

$$V_{\max} = \frac{4\rho v L_T \sigma_b}{\lambda R_0 (\sigma_b + \sigma_N)}.$$

Аналогично применительно пороговому значению $\text{ShCR} < -3$ дБ может быть установлено минимальное значение $\sigma_{b\min}$, при котором возможно различение тени и фона:

$$\sigma_{b\min} = \frac{V_T \lambda R_0 \sigma_N}{4\rho v L_T - v_T \lambda R_0} \cdot (\sigma_n < \sigma_b, v_T < V_{\max}).$$

Приведённые значения $\sigma_{b\min}$ и V_{\max} определяют следующие условия обнаружения тени движущихся

объектов на кадрах радиолокационной видеосъёмки: скорость движения объекта не должна превышать значение V_{max} , а значение $\sigma_b > \sigma_{bmin}$.

На результат обнаружения тени от движущихся объектов влияет и количество пикселей в ней. При этом необходимо принимать во внимание только те пиксели, что соответствуют условию обнаружения $ShCR < -3$ дБ (а это те пиксели, что составляют темный участок в середине тени типа 2 на рисунке 6). Соответствующее количество эффективных пикселей тени можно определить в соответствии с выражением:

$$N_{se} = \sum_{i \in N_s} k_i, \text{ где } k_i = \begin{cases} 1, & ShCR \leq -3 \text{ дБ,} \\ 0, & ShCR > -3 \text{ дБ.} \end{cases}$$

В результате

$$N_{se} = \begin{cases} 0, & ShCR > -3 \text{ дБ,} \\ \left(L_T - \frac{\sigma_N}{\sigma_b} L_c \right) \frac{L_s W_s}{\rho_r \rho_a}, & ShCR \leq -3 \text{ дБ.} \end{cases}$$

где ρ_r и ρ_a – разрешение по наклонной дальности и азимуту.

Для оценки влияния величины N_{se} на условия обнаружения тени движущихся объектов рассмотрим случай космической радиолокационной съёмки с высоты орбиты 600 км и 400 км (КА РСА № 1 и № 2 соответственно с одинаковым разрешением 0,5 м при зенитном угле 40 град) типового объекта с размерами $L \times W \times H = 7 \times 2,4 \times 3,2$ м, движущегося по сухой почве со скоростью в диапазоне 10–20 м/с. При этом приняты следующие значения статистических характеристик тени и фона: $\sigma_b = \sigma_{mb} = -14,8$ дБ, $\sigma_n = -48,7$ дБ, $MNR = -18,2$ дБ.

В результате проведённого анализа установлено, что КА РСА № 2 может сформировать изображение с тенью от рассматриваемого объекта по типу 2, содержащей отчетливые тёмные участки в середине тени с достаточным количеством эффективных пикселей N_{se} , обеспечивая обнаружение тени по критерию $ShCR = -3$ дБ. В то же время КА РСА № 1 смог сформировать только тень по типу 1. Установлено также, что с увеличением скорости движения объекта размер тени увеличивается, но в то же время уровень оттенков серого на тени плавно снижается до уровня оттенка серого у фона, что снижает возможность обнаружения объекта. В итоге можно сделать вывод, что условия обнаружения тени от типового движущегося объекта тем лучше, чем ниже орбита КА РСА и выше скорость объекта. Однако при превышении порогового значения V_{max} объект «растворяется» в фоновой помехе и становится невидимым (Detecting moving target on ground based on its shadow by using VideoSAR).

6. Влияние движения объекта на характеристики тени

Движение объекта оказывает влияние как на площадь тени, так и на её интенсивность. Площадь тени движущегося объекта может быть представлена как совокупность тени стационарного (неподвижного) объекта и тени, обусловленной движением объекта, как это показано на рисунке 9. Из рисунка 9 следует, что «стационарная» тень длиной L_{sh} и шириной W_{sh} дополняется «движущейся» тенью в форме параллелограмма, площадь которого можно определить величиной:

$$A_{apt} = |\mathbf{V}_t \min(\Delta t, T_a) \times \mathbf{P}|,$$

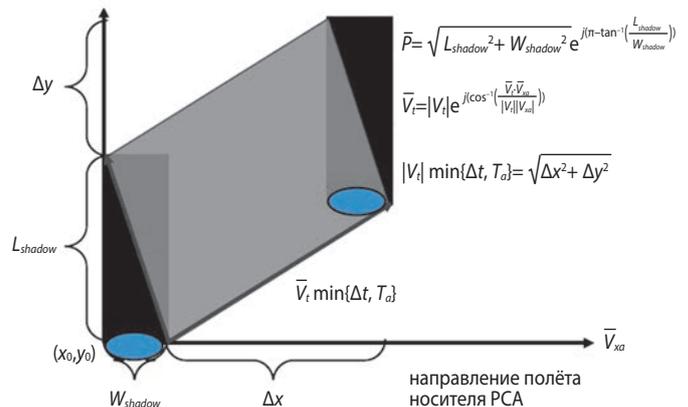
где \mathbf{V}_t – вектор скорости движения объекта; Δt – длительность движения объекта на интервале синтеза апертуры; T_a – интервал синтеза апертуры; \mathbf{P} – вектор, совпадающий с диагональю параллелограмма (значения этих величин приведены на рисунке 9). Таким образом, площадь тени движущегося объекта, формируемой за время формирования кадра (синтеза апертуры) можно представить выражением:

$$A_{target} \approx L_{sh} W_{sh} + |\mathbf{V}_t \min(\Delta t, T_a) \times \mathbf{P}|.$$

Можно показать (*Stationary and moving target shadow characteristics in SAR*), что площадь «движущейся» тени достигает минимума, если угол между направлениями движения объекта и носителя РСА равен 90 градусов и определяется выражением $|\mathbf{V}_t \min(\Delta t, T_a) W_{sh}|$. Максимальное значение «движущейся» тени имеет место примерно при угле 45 градусов (соответствует тени на рисунке 9) и определяется выражением $|\mathbf{V}_t \min(\Delta t, T_a) \sqrt{L_{sh}^2 + W_{sh}^2}|$.

Полученные соотношения и их возможные преобразования могут быть использованы для адаптации процесса обучения нейросетей, предназначенных для обнаружения объектов, к изменениям размеров и положения теней вследствие перемещения объектов в пространстве на интервале синтеза изображений.

направление съёмки PCA



рисунк 9. Формирование тени движущегося объекта

ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ ПРИ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКЕ. ЧАСТЬ 1. СПОСОБЫ И УСЛОВИЯ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ВИДЕОСЪЁМКИ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ

Интенсивность тени движущегося объекта можно определить (*Stationary and moving target shadow characteristics in SAR*) выражением:

$$\sigma_{sh} \approx \sigma_N + \sigma_{OH} \left(1 - \frac{A_{stationary\ target}}{A_{moving\ target}} \right) \approx \sigma_N + \sigma_{OH} \left(1 - \frac{L_{sh} W_{sh}}{L_{sh} W_{sh} + [\bar{V}_t \min(\Delta t, T_a) \times \bar{P}]} \right).$$

Формат статьи не позволяет провести детальный анализ приведённых выше выражений для A_{target} и σ_N . Однако нетрудно убедиться, что движение объекта оказывает существенное влияние на величины площади и интенсивности тени и в результате при определённых соотношениях величин, входящих в эти соотношения отделение тени от фона станет невозможным. Это предопределяет необходимость внимательного определения характеристик РСА и КА, предназначенных для обнаружения движущихся объектов в режиме видеосъёмки. Для этого могут быть использованы приведённые выражения для A_{target} и σ_N .

7. Оценка качества тени

Качество тени движущегося объекта определяется достаточностью отличий тени от фона. В качестве количественной меры, определяющей степень отличия от фона, используется коэффициент контрастности:

$$DTSR = (\sigma_{OH} + \sigma_N) / (\sigma_{OL} + \sigma_N),$$

где σ_N – общий уровень шума на изображении; σ_{OL} – нижний уровень интенсивности фона; σ_{OH} – интенсивность наиболее яркой части фона в окрестности тени.

Из приведённой формулы следует требование к минимальному уровню интенсивности локального фона в окрестности тени, при котором обеспечивается наблюдаемость тени:

$$\sigma_{OH} > (DTSR - 1) \sigma_N.$$

На практике установлено, что приемлемая обнаруживаемость тени достигается при контрастности $DTSR > 1,5$ дБ.

В общем случае для обеспечения наблюдаемости тени требуется понижение интенсивности аддитивных и мультипликативных шумов РСА до допустимого уровня. При этом необходимо принимать во внимание то, что увеличение наклонной дальности, увеличение скорости носителя РСА, повышение несущей частоты и понижение угла падения приводит, как это следует из приведённого выше выражения для σ_n , к росту аддитивного шума в РСА. Кроме того, с понижением разрешения тень и фон на изображении приобретают «зернистый» вид, при этом происходит сжатие размеров тени. Поэтому уровень

разрешения должен обеспечивать эффективную ширину тени, не подверженную воздействию фона, достаточную для их различения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В заключение отметим, что космическая радиолокационная видеосъёмка как способ обнаружения движущихся объектов характеризуется ограничением на максимальную обнаруживаемую скорость движения объекта, но не накладывает никаких ограничений на минимальную обнаруживаемую скорость вплоть до его неподвижного состояния. В то же время способы обнаружения движущихся объектов, основанные на использовании доплеровского сдвига частоты и обработке радиолокационных сигналов в частотной области, обеспечивают высокую достоверность обнаружения высокоскоростных объектов, но имеют ограничение на минимальную обнаруживаемую скорость. Это создаёт предпосылки для их совместного применения, что будет рассмотрено в части 2.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Занин К.А., Москатиньев И.В., Демидов А.Ю. Анализ возможностей нового класса зарубежных космических аппаратов – видео радиолокаторов с синтезированной апертурой. Часть 1 // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 1. С. 35-40.

Detecting moving target on ground based on its shadow by using VideoSAR // URL: www.mdpi.com (дата обращения: 05.09.2024).

Moving target shadow analysis and detection for VideoSAR imagery // URL: www.mdpi.com (дата обращения: 05.09.2024).

Performance analysis of moving target shadow detection in VideoSAR systems // URL: www.mdpi.com (дата обращения: 05.09.2024).

Regional situation awareness in complex terrain using spaceborne video SAR // URL: webofproceedings.org (дата обращения: 05.09.2024).

SAR regional all-azimuth observation orbit design for target 3D reconstruction // URL: ieeexplore.ieee.org (дата обращения: 05.09.2024).

Shadow probability of detection and false alarm for median-filtered SAR imagery // URL: www.researchgate.net (дата обращения: 05.09.2024).

Spaceborne video SAR: a new microwave remote sensing mode // URL: intechopen.com (дата обращения: 05.09.2024).

Stationary and moving target shadow characteristics in SAR // URL: www.semanticscholar.org (дата обращения: 05.09.2024).

Статья поступила в редакцию 02.10.2024

Статья после доработки 06.11.2024

Статья принята к публикации 06.11.2024

ПОВЫШЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ ПРИЁМОЧНОГО КОНТРОЛЯ НАДЁЖНОСТИ ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В УСЛОВИЯХ ЕДИНИЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА



М.Ш. Насибулин¹,
доктор технических наук,
info.niiks@khrunichev.ru;
M.Sh. Nasibulin

Рассмотрена задача статистического приёмочного контроля надёжности сложных электронных систем космической техники (КТ) по иерархии их изготовления в условиях единичного производства, которое характеризуется недостатком статистической информации для достоверного подтверждения заданных требований к надёжности. Поэтому решения, которые принимаются по результатам контроля (о соответствии или несоответствии надёжности требованиям технической документации) могут быть как правильными, так и ошибочными. Разработаны математические зависимости для определения достоверности контроля надёжности, которые отражают взаимосвязь между уровнями иерархии системы КТ при их приёмочном контроле в производстве. Их использование позволит повысить достоверность контроля надёжности сложных систем КТ на основе учёта результатов предшествующего

¹ «НИИ КС им. А.А. Максимова» – филиал АО «ГННПЦ им. М.В. Хруничева», Россия, Московская область, г. Королев.

IMPROVING THE RELIABILITY OF ACCEPTANCE CONTROL OF THE RELIABILITY OF ELECTRONIC SYSTEMS OF SPACE TECHNOLOGY IN THE CONDITIONS OF SINGLE PRODUCTION



В.Б. Рудаков¹,
профессор,
доктор технических наук,
info.niiks@khrunichev.ru;
V.B. Rudakov

The problem of statistical acceptance control of the reliability of complex electronic systems of space technology (CT) according to the hierarchy of their manufacture in the conditions of single production, which is characterized by a lack of statistical information for reliable confirmation of the specified reliability requirements, is considered. Therefore, decisions that are made based on the results of control (on compliance or non-compliance of reliability with the requirements of technical documentation) can be both correct and erroneous. Mathematical dependencies have been developed to determine the reliability of reliability control, which reflect the relationship between the levels of the CT system hierarchy during their acceptance control in production. Their use will increase the reliability of reliability control of complex CT systems based on

A.A. Maksimov Research Institute of Space Systems – branch of the Khrunichev State Research and Production Space Center, Russia, Moscow region, Korolev.

ПОВЫШЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ ПРИЁМОЧНОГО КОНТРОЛЯ НАДЁЖНОСТИ ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ В УСЛОВИЯХ ЕДИНИЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА

контроля надёжности входящих в них элементов и подсистем и снизить экономические затраты на контроль и потери, связанные с ошибочными решениями.

Ключевые слова:

космическая техника;
достоверность;
иерархия; контроль;
надёжность;
планирование;
потери;
риски 1-го и 2-го рода;
техническая документация;
требования;
экономические затраты.

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.002

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что распространённым методом повышения надёжности технических систем является резервирование (Барзилович Е.Ю., Гнеденко Б.В., 1985; Волков Л.И., 1987; Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н., 2009).

При этом чаще всего в системах космической техники применяется структурное резервирование, когда предусматривается использование избыточных резервных элементов в системе (Волков Л.И., 1987). Примерами таких систем являются специальная аппаратура наблюдения космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, система управления бортовой платформы космических аппаратов и другие.

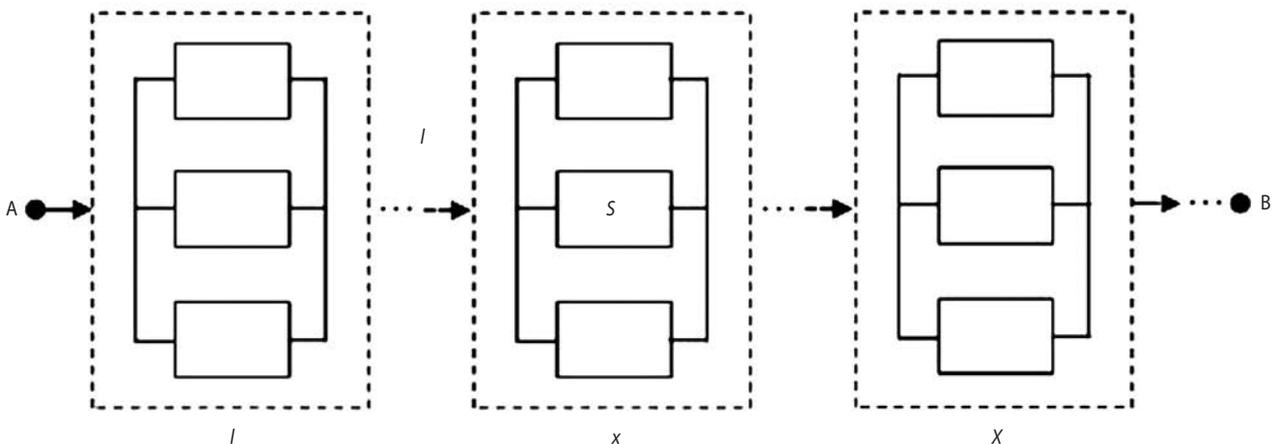
the results of previous reliability control of their components and subsystems and reduce the economic costs of control and losses associated with erroneous decisions.

Keywords:

space technology;
veracity;
hierarchy; control;
reliability;
planning;
losses;
risks of the 1st and 2nd kinds;
technical documentation;
requirements;
economic costs.

С точки зрения надёжности эти системы в наиболее общем случае имеют смешанное структурное построение, включающее в себя составные части с различного рода резервированием и последовательным соединением.

Производство и приёмочный контроль надёжности таких систем проводится по уровням иерархии составляющих изделий (элементов (блоков), резервированных подсистем и системы в целом) по мере их изготовления на предприятиях (Волков Л.И., 1987; Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н., 2009; Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б., 2023), по результатам контроля их надёжности принимаются решения, которые могут быть как правильными, так и ошибочными. Риски принятия



x – номер резервированной подсистемы; S – номер элемента в x -й резервированной подсистеме $S = \overline{1, l}$;
 l – количество резервированных элементов в подсистеме; $x = \overline{1, X}$ – количество резервированных подсистем.

рисунок. Структурная схема надёжности системы КТ

ошибочных решений обусловлены стохастическим характером возникновения отказов и ограниченным временем проведения испытаний и контроля, при этом последствия ошибочных решений вызывают отказы изделий более высоких уровней иерархии, что увеличивает затраты на производство и контроль, а также может привести к авариям и полной потере ракет-носителей или автоматических космических аппаратов.

1. Постановка задачи

Рассмотрим одну из таких систем, которая состоит из множества комплектующих изделий (ЭРИ), объединённых по уровням иерархии изделий в элементы. В свою очередь элементы объединены в резервированные подсистемы, образующие систему КТ в целом, что отражается структурной схемой надёжности (СН) (рисунок), которая, как известно, является частным случаем иерархической структуры (Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н., 2009; Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б., 2023).

С точки зрения надёжности предполагается, что отказы любой x -й резервированной подсистемы являются независимыми событиями и приводят к отказу системы в целом. Все резервированные подсистемы, которые входят в структуру системы КТ, являются простейшими схемами параллельного соединения элементов (ненагруженный резерв). То есть, имеется l – конечное число s -х элементов, при отказе основного элемента включается резервный, при отказе которого начинает работать следующий элемент и т.д. Такая схема характерна, например, для специальной аппаратуры наблюдения космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, восстановление которой в космосе в настоящее время невозможно либо крайне дорого, системы управления бортовой платформы космических аппаратов и для других систем.

Рассмотрим случай (Рудаков В.Б., Макаров М.И., Макаров В.М., 2017), когда на систему в целом, входящие в неё резервированные подсистемы и элементы в технической документации заданы требования к надёжности в виде допустимых интенсивностей отказов $\lambda_{СТР}$, $\lambda_{СТР}^x$ и $\lambda_{СТР}^{sx}$ соответственно. Этот случай характерен для сложных электронных систем КТ, для которых требуемые значения этих показателей задаются в соответствующей документации, начиная с уровня элемента, т.е. ЭРИ, и заканчивая уровнем системы в целом. При этом если известен вид закона распределения времени безотказной работы, то от этого показателя можно легко перейти к вероятности безотказной работы.

Рассмотрим x -ю резервированную подсистему с точки зрения контроля заданных требований к надёжности.

Предположим, что на сборочном предприятии-изготовителе имеются необходимые элементы, из которых посредством технологических операций создаётся резервированная подсистема. Перед проведением операции сборки проводится контроль заданных требований к надёжности каждого S -го элемента, $S=\overline{1, l}$. При этом если какой-либо элемент не соответствует заданным требованиям, то проводятся необходимые мероприятия, такие как регулировки, повторный контроль, доработки, вплоть до замены элемента. Но в результате элементы принимаются для изготовления резервированной подсистемы. Далее, после изготовления резервированной подсистемы также проводится контроль заданных в технической документации требований к её надёжности. При необходимости также проводятся мероприятия, изложенные выше, и по результатам проведённого контроля резервированная подсистема принимается для дальнейшего производства системы в целом. Аналогичная схема производства и контроля распространяется на все $x=\overline{1, X}$ резервированные подсистемы, из которых состоит система в целом. Из принятых по результатам контроля подсистем изготавливается система в целом, и после её изготовления также проводится контроль заданных требований к её надёжности, которые отражены в технической документации на систему. Здесь также при необходимости проводятся регулировки и т.д., и по результатам контроля система в целом принимается для дальнейшего использования.

Контроль не является абсолютно достоверным, что связано, как отмечалось, со стохастическим характером возникновения отказов и ограниченным временем проведения испытаний и контроля (Барзилович Е.Ю., Гнеденко Б.В., 1985; Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н., 2009; Насибулин М.Ш., 2024; Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б., 2023). Поэтому принимаемые решения по его результатам могут быть правильными и ошибочными. При этом риски принятия ошибочных решений 1-го и 2-го рода являются важнейшими составляющими статистических планов контроля, которые включают в себя объем контроля, риски 1-го и 2-го рода и контрольный норматив или приёмочное число плана контроля, которое для высоконадёжных систем космической техники обычно равно нулю (Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н., 2009).

Контроль надёжности на каждом структурно-иерархическом уровне (элементы, резервированные подсистемы) предшествует контролю надёжности системы в целом, результаты контроля несут информацию не только о состоянии надёжности каждого уровня, но и долю информации о надёжности системы в целом. И эту информацию необходимо учитывать, что должно привести к снижению рисков, возникающих при контроле надёжности системы, т.е. к повышению достоверности принятия правильных решений о выполнении заданных требований, которая определяется следующим образом (Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б., 2024):

$$D=1-(\alpha+\beta), \quad (1)$$

где α – риск 1-го рода – безусловная вероятность того, что система является годной (удовлетворяет заданным требованиям к надёжности) и будет забракована; β – риск 2-го рода – безусловная вероятность того, что система является дефектной (не удовлетворяет заданным требованиям к надёжности) и будет принята по результатам приёмочного контроля.

Поскольку система имеет структуру, которая реализуется в ССН в виде элементов и резервированных подсистем, то риски принятия ошибочных решений, возникающие при контроле надёжности системы в целом, и соответствующие риски, возникающие при предшествующем структурно-иерархическом приёмочном контроле надёжности элементов и резервированных подсистем, должны быть взаимосвязаны. Такая взаимосвязь определяется следующей спецификой:

- при контроле надёжности S -го элемента x -й резервированной подсистемы возникают ошибки 1-го и 2-го рода, в результате которых годный элемент (удовлетворяющий заданным требованиям к надёжности) можно принять за дефектный (неудовлетворяющий заданным требованиям к надёжности), а дефектный – за годный. Вероятности этих ошибок характеризуются соответствующими рисками 1-го и 2-го рода α_S и β_S , которые относятся к каждому элементу $S=\overline{1, J}$;
- при контроле надёжности x -й резервированной подсистемы, состоящей из элементов, тоже возникают ошибки 1-го и 2-го рода, в результате которых годную подсистему (удовлетворяющую заданным требованиям к надёжности) можно принять за дефектную (не удовлетворяющую заданным требованиям к надёжности), а дефектную – за годную. Вероятности этих ошибок характеризуются рисками 1 и 2 рода α_S и β_S , которые относятся к каждой подсистеме $x=\overline{1, X}$;

- при контроле надёжности системы в целом, состоящей из резервированных подсистем, тоже возникают ошибки 1-го и 2-го рода, в результате которых годную систему можно принять за дефектную, а дефектную – за годную. Эти ошибки связаны со всеми предыдущими и также обусловлены стохастическим характером возникновения отказов и ограниченным временем проведения испытаний и контроля системы в целом. Вероятности этих ошибок характеризуются рисками 1-го и 2-го рода α_C и β_C , которые относятся к системе в целом.

Наблюдается следующая взаимосвязанная иерархия ошибок или рисков 1-го и 2-го рода: риски при контроле надёжности S -го элемента; риски при контроле надёжности x -й подсистемы; риски при контроле надёжности системы в целом.

Установление аналитических взаимосвязей между этими рисками, начиная с самого низшего уровня структурной иерархии и заканчивая уровнем системы в целом, позволит повысить достоверность контроля надёжности системы за счёт учёта информации о результатах предшествующего контроля надёжности элементов и резервированных подсистем. При этом достоверность контроля представляет собой вероятность принятия правильных решений о выполнении заданных требований.

В работе (Макаров М.И., Рудаков В.Б., Макаров В.М., Мироничев В.А., 2018) были разработаны математическая постановка задачи оптимального планирования контроля надёжности и математические зависимости для определения рисков 1-го и 2-го рода, связанные с принятием неправильных решений по результатам контроля надёжности. Постановка задачи оптимального планирования контроля надёжности формулируется следующим образом: найти такое значение времени проведения испытаний при контроле изделия $t_n^* \geq 0$ и соответствующие ему значения рисков α^* и β^* , которые доставляют минимум целевой функции экономических затрат на контроль и потерь, связанных с принятием ошибочных решений, т.е. найти:

$$\min_{(t_n, \alpha, \beta)} C = \min_{(t_n, \alpha, \beta)} [C_1 \alpha + C_2 \beta + C_3 t_n], \quad (2)$$

$$\alpha = \int_{\lambda_1}^{\lambda_{TP}} [1 - \exp(-\lambda t_n)] \cdot f(\lambda) \cdot d\lambda \geq 0, \quad (3)$$

$$\beta = \int_{\lambda_{TP}}^{\lambda_2} \exp(-\lambda t_n) \cdot f(\lambda) \cdot d\lambda > 0, \quad (4)$$

$$f(\lambda) = \frac{a(a\lambda)^{b-1}}{\Gamma(b)} \exp(-a\lambda), \quad (5)$$

$$\lambda_1 = \frac{b\Gamma(a\lambda_{\text{ТР}}, b+1)}{a\Gamma(a\lambda_{\text{ТР}}, b)}, \quad (6)$$

$$\lambda_2 = \frac{b \cdot [\Gamma(b+1) - \Gamma(a\lambda_{\text{ТР}}, b+1)]}{a \cdot [\Gamma(b) - \Gamma(a\lambda_{\text{ТР}}, b)]}, \quad (7)$$

$$t_n \geq 0, \quad (8)$$

где C – математическое ожидание затрат на контроль и потерь, связанных с принятием ошибочных решений; $C_1\alpha$, $C_2\beta$ – математические ожидания потерь при контроле одного изделия; α – риск 1-го рода или безусловная вероятность того, что изделие является годным (удовлетворяет заданным требованиям к надёжности) и по результатам контроля будет забраковано; β – риск 2-го рода или безусловная вероятность того, что изделие является дефектным (не удовлетворяет заданным требованиям к надёжности) и будет принято для дальнейшего использования; $C_{1К}$ – математическое ожидание затрат на контроль изделия в единицу времени; t_n – время проведения испытаний и контроля электронного изделия;

Риски 1-го и 2-го рода (3) и (4) были получены с использованием байесовской постановки, которая рассматривает λ как случайную величину, имеющую априорное гамма-распределение, теоретически обоснованное в работе (Рудаков В.Б., Макаров М.И., Макаров В.М., 2017),

$$f(\lambda) = \frac{a(a\lambda)^{b-1}}{\Gamma(b)} \exp(-a\lambda)$$

и экспоненциального распределения времени его безотказной работы. Здесь $\Gamma(b)$ – полная гамма-функция или интеграл Эйлера второго рода, определяемый выражением при $x > 0$: $\Gamma(b) = \int_0^{\infty} x^{b-1} \exp(-x) dx$, табличные значения которого можно найти, например, в книгах (Большев Л.Н., Смирнов Н.В., 1983; Пагурова В.И., 1963).

Параметры гамма-распределения a и b определяются на основе априорной информации о надёжности изделия, накопленной на предыдущих этапах, по формулам:

$$a = m \frac{[\lambda]}{\sigma_\lambda^2} = \frac{\hat{\lambda}}{\sigma_\lambda^2} = t_\Sigma, \quad (9)$$

$$b = m^2 \frac{[\lambda]}{\sigma_\lambda^2} = \frac{\hat{\lambda}^2}{\sigma_\lambda^2} = m_\Sigma, \quad (10)$$

где m_Σ – количество отказов, наблюдаемых в течение суммарной наработки изделия t_Σ .

В работе (Рудаков В.Б., Макаров М.И., Макаров В.М., 2017) показано, что выражения (9) и (10) можно использовать только в случае, когда предварительная накопленная информация о надёжности электронного изделия является статистически однородной. В то же время реальная статистическая информация, получаемая в различное время, как правило, является статистически неоднородной. Это обстоятельство влечёт за собой необходимость использования специальных моделей объединения неоднородных статистических данных, которые изложены в работах (Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н., 2009). При этом в общем случае, параметры a и b могут быть нецелочисленными.

Такая постановка задачи (2)–(8) соответствует следующей наиболее общей схеме приёмочного контроля надёжности изделия на предприятии: проводятся испытания изделия в течение определённого времени t_n , по их результатам определяется характеристика λ – интенсивность отказов изделия. Далее, эта характеристика сравнивается с заданными требованиями, и если требования выполняются, то изделие принимается как годное, в противном случае изделие бракуется.

Результатом решения задачи (2)–(8) является оптимальный статистический план контроля надёжности изделия ($t_n^*, \alpha^*, \beta^*, c=0$). Он включает в себя: оптимальное время t_n^* проведения испытаний и контроля изделия; оптимальные риски 1-го и 2-го рода α^* , β^* ; приёмочное число c (контрольный норматив), которое равно нулю, $c=0$. Этот план соответствует минимуму экономических затрат на контроль и потерь, связанных с принятием ошибочных решений по результатам контроля надёжности изделия.

В работах (Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н., 2009; Насибуллин М.Ш., 2024; Насибуллин М.Ш., Рудаков В.Б., 2023; Насибуллин М.Ш., Рудаков В.Б., 2024) установлено следующее свойство рисков 1-го и 2-го рода.

Если изделие (элемент, подсистема и система) принимается без контроля, либо контроль уже проведён и изделие принято для дальнейшего использования в соответствии с её назначением, то:

- риск 1-го рода α становится равным нулю;
- риск 2-го рода β совпадает с вероятностью того, что изделие является дефектным (не удовлетворяет заданным требованиям к надёжности).

Это замечательное свойство позволяет учесть результаты предшествующего приёмочного контроля надёжности нижних уровней иерархии при планировании приёмочного контроля надёжности системы КТ после её изготовления на предприятии-изготовителе.

Учитывая эти результаты, перейдём к рассмотрению приёмочного контроля по иерархии изготовления сложной электронной системы КТ (рисунок).

2. Решение поставленной задачи

Предположим что приёмочный контроль надёжности S -го элемента x -й резервированной подсистемы (рисунок) проведён в соответствии с оптимальным статистическим планом контроля $(t_n^*, \alpha_{Sx}^*, \beta_{Sx}^*, c=0)$, который соответствует минимуму экономических затрат на контроль и потерь, связанных с принятием ошибочных решений (2)–(8). Этот план контроля можно определить на основе алгоритма, разработанного в (Насибулин М.Ш., 2023; Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б., 2024).

Тогда в апостериорном случае, когда S -й элемент x -й резервированной подсистемы по результатам контроля принят для изготовления резервированной подсистемы, риск $\alpha_{Sx}^*=0$ и остаётся только апостериорный риск 2-го рода β_{Sx}^* , который представляет собой вероятность того, что принятый элемент является дефектным. В соответствии с формулами (4), (5) и (7) этот риск определяется следующим выражением:

$$\beta_{Sx}^* = \int_{\lambda_{SxTP}}^{\lambda_{2Sx}} \exp(-\lambda_{Sx} t_n^*) \cdot f(\lambda_{Sx}) \cdot d\lambda_{Sx}, \quad (11)$$

с учётом результатов приёмочного контроля надёжности S -го элемента $S=\bar{1}, \bar{l}$; $x=\bar{1}, \bar{X}$.

Тогда с учётом формул (1) и (11) вероятность выполнения заданных требований к надёжности S -го элемента x -й резервированной подсистемы, т.е. достоверность приёмочного контроля надёжности S -го элемента можно записать в следующем виде:

$$D_{Sx}^* = 1 - \beta_{Sx}^* = 1 - \int_{\lambda_{SxTP}}^{\lambda_{2Sx}} \exp(-\lambda_{Sx} t_n^*) \cdot f(\lambda_{Sx}) \cdot d\lambda_{Sx}, \quad (12)$$

$$S=\bar{1}, \bar{l}; \quad x=\bar{1}, \bar{X}.$$

Допустим, что после изготовления x -й резервированной подсистемы из принятой совокупности элементов также проводится приёмочный контроль заданных требований к её надёжности. При этом, как отмечалось, если её надёжность не соответствует заданным требованиям (при приёмочных испытаниях возникает хотя бы один отказ), подсистема подвергается регулировкам, доработкам, повторному контролю и т.д. Но в конечном итоге подсистема принимается как годная для дальнейшего использования.

В соответствии с данными ранее определениями годной и дефектной x -й резервированной подсистемы, подсистема является годной (событие A_x), если её надёжность соответствует заданным требованиям,

и подсистема является дефектной (событие \bar{A}_x), если её надёжность не соответствует заданным требованиям. Тогда, если B – событие, состоящее в том, что резервированная подсистема по результатам приёмочного контроля её надёжности будет принята; \bar{B} – противоположное событие, то, априорные риски 1-го и 2-го рода, в соответствии с их определениями (Волков Л.И., Рудаков В.Б., 2002; Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н., 2009; Насибулин М.Ш., 2023; Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б., 2024), связаны с вероятностями наступления следующих событий:

$$\alpha_x = P(A_x \bar{B}), \quad \beta_x = P(\bar{A}_x B).$$

Введём в рассмотрение событие A_1 , состоящее в том, что все элементы, входящие в резервированную подсистему, по результатам проведённого приёмочного контроля являются годными. Вероятность наступления этого события есть

$$P(A_1) = (1 - \prod_{S=1}^l \beta_{Sx}^*), \quad (13)$$

поскольку все S -е элементы уже приняты для изготовления x -й резервированной подсистемы и β_{Sx}^* определяется на основе выражения (11).

При этом событие A_1 предшествует событию A_x . Поэтому априорные риски 1-го и 2-го рода α_x и β_x , относящиеся к x -й резервированной подсистеме, возникающие при приёмочном контроле её надёжности, с учётом результатов предшествующего контроля надёжности, входящих в неё элементов (13), будут

$$\alpha_x = P(A_1) P(A_x \bar{B}) = (1 - \prod_{S=1}^l \beta_{Sx}^*) P(A_x) P\left(\frac{\bar{B}}{A_x}\right), \quad (14)$$

$$\beta_x = P(\bar{A}_1) P(\bar{A}_x B) = \prod_{S=1}^l \beta_{Sx}^* \left[P(\bar{A}_x) P\left(\frac{B}{\bar{A}_x}\right) \right]. \quad (15)$$

Произведения $P(A_x) P(\bar{B}/A_x)$ и $P(\bar{A}_x) P(B/\bar{A}_x)$, входящие в выражения (14) и (15), представляют собой априорные риски α_x и β_x принятия ошибочных решений, возникающие при приёмочном контроле надёжности x -й резервированной подсистемы, которые определяются на основе уравнений (3) и (4), с учётом формул (6) и (7), а также с учётом результатов предшествующего контроля надёжности всех элементов, входящих в резервированную подсистему. Подставляя уравнения (3) и (4) в формулы (14) и (15), получаем

$$\alpha_x = P(A_1) P(A_x \bar{B}) = (1 - \prod_{S=1}^l \beta_{Sx}^*) \times \int_{\lambda_{x1}}^{\lambda_{xTP}} [1 - \exp(-\lambda_x t_n)] \cdot f(\lambda_x) \cdot d\lambda_x, \quad (16)$$

$$\beta_x = P(\bar{A}_1)P(\bar{A}_x B) = \prod_{S=1}^l \beta_{Sx}^{A^*} \int_{\lambda_{СТP}}^{\lambda_x} \exp(-\lambda_x t_{и}) \cdot f(\lambda_x) \cdot d\lambda_x, \quad (17)$$

где α_x и β_x – риски 1-го и 2-го рода, которые входят в целевую функцию (2) для определения оптимального плана приёмочного контроля x -й резервированной подсистеме, $x = \bar{1}, \bar{X}$; $t_{и}$ – время приёмочных испытаний при контроле заданных требований к надёжности.

Допустим, что приёмочный контроль надёжности x -й резервированной подсистемы (рисунок) проведён в соответствии с оптимальным статистическим планом контроля $(t_{и}^*, \alpha_x^*, \beta_x^*, c=0)$ который определяется на основе алгоритма, разработанного в работах (Насибулин М.Ш., 2023; Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б., 2024), и который соответствует минимуму экономических затрат на контроль и потерь, связанных с принятием ошибочных решений (2)–(8).

Тогда в апостериорном случае, когда x -я резервированная подсистема по результатам приёмочного контроля принята для изготовления системы в целом, риск $\alpha_x^* = 0$ и остаётся только апостериорный риск 2-го рода $\beta_x^{A^*}$, который представляет собой вероятность того, что принятая подсистема является дефектной, т.е. не удовлетворяет заданным требованиям. В соответствии с формулами (17) и (7) этот риск определяется следующим выражением:

$$\beta_x^{A^*} = P(\bar{A}_1)P(\bar{A}_x B) = \prod_{S=1}^l \beta_{Sx}^{A^*} \int_{\lambda_{СТP}}^{\lambda_x} \exp(-\lambda_x t_{и}^*) \cdot f(\lambda_x) \cdot d\lambda_x. \quad (18)$$

Тогда с учётом формулы (1) вероятность выполнения заданных требований к надёжности x -й резервированной подсистемы, т.е. достоверность контроля её надёжности с учётом результатов предшествующего приёмочного контроля входящих в неё элементов по аналогии с вероятностью (12) будет иметь следующий вид:

$$D_x^* = 1 - \beta_x^{A^*} = 1 - \prod_{S=1}^l \beta_{Sx}^{A^*} \int_{\lambda_{СТP}}^{\lambda_x} \exp(-\lambda_x t_{и}^*) \cdot f(\lambda_x) \cdot d\lambda_x. \quad (19)$$

При этом, поскольку величина $\beta_{Sx}^{A^*} < 1$, риск 2-го рода (18) уменьшается, а достоверность контроля (19) увеличивается за счёт учёта результатов предшествующего приёмочного контроля надёжности входящих в неё элементов.

Таким образом, разработаны математические зависимости (16)–(19) для оценки рисков принятия ошибочных решений и достоверности приёмочного контроля надёжности x -й резервированной подсистемы.

Теперь рассмотрим всю систему в целом (см. рисунок).

В соответствии с данными здесь определениями годной и дефектной системы, система является годной (событие A_C), если её надёжность соответствует заданным требованиям, и система является

дефектной (событие \bar{A}_C), если её надёжность не соответствует заданным требованиям

Введём определение годной и дефектной системы с учётом её смешанной структуры с точки зрения приёмочного контроля заданных требований к её надёжности.

Система КТ является годной (событие A_C), если все её резервированные подсистемы $x = \bar{1}, \bar{X}$, являются годными, т.е. соответствуют заданным требованиям к их надёжности. Система является дефектной (событие \bar{A}_C), если хотя бы одна её подсистема не соответствует заданным требованиям к её надёжности.

Тогда, если B – событие, состоящее в том, что система по результатам приёмочного контроля её надёжности будет принята; \bar{B} – противоположное событие, то по определению, априорные риски 1-го и 2-го рода для системы в целом связаны с вероятностями наступления следующих событий:

$$\alpha_c = P(A_C \bar{B}) \text{ и } \beta_c = P(\bar{A}_C B).$$

По аналогии, как и прежде, введём в рассмотрение событие A , состоящее в том, что все резервированные подсистемы, входящие в систему, по результатам проведённого приёмочного контроля их надёжности являются годными.

При этом событие A предшествует событию A_C . Поэтому априорные риски 1-го и 2-го рода α_c и β_c , относящиеся к системе в целом, возникающие при приёмочном контроле её надёжности с учётом результатов предшествующего контроля надёжности, входящих в неё резервированных подсистем, будут иметь вид:

$$\alpha_c = P(A)P(A_C \bar{B}) = \left[\prod_{x=1}^X (1 - \beta_x^{A^*}) \right] P(A_C)P\left(\frac{\bar{B}}{A_C}\right), \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \beta_c &= [1 - P(A)]P(\bar{A}_C B) = \\ &= [1 - \prod_{x=1}^X (1 - \beta_x^{A^*})] P(\bar{A}_C)P\left(\frac{B}{\bar{A}_C}\right). \end{aligned} \quad (21)$$

Тогда, учитывая выражения (3), (4), (6), (7), (20) и (21) априорные риски, возникающие при приёмочном контроле всей системы КТ, с учётом результатов предшествующего контроля надёжности всех её подсистем будут иметь следующий вид:

$$\alpha_c = \left[\prod_{x=1}^X (1 - \beta_x^{A^*}) \right] \int_{\lambda_{СТP}}^{\lambda_{СТP}} [1 - \exp(-\lambda_c t_{и})] \cdot f(\lambda_c) \cdot d\lambda_c, \quad (22)$$

$$\beta_c = [1 - \prod_{x=1}^X (1 - \beta_x^{A^*})] \int_{\lambda_{СТP}}^{\lambda_2} \exp(-\lambda_c t_{и}) \cdot f(\lambda_c) \cdot d\lambda_c, \quad (23)$$

где $t_{и}$ – время приёмочных испытаний при контроле заданных требований к надёжности сложной электронной системы КТ.

С учётом выражений (22) и (23) по алгоритму, разработанному в работах (Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б., 2024; Насибулин М.Ш., 2023), определяется оптимальный статистический план контроля надёжности системы $(t_n^*, \alpha_c^*, \beta_c^*, c=0)$, который соответствует минимуму экономических затрат на контроль и потерь, связанных с принятием ошибочных решений (2)–(8).

После принятия системы по результатам приёмочного контроля её надёжности по оптимальному плану риск 1-го рода $\alpha_c=0$ (формула (22)), а апостериорный риск 2-го рода определяется на основе формулы (23) с учётом результатов контроля надёжности всей системы КТ, т.е.

$$\beta_c^* = [1 - \prod_{x=1}^X (1 - \beta_x^*)] \int_{\lambda_{СТР}}^{\lambda_{2С}} \exp(-\lambda_c t_n^*) \cdot f(\lambda_c) \cdot d\lambda_c, \quad (24)$$

при этом достоверность контроля надёжности системы с учётом результатов предшествующего приёмочного контроля входящих в неё элементов и резервированных подсистем, т.е. вероятность выполнения заданных требований с учётом выражений (1) и (24)

$$D_c^* = 1 - \beta_c^* = 1 - [1 - \prod_{x=1}^X (1 - \beta_x^*)] \times \int_{\lambda_{СТР}}^{\lambda_{2С}} \exp(-\lambda_c t_n^*) \cdot f(\lambda_c) \cdot d\lambda_c. \quad (25)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, разработаны математические зависимости (16), (17), (22), (23) для оценки рисков принятия ошибочных решений и выражения (19), (25) для определения достоверности иерархического контроля надёжности систем КТ со смешанной структурой. Их использование в практике приёмочного статистического контроля сложных электронных систем КТ позволит повысить достоверность контроля выполнения заданных требований к надёжности на основе учёта результатов предшествующего приёмочного контроля надёжности входящих в них элементов и подсистем, и снизить экономические затраты на контроль и потери, связанные с ошибочными решениями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Барзилович Е.Ю., Гнеденко Б.В. О некоторых актуальных проблемах надёжности // Проблемы надёжности летательных аппаратов: сб. ст. / Под ред. И.Ф. Образцова, А.С. Вольмира. М.: Машиностроение, 1985. 280 с.

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

Волков Л.И. Управление эксплуатацией летательных комплексов. М.: Высшая школа, 1987. 400 с.

Волков Л.И., Рудаков В.Б. Статистический контроль иерархических систем. М.: Изд-во СИП РИА, 2002. 360 с.

Макаров М.И., Рудаков В.Б., Макаров В.М., Мироничев В.А. Рациональное планирование контроля надёжности элементов и бортовых систем космических аппаратов на этапе наземной отработки // Двойные технологии. 2018. № 4. С. 35–43.

Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н. Контроль качества космических аппаратов при отработке и производстве. М.: Машиностроение, 2009. 400 с.

Насибулин М.Ш. Взаимосвязь рисков принятия ошибочных решений при планировании и проведении оптимального контроля надёжности иерархических систем космической техники в условиях мелкосерийного производства // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 25–31.

Насибулин М.Ш. Определение оптимальных планов выборочного контроля совокупностей комплектующих изделий, поступающих на входной контроль сборочного предприятия-изготовителя космической техники // Труды 4 ЦНИИ МО РФ. 2023. Т. 2, № 178. С. 22–31.

Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б. Математическая модель и алгоритм оптимального приёмочного контроля надёжности иерархических систем космической техники в условиях единичного и мелкосерийного производства // Вестник Российского университета дружбы народов. Сер. Инженерные исследования. 2024. Т. 25, № 3. С. 237–250.

Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б. Анализ статистических структур контроля технических параметров и надёжности для оптимизации планов выборочного контроля космической техники в условиях мелкосерийного производства // Информационно-технологический вестник. 2023. № 3. С. 103–117.

Насибулин М.Ш., Рудаков В.Б. Оптимизация достоверности статистического контроля надёжности космической техники в условиях единичного и мелкосерийного производства // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31, № 3. С. 61–71.

Пагурова В.И. Таблицы неполной гамма-функции. М.: ВЦ АН СССР, 1963. 239 с.

Рудаков В.Б., Макаров М.И., Макаров В.М. Риски принятия ошибочных решений в задаче рационального планирования контроля надёжности электронных изделий ракетно-космической техники // Двойные технологии. 2017. № 4. С. 21–30.

Статья поступила в редакцию 10.10.2025

Статья после доработки 18.11.2025

Статья принята к публикации 18.11.2025

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОТОТИПА ИСПАРИТЕЛЬНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА НА БАЗЕ АКСИАЛЬНОЙ ТЕПЛОВОЙ ТРУБЫ



А.Ю. Кочетков¹,
кандидат технических наук,
KochetkovAIU@laspace.ru;
A.Yu. Kochetkov

Рассмотрена концепция испарительного теплообменника (ИТ) на базе аксиальной тепловой трубы (АТТ). Указанный ИТ предназначен для диссипации излишков тепла, выделяемого оборудованием, функционирующим по индивидуальной циклограмме ограниченный период времени, в составе космического аппарата (КА). В качестве примеров подобного оборудования могут служить приборы, используемые заданное количество раз при обеспечении навигации или осуществлении посадки КА на поверхность небесного тела, а также узлы двигательных установок в разгонных блоках и посадочных модулях, работа которых ограничена запасами топлива. Представлено описание изготовленного прототипа ИТ и испытательной установки с помощью которой выполнено экспериментальное исследование. Для нескольких режимов функционирования получены рабочие характеристики ИТ. Сформулированы некоторые рекомендации для разработки конструкции ИТ на базе АТТ.

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

EXPERIMENTAL STUDY OF A PROTOTYPE EVAPORATIVE HEAT EXCHANGER BASED ON AN AXIAL HEAT PIPE



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

The concept of an evaporative heat exchanger (EHE) based on an axial heat pipe (AHP) is considered. The specified EHE is designed to dissipate excess heat emitted by equipment, operating according to an individual cyclogram for a limited period of time as part of a spacecraft (SC). Examples of such equipment include devices used a specified number of times to ensure navigation or landing of a SC on the surface of a celestial body, as well as propulsion units in booster blocks and landing modules whose operation is limited by fuel reserves. A description of the manufactured EHE prototype and the test facility used to conduct the experimental study are presented. The operating characteristics of the EHE are obtained for several operating modes. Some recommendations are formulated for developing an EHE design based on an AHP.

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

Ключевые слова:

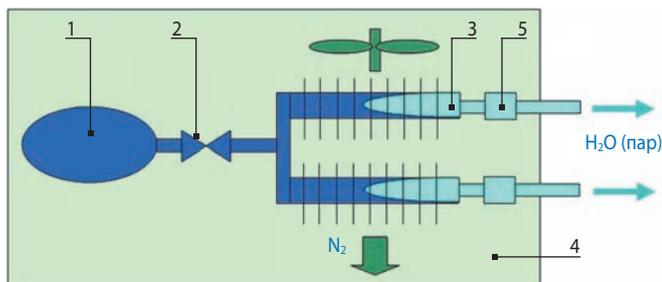
*испарительный теплообменник;
аксиальная тепловая труба;
тепловой режим;
лабораторный эксперимент;
вычислительный эксперимент.*

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.003

ВВЕДЕНИЕ

В составе автоматических межпланетных КА, а также средств выведения может применяться оборудование, имеющее ограничение по времени функционирования, при этом его среднее тепловыделение может быть существенно ниже максимального, которое иногда называют пиковым, разовым, эпизодическим, импульсным и т.п. Тепловой режим подобного оборудования технически нерационально обеспечивать с помощью радиаторов, рассчитанных на максимальную мощность, поэтому в практике создания системы обеспечения теплового режима (СОТР) КА для снятия пиковых тепловых нагрузок могут применяться различные устройства, такие как тепловые аккумуляторы с плавящимся веществом (ТА), ИТ (Gilmore David G., 2002).

В качестве наглядного примера реального космического ИТ можно представить систему испарительного охлаждения советского Лунохода на рисунке 1. Здесь с помощью ИТ обеспечивалось дополнительное охлаждение газа в циркуляционном контуре приборного отсека при повышенном внешнем тепловом потоке на радиатор Лунохода. Эластичный герметичный резервуар 1, наполненный хладагентом (водой) объёмом около 13 л, был размещён в пределах газового контейнера (ГК) Лунохода. Собственное давление газа приборного отсека 4 выдавливало содержимое резервуара в присоединённые к нему четыре оребрённых испарительных теплообменника 3, установленных в воздуховоде ГК. Система активировалась при открытии электромагнитного клапана 2.



1 – резервуар; **2** – электромагнитный клапан;
3 – испарительный теплообменник;
4 – приборный отсек; **5** – термостат.

рисунк 1. Испарительная система охлаждения Лунохода

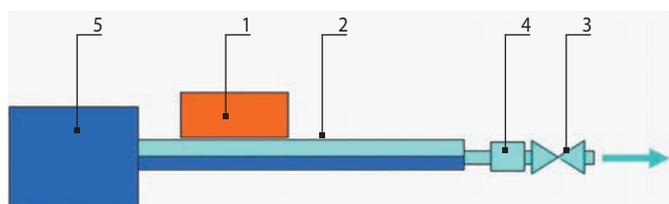
Key words:

*evaporative heat exchanger;
axial heat pipe;
thermal regime;
laboratory experiment;
computational experiment.*

На выходе из ИТ пары воды дренировались в космос, при этом термостаты 5 пассивного действия открывали дренажные выходы только тогда, когда температура циркулирующего газа становилась выше заданной, обеспечивая необходимый расход воды через внутренние каналы ИТ. Телеметрические данные, представленные в советских отчётах, свидетельствуют о том, что испарительная система охлаждения Лунохода отработала без замечаний (Финченко В.С. и др., 2018).

1. Испарительный теплообменник на базе тепловой трубы: концепция, устройство, диапазон применимости

Концепция ИТ на базе АТТ была сформулирована в работе (Бугрова А.Д. и др., 2020), а также в патенте АО «НПО Лавочкина» (Патент РФ № 2746862). Основная идея предложенного технического решения состоит в том, что в качестве ключевого элемента испарительной системы, а именно испарительного теплообменника, применяется аксиальная тепловая труба. Применение АТТ по основному её назначению позволяет обеспечить тепловое соединение термостатируемого блока или прибора с малым радиационным теплообменником (РТО), с приборным отсеком, с нагревателем и т.п. Это позволяет обеспечить тепловой режим оборудования путём временной, частичной его интеграции в другую подсистему КА, т.е. до того, как данное оборудование начнёт активно применяться. При повышенном тепловыделении от указанного оборудования избыточный тепловой поток, поступающий к АТТ, планируется отводить за счёт управляемого стравливания паров имеющегося теплоносителя, при этом теплоноситель дренируется непосредственно из АТТ, а сама АТТ может пополняться хладагентом из подсоединённого к ней резервуара, если таковой предусмотрен. После окончательного завершения работы термостатируемого оборудования можно полностью стравить теплоноситель из ИТ и таким образом отключить тепловое соединение АТТ и отработавшего оборудования от прочих подсистем КА. На рисунке 2 показана принципиальная схема испарительного теплообменника на базе АТТ.



1 – тепловыделяющий прибор; 2 – корпус АТТ;
3 – регулируемый клапан; 4 – отсечной клапан;
5 – резервуар.

рисунок 2. Испарительный теплообменник на базе АТТ, принципиальная схема

От работающего прибора 1 тепловой поток поступает к участку корпуса АТТ 2: этот участок и является испарителем в ИТ. До открытия отсечного клапана 4 АТТ работает как обычная тепловая труба. При активном применении прибора 1 его тепловыделение, а следовательно, и его температура начнут повышаться. При достижении заданного значения температуры откроется клапан 4 и регулируемый клапан 3 начнёт стравливать пары теплоносителя в количестве, необходимом для поддержания заданной температуры или давления в АТТ. Если имеющегося в АТТ теплоносителя окажется недостаточно, ИТ (с помощью капиллярной структуры) будет пополняться жидкой фазой теплоносителя из подсоединённого резервуара 5. Общее количество теплоносителя в ИТ должно быть рассчитано исходя из циклограммы применения и мощности прибора 1.

2. Некоторые характеристики прототипа ИТ, сведения о составе испытательной установки и задачах исследования

Для проверки работоспособности ИТ на базе АТТ создан соответствующий прототип, в качестве основного элемента которого была выбрана АТТ длиной около 1 м, изготовленная из алюминиевого двутаврового профиля. На фланец АТТ снаружи был установлен электронагреватель, с помощью которого можно осуществлять теплоподвод (до 50 Вт) к корпусу АТТ на внешнем участке длиной 240 мм. С целью безопасности выполнения работ, связанных с повторными заправками и дренированием хладагента, был предусмотрен специальный трубопровод, обеспечивающий его сброс в систему отведения нетоксичных производственных газообразных отходов. В качестве хладагента в АТТ был использован фреон-134а ($C_2F_4H_2$). При выборе теплоносителя для выполнения эксперимента авторы руководствовались, прежде всего, соображениями безопасности и снижения трудоёмкости эксперимента. В зоне заправочного штуцера АТТ установлены отсечной клапан, электромагнитный управляемый клапан,

а также подсоединён датчик давления. По длине АТТ на внешней стенке её корпуса было установлено три датчика температуры.

Испытательный стенд ИТ содержал: средства измерения температуры; преобразователь, регистрирующий давление внутри АТТ; средства обеспечения электропитания и измерения мощности нагревателя; блок управления электромагнитным дренажным клапаном. Запорно-регулирующая арматура стенда содержала элементы, позволяющие обеспечивать многократную заправку АТТ теплоносителем. Испытания ИТ проводились в атмосферных условиях, ИТ был закрыт теплоизоляцией. Упрощённая схема испытательной установки представлена на рисунке 3. Испытания выполнялись с применением лабораторной базы АО «НПО Лавочкина». При этом обеспечивалась неопределённость измерения абсолютной температуры 1 К, разности температур 0.3 К и подводимой тепловой нагрузки 1.5%.

В задачу испытаний прототипа ИТ входило изучение возможности оперативных многократных перезаправок АТТ с контролем количества заправленного теплоносителя путём взвешивания, исследование инерционности объекта испытаний и скорости выхода на режим, определение условий, при которых работа дренирующего клапана при его управлении с обратной связью и при неуправляемом дренировании будет устойчивой, а также наглядная и убедительная регистрация процесса системой измерений.

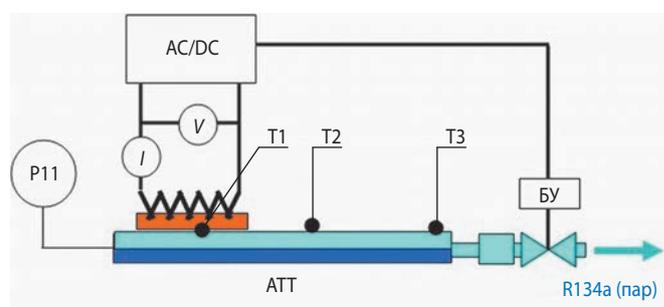


рисунок 3. Схема испытательной установки ИТ

3. Результаты лабораторных испытаний испарительного теплообменника на базе АТТ

Перед началом серии режимов испытаний предварительно, в пробных режимах оценивались скорости нагрева и охлаждения испытываемой сборки (АТТ – нагреватель – клапаны – датчики), время стравливания хладагента, осуществлялся подбор выходного ограничительного гидравлического сопротивления (для стабильной работы дренажного канала). В результате была выбрана мощность нагревателя 10 Вт, а также определена адекватная масса заправляемого фреона-134а для выполнения единичного режима испытаний (~35–45 граммов).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОТОТИПА ИСПАРИТЕЛЬНОГО ТЕПЛОБМЕННИКА НА БАЗЕ АКСИАЛЬНОЙ ТЕПЛОВОЙ ТРУБЫ

В режимах испытаний ставилась цель осуществить наглядную демонстрацию функционирования ИТ с постоянным дренированием теплоносителя и с автоматическим его дренированием при использовании обратной связи по температуре.

Рисунок 4 демонстрирует постоянное нерегулируемое дренирование хладагента. Перед началом данного режима испытаний температура АТТ равномерная 31°C, давление внутри неё 6.17 бар.

В момент времени *A* выполняется включение нагревателя (постоянная мощность 10 Вт), температура зоны нагрева Т1 начинает расти и отрываться от зоны Т2 (середина АТТ) и зоны Т3 (место установки у дренажно-заправочного фланца АТТ).

В момент *B* происходит вскипание теплоносителя в зоне нагрева Т1 (перегрев стенки остановился), далее происходит эквидистантный нагрев корпуса ТТ по длине, ТТ имеет высокую осевую тепловую проводимость, то есть работает как гравитационная или горизонтальный термосифон.

На участке *BC* наблюдается изменение температуры, близкое к линейному. Оно отражает монотонный нагрев ТТ с теплоносителем внутри. Теплоёмкость объекта испытаний (при нагреве от 33 до 38°C за 550 с) приблизительно составляет 1100 Дж/К, если считать, что за этот период конструкция поглотила 5500 Дж с помощью нагревателя 10 Вт.

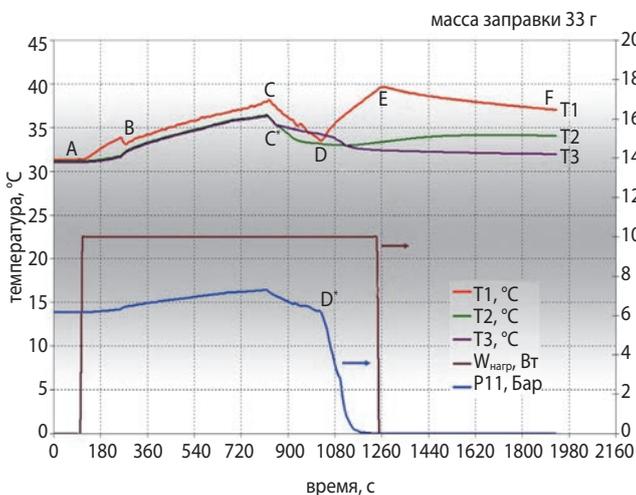
В момент *C* происходит открытие дренажного клапана, начинается дренирование теплоносителя. Это снижает давление насыщения в АТТ с 7.3 до 6.1 бар, а температура в зоне Т1 падает с 38 до 33.5°C (примерно на те же 5 К). В энергетическом балансе это соответствует указанной заправке фреона в АТТ 33 г, однако АТТ охлаждается неизотермично и это не позволяет корректно рассматривать баланс. Температуры АТТ в момент *C** расслаиваются и это указывает на то, что удалённые (от Т1) части АТТ начинают

осушаться. Когда осушение доходит до средней части АТТ (Т2) кривая Т2 также перестаёт быть эквидистантной Т1. Наконец в точке *D* АТТ пересыхает уже в зоне установки нагревателя. Точка *D** (на графике изменения давления) показывает, что внутри АТТ давление уже не определяется кривой насыщения, так как нет жидкой фазы хладагента, и оно стремительно падает.

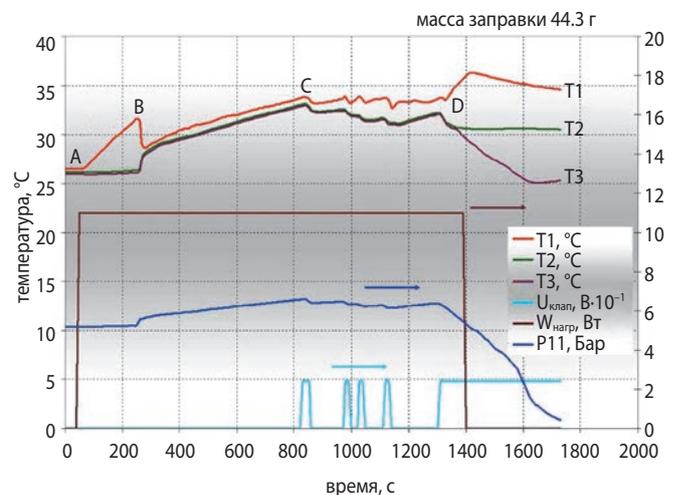
От момента *D* до момента *E* остатки пара выходят из АТТ, а её корпус в зоне установки Т1 почти линейно нагревается (до выключения нагревателя). Видно, что скорость нагрева Т1 для пустой АТТ выше, чем для заправленной, так как участки Т2 и Т3 связаны с Т1 лишь теплопроводностью по корпусу. К моменту *F* у освободившейся от теплоносителя АТТ температурный градиент по корпусу ожидаемо выстраивается с понижением температуры от Т1 к Т3.

Режим работы ИТ, в котором демонстрируется автоматическое управление дренажного клапана с обратной связью по температуре показан на рисунке 5. Перед началом данного режима испытаний температура трубы равномерная 26°C, давление внутри АТТ 5.21 бар. Здесь до момента *C* процесс выполнения режима происходит по аналогии с рисунком 4. Результаты в целом похожи, хотя массы заправки АТТ отличаются и соотносятся как 33 г и 44 г соответственно. Далее в момент *C* начинается работа управляемого клапана с обратной связью по температуре Т1. Можно видеть, что указанная температура удерживается в интервале от 33.7 до 32.7°C, т.е. в полосе 1 К.

Клапан автоматически включался пять раз на протяжении ~510 секунд (управляемого режима), а в конце остался открытым по причине (явно наблюдаемого по P11) осушения капиллярной структуры АТТ. Если бы вместо фреона-134а был заправлен аналогичный объём жидкого аммиака, этот же процесс при прочих равных условиях мог бы продлиться не менее 0.5 часа.



рисунк 4. Режим постоянного стравливания хладагента



рисунк 5. Режим регулируемого стравливания хладагента

В рассмотренной здесь испытательной кампании ИТ на базе АТТ было проверено и подтверждено, что изотермичность (точнее, высокая продольная тепловая проводимость) АТТ позволяет управлять клапаном, используя для этой цели, с равным успехом, любой из датчиков Т1, Т2, Т3 и даже Р11. Данный результат означает, что установка пассивного регулятора (термостата) на выходе из АТТ возможна и перспективна, поскольку это позволяет отказаться от применения блока управления и соответствующего комплекта кабелей в тех случаях, когда температура уставки известна заранее и её не надо корректировать в ходе применения КА.

4. Анализ результатов и рекомендации для практического применения в СОТР АКА

Формально, можно сравнить массу РТО и массу хладагента, заправляемого в ИТ, которые эквивалентны по хладопроизводительности, для работы в течение ограниченного интервала времени. Например, для прибора мощностью 40 Вт, который должен отработать 90 минут (при температуре на уровне 20°C), односторонний РТО толщиной 1.5 мм будет весить около 530 г, а количество аммиака, которое необходимо испарить для отвода эквивалентной тепловой энергии составляет ~183 г. Но подобное сравнение является некорректным, если учесть, что корпус и капиллярный наполнитель резервуара ИТ уже могут иметь вес как у РТО, причём дополнительно необходима установка отсечного и регулируемого клапанов. Кроме того, при установке на КА, РТО комплектуется имеющими массу креплениями и теплоизоляцией, а в периоды времени, когда прибор охлаждать не следует – к РТО (который по умолчанию связан с прибором нерегулируемой тепловой связью) необходимо подводить тепловой поток, используя для этого бортовую электроэнергию, чтобы прибор не переохладился. Задача выбора приоритетного решения

(на базе ИТ или на базе РТО) является неоднозначной, не масштабируемой и не подходит для обобщённой оптимизации, то есть в реальных проектах альтернативные технические решения для локальных СОТР фактически сравнивают на основе детальной привязки к изделию и его системам.

Поскольку заправка одной лишь аммиачной АТТ (около 20 г, при длине 1 м) позволит стабилизировать температуру 40-ваттного прибора не более 10 минут, можно с уверенностью заключить, что использование резервуара в конструкции ИТ на базе АТТ применительно к реальным инженерным задачам будет востребовано. Ниже рассмотрен пример совмещения АТТ с резервуаром.

Очевидно, что максимальное капиллярное давление, развиваемое в ИТ, должно обеспечить транспорт жидкости из резервуара в испаритель от наиболее удалённых частей резервуара, преодолевая максимальное капиллярное давление, развиваемое в капиллярно-пористой структуре (КПС) резервуара, поскольку там будет формироваться фронт раздела пар-жидкость. С перемещением этого фронта в сторону испарителя капиллярное давление на стороне ИТ будет постепенно снижаться.

Далее рассмотрим вычислительный эксперимент, включающий соединение цилиндрического резервуара $D=100$ мм $H=150$ мм с испарителем АТТ длиной 0.15 м. При пористости капиллярного наполнителя не менее 75% такой резервуар сможет содержать не менее 0.5 кг жидкого аммиака, что при рассеивании теплового потока 100 Вт позволит функционировать ИТ более 100 минут.

Стационарное потенциальное течение в составной капиллярной структуре можно описать уравнением Лапласа $\nabla^2 P=0$. Для представления предельных условий транспорта теплоносителя из резервуара в испаритель зададим на поверхности испарения $m=\text{const}$ (для нагрузки 100 Вт это соответствует расходу аммиака ~8.5e-5 кг/с), а на наиболее удалённой

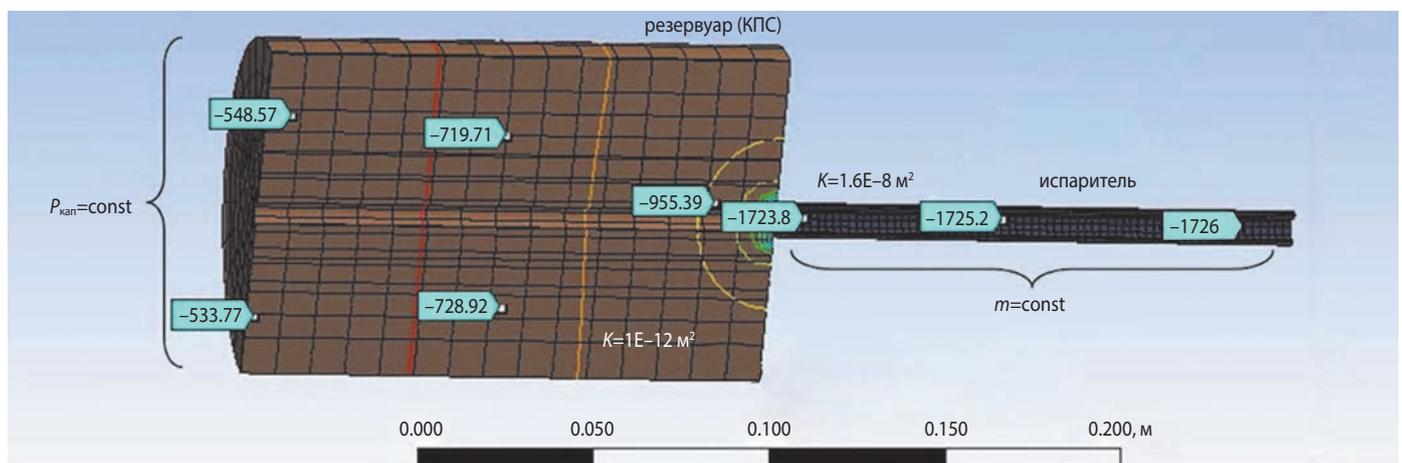


рисунок 6. Расчётное распределение давления в составной КПС ИТ

границе резервуара зададим максимальное развиваемое капиллярное давление $P_{\text{кап}}=530$ Па (средний размер пор 100 мкм, хладагент аммиак). В данном вычислительном эксперименте искомой величиной является капиллярное давление, которое следует обеспечить в испарителе для транспорта указанного количества (расхода) теплоносителя.

Расчёт распределения давления в составной КПС ИТ был выполнен методом конечных элементов с использованием рабочей среды (типа ANSYS/NX/LOGOS). Геометрическая модель создавалась в конфигурации, предусмотренной для расчёта трёхмерных полей температуры, она представлена на рисунке 6. Также на рисунке показаны применяемые сетки: характерный размер в КПС 10 мм, а в испарителе 2 мм. Распределение давлений было вычислено в результате численного решения трёхмерного уравнения Лапласа. При этом в составных частях модели, исходя из аналогии уравнений Дарси и Фурье, вместо 1 была использована проводимость в виде отношения $K\rho/\mu$, где μ – вязкость (Па·с); K – проницаемость (м^2); ρ – плотность ($\text{кг}/\text{м}^3$). Воспроизведение граничного условия типа $Q=\text{const}$ осуществлялось подстановкой условия $m=\text{const}$ ($\sim 8.5\text{e}-5$ кг/с). Рисунок 6 иллюстрирует также применяемые граничные условия: $P=\text{const}$ в КПС резервуара и $m=\text{const}$ в зоне испарения АТТ.

Проницаемость КПС резервуара представлена пространственным и типичным для КПС значением 1 Дарси ($K=1\text{e}-12$ м^2), проницаемость каналов АТТ исходя из соотношения Хагена – Пуазейля определена как $r^2/8$, но поскольку каналы радиусом $r=0.5$ мм занимают лишь половину сечения рассмотренной части испарителя, в расчёте была принята вдвое уменьшенная проницаемость $K=1.6\text{e}-8$ м^2 , хотя даже эта величина намного превышает проницаемость КПС резервуара, то есть не способна существенно повлиять на градиент давления по длине испарителя.

Рисунок 6 демонстрирует полученное расчётное распределение давления в составной капиллярной структуре испаритель – резервуар в виде изолиний и точек по выбору, проб. В зоне испарителя давление должно быть около 1700 Па, а это гораздо выше, чем предельный капиллярный напор, достигаемый в продольных канавках АТТ (~ 250 Па для аммиака). Полученный результат говорит о том, что поверхность канавок в зоне испарения целесообразно покрыть тонким слоем сетки или тканью из спечённой КПС, величина ячеек у которых будет не более 20 мкм.

Поскольку проверка функционирования реальной КПС в поле массовых сил сложна и, как правило, выполняется лишь условно или частично, в процессе создания резервуара для ИТ необходимо в полной мере привлекать вычислительный и (целенаправленный) лабораторный эксперименты.

Выводы и рекомендации

В рамках выполненной работы был разработан, изготовлен и испытан прототип ИТ на базе АТТ, в результате чего было наглядно подтверждено, что регулируемое испарение теплоносителя путём удаления паровой фазы из АТТ позволяет осуществлять на заданном этапе дополнительное термостатирование тепловыделяющего объекта. Поскольку АТТ изотермична, температура, по которой осуществляется обратная связь для управления клапаном, позволяет применить пассивный регулятор, имеющий механическое соединение с АТТ.

На основе полученных результатов можно констатировать, что техническое решение по использованию АТТ в качестве ИТ при необходимости в полной мере реализуема и имеет реальные перспективы применения.

Оснащение системы ИТ капиллярным резервуаром позволит расширить диапазон применимости рассмотренного технического решения, на что указывает иллюстративный вычислительный эксперимент.

список литературы

Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Луженков В.В., Финченко В.С. О повышении эффективности системы обеспечения теплового режима блока двигателей малой тяги межорбитального космического буксира «Фрегат» // ТПТ. 2019. Т. 11, № 11. С. 491-498.

Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Луженков В.В., Финченко В.С. Применение испарительных теплообменников для охлаждения блоков двигателей малой тяги разгонного блока «Фрегат» // XXIX Международная научно-техническая конференция «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», Алушта, Крым, 14-20 сентября 2020. С. 83-84.

Патент РФ № 2746862, В64G1/50. Система испарительного охлаждения с разомкнутым контуром для термостатирования оборудования космического объекта / Котляров Е.Ю., Луженков В.В., Серов Г.П., Финченко В.С. НПО им. С.А. Лавочкина, 2020116081, 27.04.2020 (опубл. 21.04.2021).

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: Изд. АО «НПО Лавочкина», 2018. 400 с.

Gilmore David G. Spacecraft thermal control handbook. 2nd ed. The Aerospace Corporation, 2002. 836 p. 2002. ISBN 1-884989-11-X (v.1).

Статья поступила в редакцию 09.07.2025

Статья после доработки 22.09.2025

Статья принята к публикации 23.09.2025

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВИБРОАМОРТИЗАТОРОВ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ПРИБОРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ УДАРНЫХ НАГРУЗОК, СОЗДАВАЕМЫХ ПИРОМЕХАНИЗМАМИ

USE OF VIBRATION DAMPERS TO PROTECT ON-BOARD EQUIPMENT OF SPACECRAFT FROM IMPACT LOADS CREATED BY PYROSHOCKS



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

В статье приводится методика расчёта передаточной функции ударных нагрузок, действующих на бортовую аппаратуру КА, установленную на виброамортизаторах. Анализируется влияние вязких характеристик деформируемого элемента на демпфирующие ударные свойства виброамортизаторов. Исследуется передаточная функция виброамортизатора как показатель его эффективности в обеспечении ударной защиты бортовой аппаратуры КА. Обосновывается возможность использования виброамортизатора для ударной защиты бортовой аппаратуры КА.

Ключевые слова:
ударная прочность;
ударное нагружение;
космические аппараты;
виброамортизаторы.

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.004

The article presents a method for calculating the transfer function of shock loads acting on spacecraft equipment mounted on vibration dampers. The influence of viscous characteristics of the deformable element on the shock-damping properties of vibration dampers is analyzed. The contribution of various shock absorber properties to providing impact protection for spacecraft on-board equipment is investigated. The main measures to ensure the impact protection of the onboard equipment of the spacecraft are substantiated.

Key words:
shock protection;
impact loading;
spacecraft;
vibration dampers.

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

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

Одной из наиболее устойчивых современных тенденций в развитии облика автоматических космических аппаратов (КА) является уменьшение их массы и размеров, происходящее вследствие миниатюризации и увеличения энергоэффективности целевой аппаратуры (Асюшкин В.А., Грешилов П.А., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. и др., 2010). В настоящее время массово проектируются многофункциональные КА массой от 200 до 600 кг и габаритными размерами в транспортном положении от 1 до 1,5 м. Хотя ещё 25–30 лет назад соответствующие показатели составляли 1000–2000 кг и 2–6 м.

Уменьшение размеров КА (Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2017) приближает источники ударной нагрузки (пиромеханизмы системы отделения КА) к узлам крепления аппаратуры, а снижение массы оборудования способствует повышению величин собственных частот конструкции КА и приборов. Уменьшение размеров делает возможным многоспутниковое построение КА, что увеличивает количество источников ударного нагружения и разнообразие каналов передачи ударного возмущения от срабатывания пиромеханизмов КА (Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2015).

Новой перспективной тенденцией развития конструкции КА также является применение композиционных материалов, которые обладают более высокой удельной прочностью и жёсткостью по сравнению с традиционными металлическими сплавами. При равной прочности конструкция получается более жёсткой и лёгкой с пониженным внутренним демпфированием, вследствие чего повышаются собственные частоты колебаний и уровень ударного нагружения, передаваемого конструкцией КА на узлы крепления бортовой аппаратуры.

Действие указанных тенденций объективно способствует следующим изменениям в нагружении современных и перспективных КА (Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017):

- увеличивается уровень ударного нагружения, в том числе пиковое значение ускорения во временном сигнале и максимальное значение ускорения отклика в ударном спектре ускорений отклика (УС), что является прямым следствием уменьшения расстояния от источника удара до узлов крепления аппаратуры (Деменко О.Г., 2022);
- повышается частотный диапазон действия ударной нагрузки на объекты бортовой аппаратуры, причём максимальные значения ускорений в УС сдвигаются в область более высоких частот, что является следствием уменьшения расстояния от источника удара до узлов крепления аппаратуры, приводящего к исчезновению конструктивных стыковых узлов на пути распространения ударного воздействия, а также применения композитных материалов;

- увеличивается количество значимых ударных воздействий на аппаратуру при эксплуатации КА.

Ударные нагрузки являются важным фактором, определяющим эксплуатационную прочность и надёжность аппаратуры КА (Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г., Горовцов В.В., 2014). Наиболее значительные ударные нагрузки в современных КА возникают при срабатывании систем отделения, которые в настоящее время основаны на использовании пиромеханических или детонационных устройств. На сегодняшний день с целью снижения уровня ударных нагрузок разработана достаточно широкая номенклатура пироприборов. Однако снижение массы пирозаряда и, как следствие, ударной нагрузки от его срабатывания, возможно только до определённого уровня, ниже которого не обеспечивается его безотказное срабатывание (Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В., Тимофеев В.Н., 2007). В связи с этим сложность решения задачи обеспечения ударной прочности бортовой аппаратуры КА и его систем будет объективно возрастать.

В этих условиях становится необходимой разработка специальных мероприятий, направленных на защиту бортовой аппаратуры КА от ударных воздействий разного рода пиромеханизмов. Одним из таких (достаточно просто и недорого реализуемых) решений может быть использование виброамортизаторов. Виброамортизаторы известны достаточно давно и в настоящее время широко применяются в практике авиастроения и создания космической техники (Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Матвеев С.А., Слободзян Н.С. и др., 2021). Они используются по своему основному назначению для снижения уровня вибрации, создаваемой некоторыми источниками на борту КА (двигатели, насосы и т.д.) и передаваемой конструкцией в узлы крепления аппаратуры. При этом виброамортизаторы работают в условиях вынужденных колебаний и рассчитываются на длительную работу в ограниченной полосе частот вибраций, создаваемой этими источниками.

Особенность использования виброамортизаторов для ударной защиты бортовой аппаратуры состоит в том, что здесь они работают в переходных импульсных процессах короткой длительности, порождаемых срабатыванием пиротехники и имеющих широкий неограниченный частотный спектр вибрационных воздействий. Исследованию вопроса возможности применения виброамортизаторов для решения новых задач (в новых условиях) и посвящена настоящая статья.

Поскольку речь идёт о принципиальной стороне вопроса, рассмотрим упрощённую однонаправленную модель виброамортизатора, показанную на рисунке 1.



рисунок 1. Простейший виброамортизатор

В существующих конструкциях виброамортизаторов деформируемый элемент выполняется в виде втулки из резиновых материалов. Резина, как известно (Минигалиев Т.Б., Дорожкин В.П., 2009; Мозгалев В.В., Липлянин П.К., 2010), обладает как упругими, так и вязкими демпфирующими свойствами. Конкретное сочетание этих свойств зависит от рецептуры и особенностей вулканизации материала.

На рисунке 2 показана расчётная модель виброамортизатора. В этой модели виброамортизатор – переходной элемент между основанием и платформой, на которой устанавливается оборудование. Она включает в себя упругий элемент (пружину)

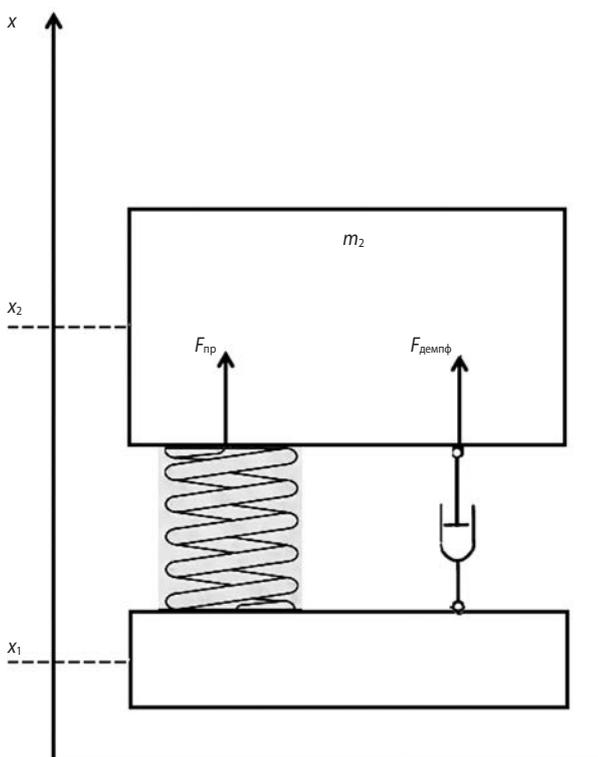


рисунок 2. Расчётная модель виброамортизатора

и демпфер, который преобразует механическую энергию колебаний в тепло и способствует затуханию колебаний. Будем рассматривать линейную модель упругого элемента ($F_{\text{пр}} = c \cdot \Delta x$, где c – коэффициент жёсткости; Δx – деформация элемента) и линейную модель вязкого демпфера ($F_{\text{демпф}} = \mu \cdot v$, где μ – коэффициент сопротивления; v – скорость деформации амортизатора). Система координат неподвижная, координаты x_1 и x_2 показывают абсолютное движение основания (x_1) и платформы с оборудованием (x_2). В начальный момент времени (до удара) значения координат x_1 и x_2 равны нулю.

Зададим ударное воздействие на входе в модель в виде затухающего гармонического колебания с частотой p , соответствующего ударному отклику конструкции на импульсное воздействие пиротехники (координата x_1 на рисунке 2, соотношение (2)), и рассчитаем возникающее за виброамортизатором (координата x_2 на рисунке 2) колебание платформы как отклик на удар. Отношение максимального ускорения отклика к максимальному ускорению на входе в модель назовём передаточным коэффициентом виброамортизатора на частоте воздействия p . Меняя частоту ударного воздействия на входе p , из передаточных коэффициентов получаем передаточную функцию виброамортизатора на ударное воздействие как функцию частоты p . Анализируя полученную таким путём передаточную функцию, ответим на вопрос о возможности использования виброамортизатора для целей ударной защиты оборудования, её эффективности, её зависимости от параметров виброамортизатора.

Для расчётов используем дифференциальное уравнение движения платформы с оборудованием (1). При этом будем учитывать действие упругой силы со стороны пружины и силы сопротивления со стороны демпфера. Действие силы тяжести учитывать не будем ввиду малости ускорения свободного падения по сравнению с ускорениями ударного отклика (10 против 10^4 м/с²), а также того факта, что в условиях невесомости, когда и происходит в действительности срабатывание пиротехники, сила тяжести не влияет на относительное движение платформы и основания, которое и определяет ускорение ударного отклика.

$$m_2 \cdot \ddot{x}_2 = F_{\text{пр}} + F_{\text{демпф}}, \quad (1)$$

$$m_2 \cdot \ddot{x}_2 = c \cdot (x_1 - x_2) + \mu \cdot (\dot{x}_1 - \dot{x}_2),$$

$$\ddot{x}_2 = \frac{c}{m_2} \cdot (x_1 - x_2) + \frac{\mu}{m_2} \cdot (\dot{x}_1 - \dot{x}_2),$$

$$\ddot{x}_2 + 2 \cdot \varepsilon \cdot \dot{x}_2 + \omega_0^2 \cdot x_2 = 2 \cdot \varepsilon \cdot \dot{x}_1 + \omega_0^2 \cdot x_1,$$

где введены обозначения:

$$\omega_0^2 = \frac{c}{m_2},$$

$$\varepsilon = \frac{\mu}{m_2}.$$

В соответствии со сказанным принимаем

$$x_1 = A \cdot \sin(p \cdot t + \beta) \cdot e^{-\lambda \cdot t}, \quad (2)$$

где β – начальная фаза колебаний, (рад); λ – коэффициент затухания колебаний, определяемый собственным демпфированием материала конструкции.

Исходя из общепринятого значения добротности конструкции КА $Q=10$ и характерной частоты ударной вибрации $\omega \approx 1000$ Гц, определим

$$\lambda = \frac{\omega}{2 \cdot Q} = 500 \frac{1}{c}.$$

Тогда

$$\dot{x}_1 = A \cdot B_1 \sin(p \cdot t + \beta + \varphi) \cdot e^{-\lambda \cdot t},$$

где

$$B_1 = \sqrt{4 \cdot \varepsilon^2 \cdot p^2 + (\omega_0^2 - 2 \cdot \varepsilon \cdot \lambda)^2},$$

$$\varphi = \arctg\left(\frac{2 \cdot \varepsilon \cdot p}{\omega_0^2 - 2 \cdot \varepsilon \cdot \lambda}\right).$$

Решение, согласно теории дифференциальных уравнений, ищем в виде суммы общего однородного и частного неоднородного решений:

$$x_2 = x_{200} + x_{2\text{чн}}, \quad (3)$$

Рассматривая случай не очень большого демпфирования амортизатора ($\varepsilon < \omega_0$), имеем:

$$x_{200} = e^{-\lambda \cdot t} \cdot (C_1 \cdot \cos(\omega_1 \cdot t) + C_2 \cdot \sin(\omega_1 \cdot t)),$$

$$\omega_1 = \sqrt{\omega_0^2 - \varepsilon^2}.$$

Здесь C_1 и C_2 – константы, зависящие от начальных условий; ω_1 – частота затухающих колебаний платформы на амортизаторе.

$$x_{2\text{чн}} = A \cdot B_2 \cdot e^{-\lambda \cdot t} \cdot \sin(p \cdot t + \beta + \varphi - \gamma),$$

$$B_2 = \frac{B_1}{\sqrt{(\omega_0^2 + \lambda^2 - p^2 - 2 \cdot \varepsilon \cdot \lambda)^2 + 4 \cdot p^2 \cdot (\varepsilon - \lambda)^2}},$$

$$\gamma = \arctg\left(\frac{2 \cdot \varepsilon \cdot p}{\omega_0^2 - p^2}\right).$$

Используя начальные условия,

$$x_2(0) = 0,$$

$$\dot{x}_2(0) = v,$$

получаем:

$$C_1 = -A \cdot B_2 \cdot \sin(\beta + \varphi - \gamma),$$

$$C_2 = \frac{v - A \cdot B_2 \cdot p \cdot \cos(\beta + \varphi - \gamma)}{\omega}.$$

Окончательно, из уравнения (3) получаем выражение для ускорения отклика:

$$\ddot{x}_2 = e^{-\lambda \cdot t} \cdot (D_1 \cdot \cos(\omega_1 \cdot t) + D_2 \cdot \sin(\omega_1 \cdot t) + D_3 \cdot \sin(p \cdot t + \beta + \varphi - \gamma)),$$

$$D_1 = C_1 \cdot (\lambda^2 - \omega_1^2) - 2 \cdot C_2 \cdot \lambda \cdot \omega_1,$$

$$D_2 = C_2 \cdot (\lambda^2 - \omega_1^2) + 2 \cdot C_1 \cdot \lambda \cdot \omega_1,$$

$$D_3 = A \cdot B_2 \cdot (\lambda^2 - p^2),$$

и из выражения (2) – для виброускорения основания:

$$\ddot{x}_1 = A \cdot e^{-\lambda \cdot t} \cdot ((\lambda^2 - p^2) \cdot \sin(p \cdot t + \beta) - 2 \cdot \lambda \cdot p \cdot \cos(p \cdot t + \beta)).$$

Эти ускорения зависят от большого количества параметров:

$$\ddot{x}_2 = \ddot{x}_2(t, p, \varepsilon, \beta, v, \lambda, \omega_0).$$

Значение коэффициента затухания материала λ определено ранее. Параметр β принимает случайное значение (при равномерном распределении случайной величины) в диапазоне $0 \dots 2\pi$, для определённости примем его значение равным 0. Параметр v (начальная скорость движения основания) зависит от мощности пиромеханизмов, инициирующих удар. Это величина постоянная, для определения передаточной функции её значение принципиально, для определённости примем её значение равным 1. Собственная частота колебания платформы на амортизаторе ω_0 имеет вполне определённое значение, зависящее от собственных

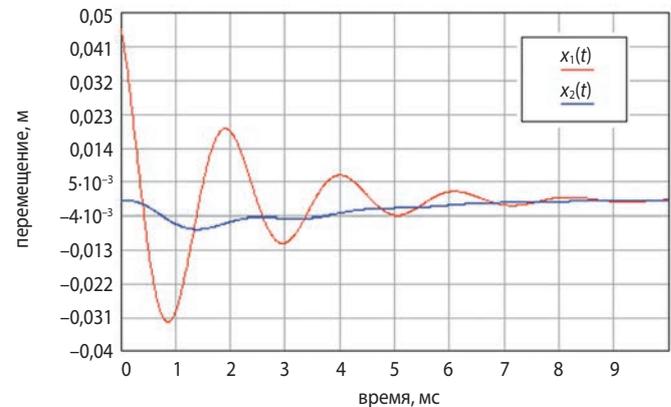


рисунок 3. Перемещения в модели при вибрации

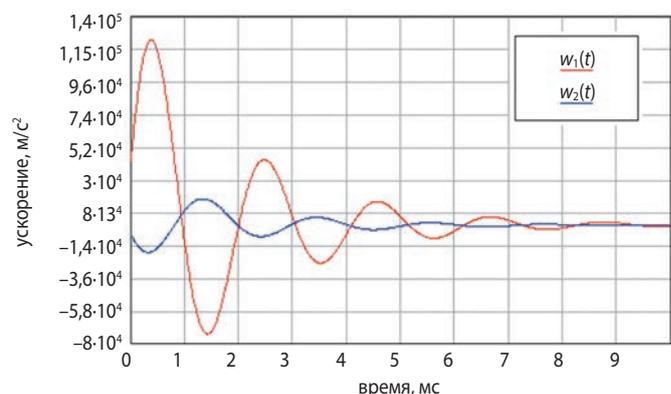


рисунок 4. Ускорения в модели при вибрации

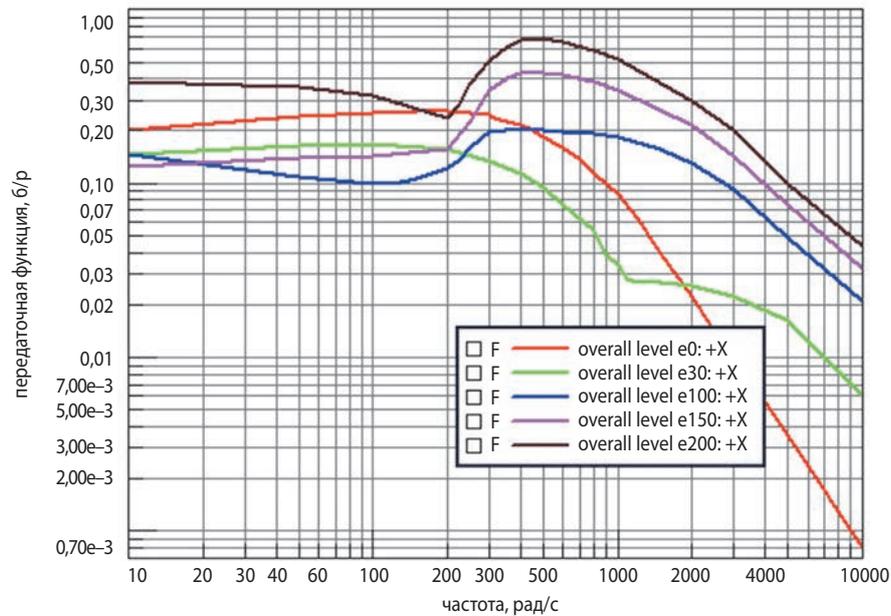


рисунок 5. Расчётные значения передаточной функции амортизатора при некоторых значениях параметра ε

частот установленной на платформе аппаратуры. Согласно установленным для них требованиям, примем значение ω_0 равным 50 Гц.

Таким образом, варьируемыми параметрами остаются частота колебаний p и коэффициент затухания материала амортизатора ε . Выбирая значение p в значимом для него диапазоне частот 10...10000 рад/с при фиксированном значении ε , получаем решения для ускорений как функции времени, как показано на рисунках 3 и 4.

Расчёты, показанные на рисунках 3 и 4, получены при значениях $p=3000$ рад/с и $\varepsilon=100$ 1/с. Определяя по графикам максимальные значения ускорений в процессе восприятия ударного воздействия, находим значение передаточного коэффициента

$$h(p, \varepsilon) = \frac{x_2 \max(p, \varepsilon)}{x_1 \max(p, \varepsilon)}. \quad (4)$$

Объединяя рассчитанные при разных значениях частоты p и фиксированном значении коэффициента ε значения коэффициентов h из выражения (4), получаем передаточную функцию амортизатора для ударного импульса как функцию частоты p при параметре ε : $H=H(p, \varepsilon)$. Полученные таким образом передаточные функции амортизатора при значениях параметра $\varepsilon=0$; 30; 100; 150; 200 показаны на рисунке 5. Здесь в логарифмическом масштабе по горизонтальной оси приведена частота p , а по вертикальной оси – передаточная функция H .

Анализ полученных результатов показывает, что передаточная функция амортизатора при передаче ударного воздействия при разных значениях параметров существенно меньше единицы, а значит вибро-

амортизатор может использоваться для защиты оборудования от ударного воздействия пиромеханизмов.

Вместе с тем следует отметить, что передаточная функция H как функция частоты существенно неравномерна и зависит от вязких свойств материала деформируемого элемента амортизатора. Передаточная функция имеет максимумы (плохая эффективность ударной защиты) в области низких частот (в районе собственной частоты амортизатора) и в области высоких частот. Имеется некоторое оптимальное значение вязкости амортизатора, при котором эффективность ударной защиты максимальна, на полученном графике – это значение находится вблизи значения ≈ 30 1/с. При увеличении ε эффективность ударной защиты снижается во всём диапазоне частот, но особенно в области высоких частот.

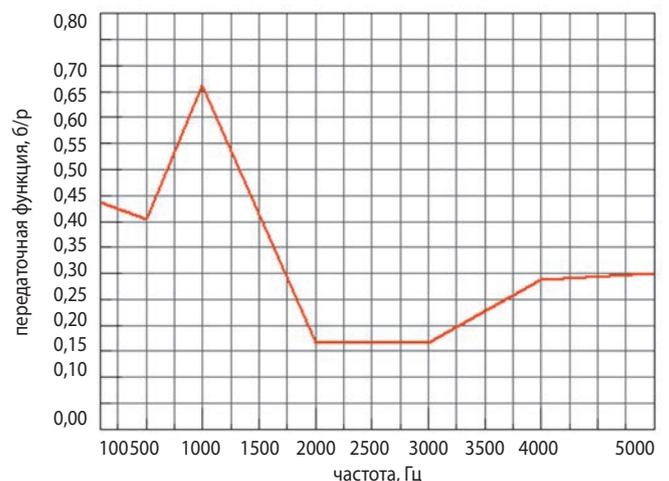


рисунок 6. Экспериментальные значения передаточной функции амортизатора

Полученные результаты качественно подтверждаются результатами экспериментальных исследований. На рисунке 6 показана передаточная функция для типового резинового амортизатора (см. рисунок 1). При проведении эксперимента каркас, представляющий собой четырёхугольную ферму, сваренную из уголков размерами $0,5 \times 0,5 \times 0,5$ м, вывешивался на тросах. В нижней плоскости каркаса на амортизаторах, размещённых в углах фермы, устанавливалась панель с грузом, массовая плотность которой 50 кг/м^2 .

Удары наносились ударным молотком (материал бойка – сталь, масса бойка 1 кг, длина рукоятки 0,3 м) снизу вверх по каркасу в районе расположения амортизатора. Два вибродатчика, расположенные на каркасе перед амортизатором и на платформе за амортизатором, записывали ускорения в процессе ударного воздействия. По временным сигналам ускорений от датчиков рассчитывались ударные спектры ускорений, показывающие действующие ускорения на той или иной частоте колебаний. Для ряда частот находилось отношение амплитуд ударных спектров ускорений на каркасе и на платформе – аналоге рассчитываемой здесь передаточной функции H . Полученные таким образом результаты и приведены на рисунке 6. Здесь масштаб по осям – линейный.

Как видно из рисунка 6, также как и при расчётах, значения передаточной функции не превышают единицу, имеют максимумы в области низких и высоких частот.

ВЫВОДЫ

1. Существующие виброамортизаторы могут быть использованы для защиты бортовой аппаратуры КА от ударного воздействия при срабатывании пиромеханизмов.

2. Передаточная функция виброамортизатора при передаче импульсного воздействия, характеризующая его эффективность в качестве ударной защиты оборудования, является неравномерной по частоте колебаний. Она имеет максимальные значения в области низких и в области высоких частот.

3. Эффективность ударной защиты виброамортизатора зависит от величины вязких свойств его деформируемого элемента. Увеличение этих свойств выше оптимального значения приводит к увеличению передаточной функции амортизатора, особенно в области высоких частот.

список литературы

Асюшкин В.А., Грешилов П.А., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. и др. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под ред. Г.М. Полищук, К.М. Пичахдзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 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. Вып. 2. Материалы II научно-технической конференции «Инновационные космические автоматические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. Актуальные вопросы создания служебных и научных систем». Химки: НПО Лавочкина, 2017. 590 с.

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

Деменко О.Г., Бирюков А.С. 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., Михаленков Н.А. Особенности ударного нагружения объектов оборудования малоразмерных космических аппаратов // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований. Химки: ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2015. 352 с.

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г., Горюцов В.В. Совершенствование систем разделения современных КА по снижению ударных нагрузок // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2014. № 2. С. 30-36.

Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Матвеев С.А., Слободзян Н.С. и др. Виброзащита прецизионного оборудования космических аппаратов от внутренних источников возмущений // Ракетно-космическая техника. 2021. № 4. С. 217-224.

Котомин А.А., Душенков С.А., Ефанов В.В., Тимофеев В.Н. Эластичные взрывчатые материалы в системах разделения космических аппаратов. В книге: Перспективные материалы и технологии для ракетно-космической техники. Т.3. / Под ред. А.А. Берлина и И.Г. Ассовского. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2007. 456 с.

Минигалиев Т.Б., Дорожкин В.П. Технология резиновых изделий. Казань: Изд-во Казанского технологического университета, 2009. 236 с.

Мозгалева В.В., Липлянин П.К. Расчет и конструирование резиновых изделий и форм. Минск: Изд-во БГТУ, 2010. 149 с.

Статья поступила в редакцию 02.09.2025

Статья после доработки 10.11.2025

Статья принята к публикации 11.11.2025

К ВОПРОСУ КОНТРОЛЯ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ОПТИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ТЕЛЕСКОПАМИ УЛЬТРАФИОЛЕТОВОГО И ВИДИМОГО ДИАПАЗОНОВ ИЗЛУЧЕНИЯ

Г.Н. Ботиков¹,
аспирант,
BotikovGN@laspace.ru;
G.N. Botikov

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

Е.В. Рыков²,
кандидат
технических наук,
RykovEV@laspace.ru;
E.V. Rykov

А.О. Штокал²,
кандидат
технических наук,
siauthemocl@yandex.ru;
A.O. Shtokal

Обсуждается влияние загрязнений на отражающие покрытия оптических элементов на всех наземных этапах жизненного цикла космических телескопов ультрафиолетового и видимого диапазонов излучения. Предложены три программы исследований для контроля загрязнения отражающих покрытий оптических элементов. Подробно рассматриваются особенности использования для этого программно-аппаратного комплекса контроля рассеяния отражённого света. Приведены результаты полученных, с помощью его, двух серий измерений загрязнений, проведённых с интервалом в пять лет.

Ключевые слова:
космический телескоп;
отражающее покрытие;
молекулярное загрязнение;
загрязнение частицами;
полное интегральное рассеяние;
двулучевая функция отражательной способности; BRDF.

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.005

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.

ON THE ISSUE OF POLLUTION CONTROL OF OPTICAL ELEMENTS OF SPACECRAFT WITH TELESCOPES OF ULTRAVIOLET AND VISIBLE RADIATION RANGES

О.П. Баженова¹,
BazhenovaOP@laspace.ru;
O.P. Bazhenova

Е.В. Леун¹,
кандидат
технических наук,
LeunEV@laspace.ru;
E.V. Leun

В.Е. Шмагин³,
shmagin@inasan.ru;
V.E. Shmagin

О.В. Власенко³,
vlasenko@inasan.ru;
O.V. Vlasenko

The types of contamination of reflective coatings of optical elements at all ground stages of the life cycle of space telescopes in the ultraviolet and visible ranges of radiation are analyzed. Three research programs for monitoring the contamination of reflective coatings of optical elements are proposed. The features of using a hardware and software complex for monitoring the scattering of reflected light for this purpose are considered in detail. The results of two series of contamination measurements obtained with its help, carried out with an interval of five years, are presented.

Key words:
space telescope;
reflective coating;
molecular pollution;
particle pollution;
total integral scattering;
bidirectional reflection distribution function; BRDF.

³ ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва.
Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences,
Russia, Moscow.

Введение

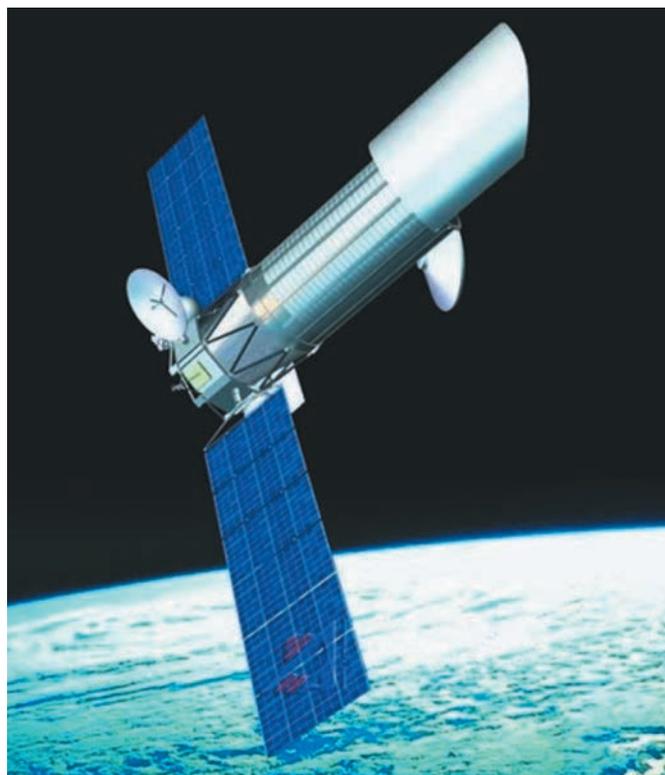
Создание космических аппаратов (КА) с телескопами для проведения фундаментальных астрофизических исследований является одним из приоритетных направлений в мировой космонавтике (*Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022*). Астрофизические наблюдения в ультрафиолетовом (УФ) диапазоне длин волн обладают многими преимуществами, поскольку в этом спектральном участке сосредоточена наибольшая плотность физической информации о звёздах и газе; фон космического излучения самый низкий, что обеспечивает наименьший естественный шум при исследованиях (*Редакционная статья, 2014*), а также устранено поглощение атмосферы Земли. В АО «НПО Лавочкина» на протяжении многих лет в содружестве с различными организациями и академическими институтами по заданию Российской академии наук работают над созданием КА с крупногабаритными астрофизическими приборами, в том числе с телескопом УФ-диапазона.

На качество изображений, регистрируемых телескопом, напрямую влияют оптические характеристики элементов оптической системы, а именно, отражение и рассеяние, зависящие от множества факторов, в первую очередь от чистоты отражающих поверхностей. Поэтому одной из важнейших задач является контроль степени их загрязнения на всех наземных этапах жизненного цикла телескопа, в основном на этапе сборки и юстировки телескопа, а также его транспортировки и хранения.

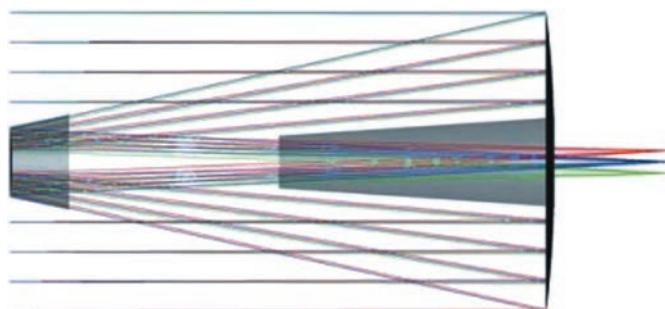
1. Оптические элементы с отражающими покрытиями космических телескопов

Для снижения массы и габаритов при разработке крупноапертурных объективов космического применения (рисунок 1а) чаще всего применяются зеркальные оптические схемы (Ричи – Кретьена, Корша, внеосевой зеркальный триплет).

Основными оптическими элементами, используемыми в схеме Ричи – Кретьена (рисунок 1б), являются главное зеркало (рисунок 2а) и вторичное зеркало (рисунок 2б). Из-за невозможности прямого контроля светорассеяния и коэффициента зеркального отражения отражающих поверхностей крупногабаритных оптических элементов (в том числе в составе собранного телескопа) для проверки сохранности оптических характеристик применяются три типа образцов оптических элементов в том числе с нанесёнными на них покрытиями (рисунок 2в). Они сопровождают главное и вторичное зеркала на всех наземных этапах жизненного цикла телескопа, включая их изготовление, сборку телескопа, транспортировку, хранение и используются для контроля их текущего и накопленного загрязнения.



а



б

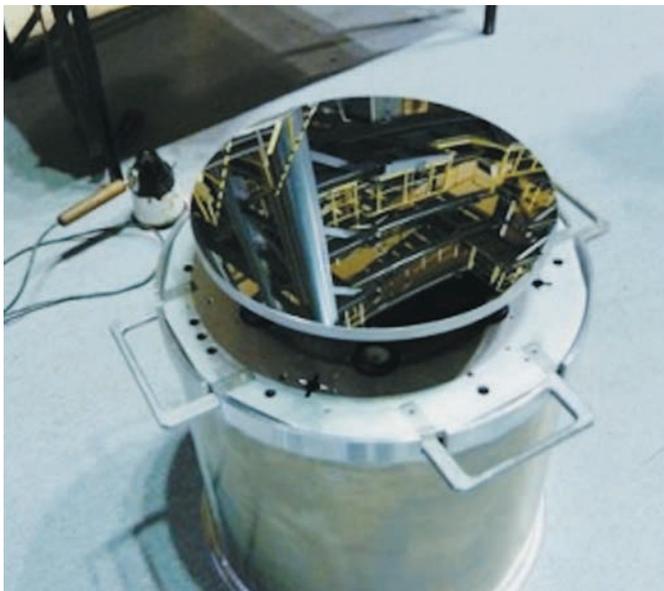
рисунок 1. Космический аппарат с крупноапертурным объективом (а) (*Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022*) и оптическая схема Ричи – Кретьена (б)

2. Особенности контроля загрязнения отражающих поверхностей оптических элементов

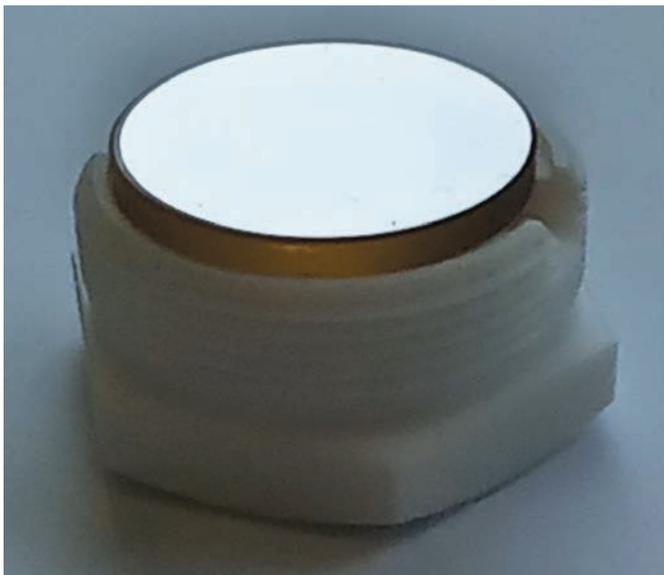
Химическое (молекулярное) загрязнение и загрязнение частицами (пылинками) отражающих поверхностей зеркал (*Калашиников Е.В., Калашиникова С.Н., 2012; Калашиников Е.В., Калашиникова С.Н., Томеев К.А., 2014*) при изготовлении и эксплуатации телескопов, наряду с оптическими погрешностями при изготовлении зеркал (шероховатость и рассеивающие свойства отражающего покрытия) (*Harvey J.E. et al., 2010; Harvey J.E., Schröder S., Choi N., Duparré A., 2012; Азарова В.В., Дмитриев В.Г., Лохов Ю.Н., Малицкий К.Н., 2000; Серебряков А.Е.,*



а



б



в

рисунок 2. Макеты главного (а) и вторичного (б) зеркал (Власенко О.В., Яскович А.Л. и др., 2014), образец оптического элемента с нанесённым покрытием (в)

Федяев В.К., Чиркин М.В., Юткина А.В., 2012), приводит к рассеянию падающего излучения на отражающих поверхностях зеркал.

Под уровнем загрязнения поверхности молекулярными отложениями, осаждаемыми из воздуха и оцениваемыми в $\text{г}/\text{см}^2$, принято понимать конденсированную фазу химической природы в виде тонких наслоений, покрытий, пленок и т.п. от паров масел, химических растворителей, флюсов, припоев, продуктов газовой выделенной материалов и др.

Уровень загрязнения отражающих поверхностей частицами, осаждающимися из воздуха, в международной практике принято оценивать как отношение площади загрязнённой (покрытой частицами) поверхности к общей площади исследуемой поверхности и выражается в единицах ppm, где $1 \text{ ppm} = 0,0001\%$ покрытия. Для уточнения требований к нормам чистоты отражающих поверхностей оптических элементов телескопа формируется предварительный бюджет загрязнения на основных этапах наземной экспериментальной отработки (НЭО), типовой пример которого с данными, собранными опытным путём в течение длительного периода исследований, представлен в таблице 1.

При контроле загрязнений принято совмещать две классические дополняющие друг друга теории поверхностного рассеяния Рэля – Райса (для гладких поверхностей) и Бекмана – Кирхгофа (для более шероховатых поверхностей). Дальнейшее развитие теория Рэля – Райса получила в России в работах группы под руководством В.В. Азаровой (НПО «Полус») (Азарова В.В., Дмитриев В.Г., Лохов Ю.Н., Малицкий К.Н., 2000), за рубежом в работах группы под руководством Дж. Е. Харви (James E. Harvey) (Center for Research and Education in Optics and Lasers (CREOL)). Группа Харви сумела разработать теорию (Generalized Harvey-Shack (GHS) Scatter Theory), которая объединила обе классические теории и дала хорошее совпадение с экспериментальными данными (Harvey J.E., Krywonos A., Bogunovic D., 2006). настолько хорошее, что GHS была включена в программные пакеты для оптических расчетов ZEMAX и TrancePro, т.е. стала за рубежом стандартом в расчётах параметров светорассеяния падающего излучения.

Одновременно группа под руководством С. Шрёдера (S. Schröder) (Fraunhofer Institute for Applied Optics and Precision Engineering, Albert-Einstein-Straße 7, 07745 Jena, Germany (IOF)), развивая теорию (Schröder S. et al., 2011), разработала линейку приборов для измерения шероховатости и светорассеяния (ALBATROSS-TT, HOROS и др.), а также совместно с группой Харви приняла участие в разработке стандартов для измерения светорассеяния и шероховатости (ISO 13696:2002, 2004).

К ВОПРОСУ КОНТРОЛЯ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ОПТИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ТЕЛЕСКОПАМИ УЛЬТРАФИОЛЕТОВОГО И ВИДИМОГО ДИАПАЗОНОВ ИЗЛУЧЕНИЯ

таблица 1 – Типовой пример предварительного бюджета загрязнения отражающих поверхностей оптических элементов телескопа на основных этапах НЭО

основные этапы НЭО	молекулярное загрязнение		загрязнение частицами	
	распределение, %	накопленный уровень, г/см ²	распределение, %	накопленный уровень, ppm
сборка и испытания телескопа	40	$3 \cdot 10^{-8}$	35	950
сборка и испытания КА с телескопом	15	$1 \cdot 10^{-8}$	35	950
хранение и транспортировка	15	$1 \cdot 10^{-8}$	15	450
подготовка к пуску на техническом и стартовом комплексах	30	$2 \cdot 10^{-8}$	15	500
итого	100%	$7 \cdot 10^{-8}$	100%	2850

Для контроля состояния отражающих поверхностей оптических элементов телескопа используются три программы исследований. С помощью первой программы определяется уровень молекулярного загрязнения с использованием ИК Фурье-спектрометра Spectrum Two DTGS и образцов оптических элементов первого типа (образцы САФ), изготовленных из стекла и закреплённых в металлическом корпусе.

Вторая программа используется для измерения загрязнения частицами с помощью фотометра PFO Mk5 и образцов оптических элементов второго типа (образцы PFO) из специального стекла чёрного цвета, закреплённого в металлическом корпусе, путём определения отношения области покрытой частицами к общей площади контроля. Эти две программы направлены на исследование воздействия условий нахождения оптических элементов с нанесённым покрытием на рабочем месте сборки телескопа.

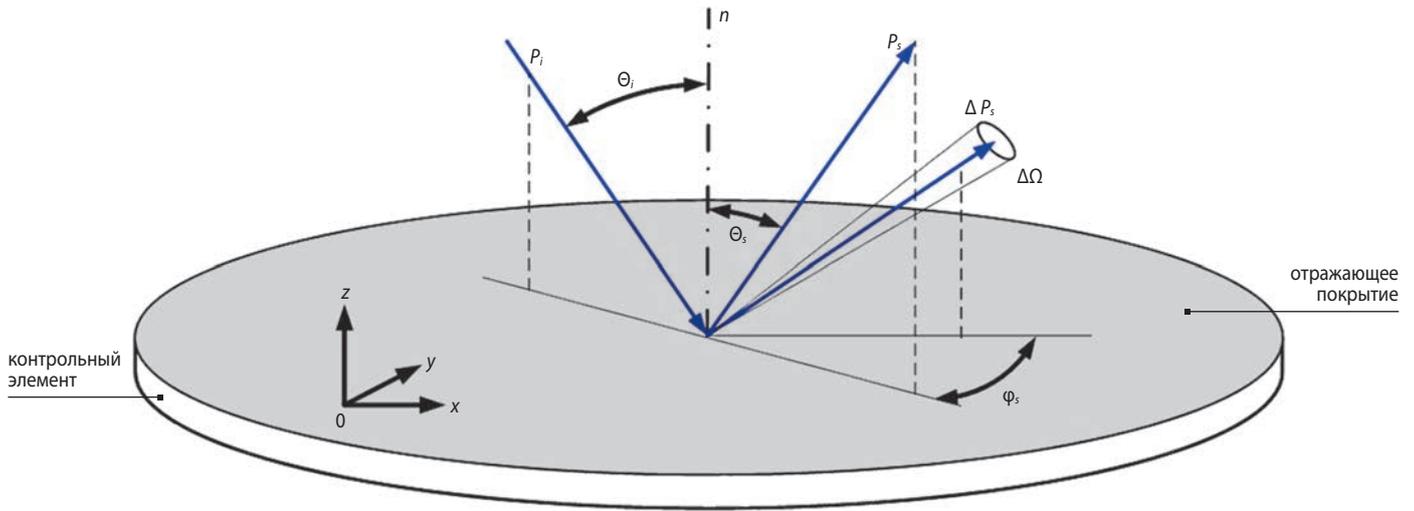
Третья программа даёт ответ на оценку состояния оптических параметров телескопа на любом наземном этапе его жизненного цикла, включая сборку с головным обтекателем на Техническом комплексе. Она подводит итог поэтапного воздействия и молекулярного загрязнения, и загрязнения частицами, осуществляя контроль параметров отражения и рассеяния оптической системы. В ней используются образцы оптических элементов третьего типа (далее – контрольные элементы), изготовленные из ситалла марки СО-115 с нанесённым на одну сторону штатным покрытием $Al+MgF_2$, и вакуумный УФ-спектрорадиометр VUVaS 1000 фирмы-производителя McPherson Inc. (США) с программно-аппаратным комплексом контроля рассеяния отраженного света (ПАК КРОС).

В основе принципа работы вакуумного УФ-спектрорадиометра VUVaS 1000 лежит регистрация спектра отражения контрольного элемента в УФ-диапазоне длин волн 0,115–0,360 мкм в условиях вакуума для исключения влияния спектра поглощения воздуха на результаты измерений. По результатам

регистрации определяется относительная спектральная плотность УФ-потока, отражённого от контрольного элемента, и сравнивается со спектральной плотностью потока, падающего на детектор напрямую (*Спектрорадиометр вакуумный ультрафиолетовый VUVaS 1000*, 2025). По этим данным определяется зависимость искомого коэффициента отражения от длины волны. Особенности проведённых измерений и анализ полученных результатов по первым двум программам, а также вакуумным УФ-спектрорадиометром VUVaS 1000 будут рассмотрены в дальнейших публикациях. Особенности принципа действия ПАК КРОС и контроля рассеяния отражающих поверхностей оптических элементов телескопа описаны далее.

Контроль рассеяния с помощью ПАК КРОС основан на использовании зондирующего лазерного луча s-поляризации (рисунок 3) мощностью P_i , длиной волны $\lambda_i=405$ нм, падающего на поверхность контрольного элемента под углом $\Theta_i=18^\circ$ с образованием на ней пятна диаметром менее 1 мм. В процессе измерения в угловом секторе $\Delta\Omega$, равном $\pm 5^\circ$ с шагом угловых отклонений $\pm 0,1^\circ$ от оси зеркально отраженной части рассеянного поверхностью потока P_s , регистрируется его мощность ΔP_s . По результатам измерений рассчитывается значение двулучевой функции отражательной способности (англ. Bidirectional reflectance distribution function – *BRDF*), свидетельствующее о текущем уровне загрязнений контрольного элемента.

Обработку результатов измерений параметров рассеяния проводят, определяя полное интегральное рассеяние (ПИР), на основании значений функции дифференциального рассеяния (англ. Angle-Resolved Scattering – *ARS*) на рабочей длине волны ПАК КРОС $\lambda_i=405$ нм. Также рассчитывают значения ПИР в диапазоне ультрафиолетовых длин волн за счёт экстраполяции полученных результатов. Особенности такой методики будут рассмотрены в одной из ближайших публикаций.



рисунки 3. Ход оптических лучей в ПАК КРОС при контроле рассеяния отражённого света

Алгоритм расчёта значений ПИР в ПАК КРОС основан на следующих преобразованиях и представлен далее в сжатом виде. Для определения полного обратного рассеяния (англ. Total Scatter back – TS_b) предлагается использовать измеренные значения функции ARS . При обработке результатов измерений используется зависимость вида

$$y = bx^a, \quad (1)$$

где a, b – неизвестные коэффициенты.

Логарифмируя уравнение (1) по основанию 10 и вводя обозначения:

$$Y = \lg(y); B = \lg(b); X = \lg(x), \quad (2)$$

получаем линейный многочлен первой степени

$$Y = B + aX.$$

Используя метод наименьших квадратов, находим неизвестные коэффициенты a и B :

$$F = \sum_{i=1}^n (Y_i - (B + aX_i))^2.$$

Таким образом, формулы для вычисления коэффициентов a и B принимают вид (*Аппроксимация функции одной переменной, 2025*):

$$a = \frac{n \sum_{i=1}^n (X_i Y_i) - \sum_{i=1}^n X_i \sum_{i=1}^n Y_i}{n \sum_{i=1}^n X_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n X_i \right)^2}, \quad (3)$$

$$B = \frac{\sum_{i=1}^n Y_i - a \sum_{i=1}^n X_i}{n}, \quad (4)$$

где Y_i и X_i – значения логарифмов параметров x_i и y_i соответственно, определённые по формуле (2); n – количество результатов измерений.

Вернёмся к ранее принятым обозначениям в выражениях (2):

$$b = 10^B; y_i = 10^{Y_i}; x_i = 10^{X_i}.$$

Достоверность аппроксимации вычисляется по формуле:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (\bar{y}_i - y_i)^2}{\sum_{i=1}^n y_i^2 - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i^2},$$

где \bar{y}_i – среднее значение для всех y_i .

Выражение для $ARS(\Theta_s)$ можно представить в виде показательной функции

$$ARS_{\lambda_{405}}(\Theta_s) = b\Theta_s^a,$$

где a и B – коэффициенты, вычисляемые по формулам (3) и (4).

Функция $BRDF(\Theta_s)$ определяется согласно выражению

$$BRDF(\Theta_s) = \frac{ARS(\Theta_s)}{\cos(\Theta_s)}.$$

Полное обратное рассеяние TS_b вычисляется в соответствии с (*Schröder S. et al., 2011*) на основе применения метода численного интегрирования и учёта ограничения геометрии измерительных средств по формуле:

$$\begin{aligned} TS_b &= \frac{P_s}{P_i} = 2\pi \int_{2^\circ}^{85^\circ} ARS(\Theta_s) \sin(\Theta_s) d\Theta_s = \\ &= 2\pi \int_{2^\circ}^{85^\circ} b\Theta_s^a \sin(\Theta_s) d\Theta_s. \end{aligned}$$

Значение ПИР для длины волны $\lambda_i = 405$ нм вычисляется согласно (*Harvey J.E., Schröder S., Choi N., Duparré A., 2012*) по формуле:

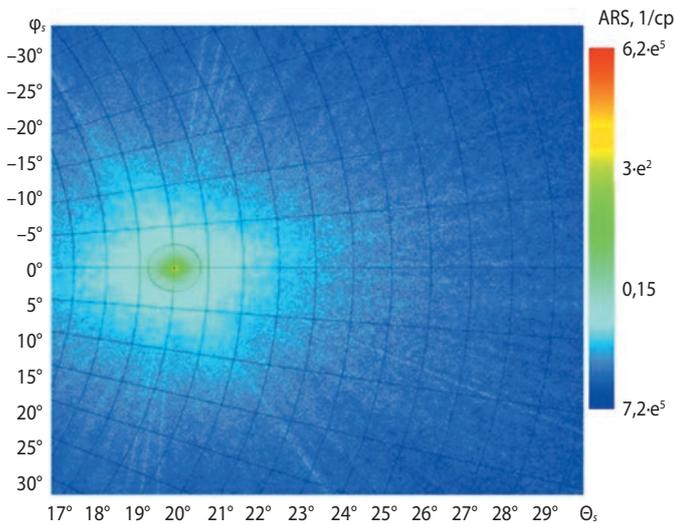


рисунок 4. Пространственное изображение функции ARS по двум угловым координатам Θ_s и φ_s при измерениях рассеяния отраженного света с помощью ПАК КРОС. На цветовой шкале показан диапазон значения ARS

$$\text{ПИР} (\lambda_r=405 \text{ нм}) = \frac{TS_b}{R_s + TS_b},$$

где R_s – коэффициент зеркального отражения s -поляризованного излучения на длине волны 405 нм.

Массив данных расчётных параметров сохраняется в ПАК КРОС для анализа полученных значений на всех наземных этапах жизненного цикла телескопа.

3 Экспериментальная апробация измерений светорассеяния контрольных элементов

Для экспериментальной апробации и подтверждения теоретических положений были проведены тестовые измерения светорассеяния контрольных элементов с помощью ПАК КРОС. В процессе ее проведения были получены диаграмма индикатриссы по двум угловым координатам, на основе которых определены функции BRDF и рассчитаны значения ПИР.

Пространственное изображение функции ARS в плоскости, перпендикулярной оси отраженного лазерного луча, по двум угловым координатам Θ_s и φ_s , полученное при измерениях рассеяния отраженного света с помощью ПАК КРОС, показано на рисунке 4. Цвета шкалы соответствуют диапазону изменений значения ARS. Красная точка соответствует сечению зеркальной части отражённого лазерного луча с максимальным значением функции $ARS \approx 6,2 \cdot e^5$. По мере удаления от красной точки значения функции ARS уменьшаются с соответствующим изменением цвета от красного к синему.

Графики типовых измеренных значений функции BRDF (в диапазоне значений от 10^{-4} до 10^{-1}) контрольного элемента, полученные с помощью ПАК КРОС, приведены на рисунке 5. По оси абсцисс отложены значения $\sin(\Theta_s - \Theta_i)$ в диапазоне изменений значений от 10^{-2} до 10^0 , соответствующем угловому сектору Θ_s , смещенному относительно угла отражения Θ_s зеркальной части отражённого лазерного луча. Синяя и красная кривые соответствуют измеренным вдоль прямой и усреднённым по углу φ_s значениям функции BRDF. Синяя и красная пунктирные линии отображают результаты аппроксимации функций измеренных и усреднённых значений функции BRDF соответственно.

С помощью ПАК КРОС в двух сериях измерений с интервалом в пять лет были тестово измерены значения функции BRDF и согласно представленному алгоритму рассчитаны значения ПИР, характеризующие загрязнение девяти контрольных элементов, разделённых на три группы с разной шероховатостью.

Значения шероховатости были предварительно измерены микроскопом сканирующим интерференционным белого света Zygo NewView 6200 методом интерферометрии белого света со среднеквадратической погрешностью не более 0,2 нм и равны $R_{q1}=1,2$ нм; $R_{q2}=2,4$ нм и $R_{q3}=3,0$ нм.

Хранение контрольных элементов между этими двумя тестовыми измерениями осуществлялось в негерметичном алюминиевом контейнере в воздушной среде. Полученные результаты двух серий экспериментальных измерений ПИР для девяти контрольных элементов приведены в таблице 2.

Полученные результаты измерений представлены в графическом виде на рисунке 6, где синие и красные столбцы соответствуют первой и второй серии измерений, проведённых с интервалом пять лет.

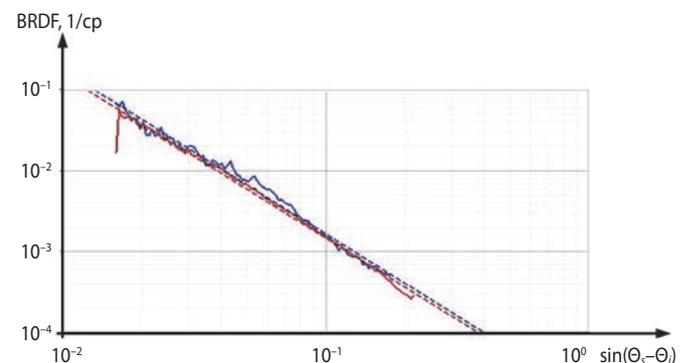


рисунок 5. Общий вид графиков типовых значений функции BRDF контролируемого образца. Синяя и красная кривые соответствуют измеренным вдоль прямой и усреднённым по углу φ_s значениям функции BRDF. Синяя и красная пунктирные линии отображают результаты аппроксимации функций измеренных и усреднённых значений функции BRDF соответственно

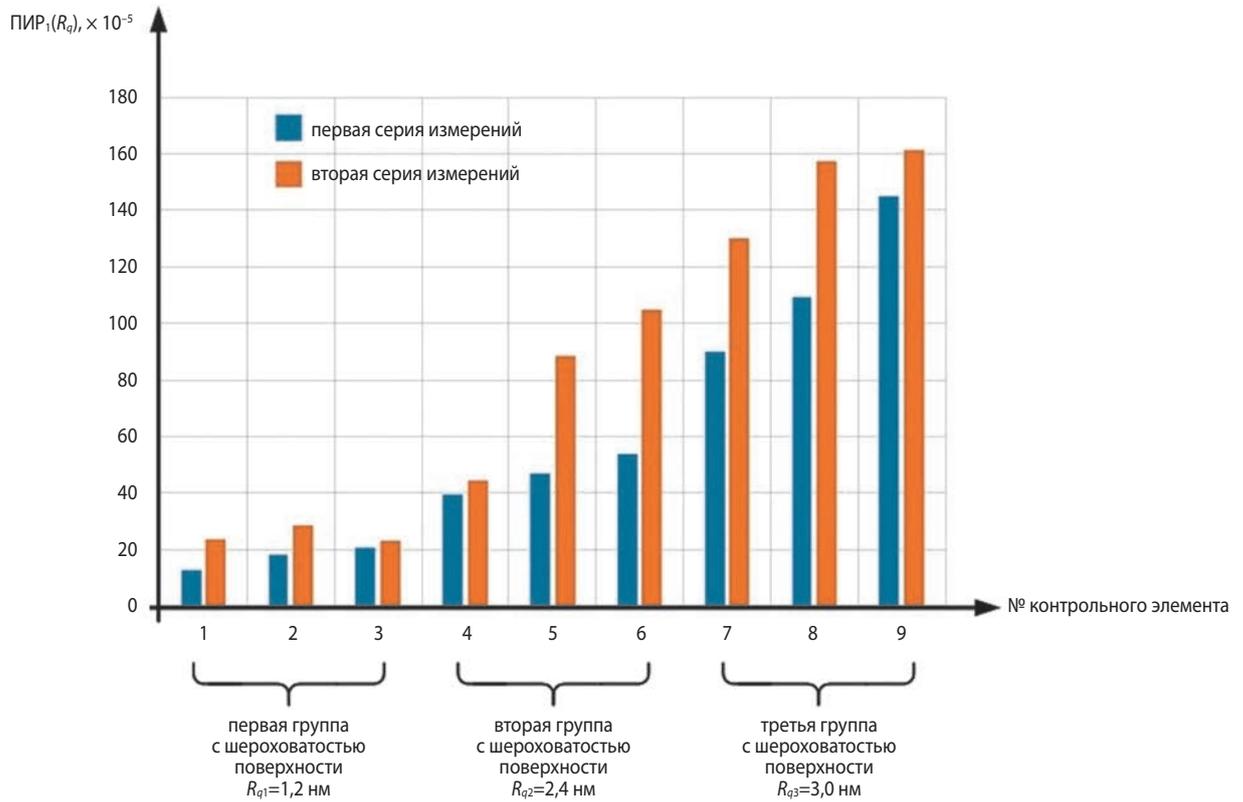


рисунок 6. Значения ПИР контрольных элементов, определённые с интервалом в пять лет в первой и второй сериях измерений, выделенные синим и красным цветом соответственно

В группах контрольных элементов были рассчитаны средние значения ПИР для каждой серии измерений. По вычисленным средним значениям ПИР были определены аппроксимирующие функции $ПИР_1(R_q)$ и $ПИР_2(R_q)$. Они рассчитывались методом наименьших квадратов программным способом (*Аппроксимация функции одной переменной*, 2025) с выбором лучшей по критерию минимума погрешности аппроксимации из следующего набора уравнений: линейного, квадратичного, кубического, степенного, показательного, логарифмического, гиперболического, экспоненциального. В итоге со средней ошибкой аппроксимации, равной $\approx 11,5\%$ и $\approx 1,6\%$ соответственно, были выбраны две экспоненциальные функции:

$$ПИР_1(R_q) = e^{1,545 + 1,028 \cdot R_q},$$

$$ПИР_2(R_q) = e^{2,023 + 0,989 \cdot R_q}.$$



рисунок 7. Графики аппроксимирующих функций $ПИР_1(R_q)$ и $ПИР_2(R_q)$, выделенные синим и красным цветами соответственно, для диапазона шероховатости поверхности контрольных элементов R_q от 0,5 до 3,7 нм

таблица 2 – Результаты двух серий экспериментальных измерений ПИР для девяти контрольных элементов

группа контрольных элементов (шероховатость поверхности R_q)		1 ($R_{q1}=1,2$ нм)			2 ($R_{q2}=2,4$ нм)			3 ($R_{q3}=3,0$ нм)		
		1	2	3	4	5	6	7	8	9
№ контрольного элемента		1	2	3	4	5	6	7	8	9
первая серия измерений	значение ПИР, 10^{-5}	12,7	17,9	20,5	39,2	46,9	53,8	89,7	109	145
вторая серия измерений		23,5	28,4	23,0	44,3	88,5	105	130	157	161

Для рассчитанных аппроксимирующих функций $\text{ПИР}_1(R_q)$ и $\text{ПИР}_2(R_q)$ построены графики в диапазоне значений шероховатости поверхности R_q от 0,5 нм до 3,7 нм, учитывая экстраполяцию значений $\pm 0,7$ нм в меньшую и большую стороны за пределы минимального (1,2 нм) и максимального (3,0 нм) значений шероховатости контрольных элементов соответственно. Из графиков видно, что для исследуемого диапазона общий характер функций имеет явно выраженный нелинейный характер с ростом значений $\text{ПИР}_1(R_q)$ и $\text{ПИР}_2(R_q)$ при увеличении шероховатости поверхности R_q (рисунок 7).

Графики показывают величины ПИР в области малых значений шероховатости поверхности R_q , начиная от 0,5 нм, что соответствует современному технологическому уровню разрешающей способности измерений шероховатости.

заключение

Контроль загрязнения оптических элементов КА с телескопами ультрафиолетового и видимого диапазонов излучения является одной из наиболее важных операций, определяющих качество получаемой научной аппаратурой информации. Предложены три программы контроля загрязнения поверхностей оптических элементов телескопа с использованием современной высокоточной измерительной аппаратуры (ИК Фурье-спектрометр Spectrum Two DTGS, фотометра PFO Mk5, вакуумный УФ-спектрометр VUVaS 1000 и ПАК КРОС). С помощью предложенных первых двух программ можно определить уровень молекулярного загрязнения и загрязнения частицами. Третья программа, подробно описанная в статье, позволяет оценить состояние оптических параметров отражающих поверхностей оптических элементов телескопа на любом наземном этапе его жизненного цикла вплоть до сборки с головным объективом на Техническом комплексе космодрома.

В качестве демонстрации возможностей предложенной программы контроля светорассеяния проведен анализ двух серий тестовых измерений функции $BRDF$ с интервалом пять лет поверхностей контрольных элементов, шероховатость которых составляла $R_{q1}=1,2$ нм; $R_{q2}=2,4$ нм и $R_{q3}=3,0$ нм. Вычислены значения ПИР, сформированы аппроксимирующие функции $\text{ПИР}_1(R_q)$ и $\text{ПИР}_2(R_q)$ и построены их графики, которые имеют явно выраженный нелинейный характер.

список литературы

Аппроксимация функции одной переменной. URL: <https://planetcalc.ru/5992/> (дата обращения: 30.07.2025).

Азарова В.В., Дмитриев В.Г., Лохов Ю.Н., Малицкий К.Н.: Теория дифференциального и интегрального

рассеяния лазерного излучения прецизионной поверхностью диэлектрика // Квантовая электроника. 2000. Т. 30, № 4. С. 360-364.

Власенко О.В., Яскович А.Л. и др. Конструктивная реализация оптической системы телескопа Т-170М // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 67-73.

Калашиников Е.В., Калашиникова С.Н. Способы оценки толщины осадков на поверхности охлаждаемых оптических элементов в вакуумных условиях с источниками загрязнения // Журнал технической физики. 2012. Т. 82, № 11. С. 111-115.

Калашиников Е.В., Калашиникова С.Н., Томеев К.А. Исследование свойств поверхности при её загрязнении продуктами газовой выделенной полимерных композиционных материалов в вакуумных условиях // Журнал технической физики. 2014. Т. 84, № 2. С. 83-91.

Редакционная статья // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 3.

Серебряков А.Е., Федяев В.К., Чиркин М.В., Юткина А.В. Рассеяние оптического излучения в лазерном гироскопе поверхностью зеркал с наноразмерной шероховатостью // Микроэлектроника СВЧ: Сб. трудов всероссийской конференции, Санкт-Петербург, СПбГЭТУ, 4-7 июня 2012 г. Т. 2. СПб.: ООО «Технолит», 2012. С. 207-211.

Спектрорадиометр вакуумный ультрафиолетовый VUVaS 1000 Описание прибора. URL: <https://all-pribors.ru/opisanie/53187-13-vuvas-1000-56611> (дата обращения: 30.07.2025).

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Harvey J.E. et al. Image degradation due to scattering effects in two-mirror telescopes // Optical Engineering. 2010. № 6. P. 063202-1-063202-7.

Harvey J.E., Schröder S., Choi N., Duparré A. Total integrated scatter from surfaces with arbitrary roughness, correlation widths, and incident angles // Optical Engineering. 2012. № 1. P. 013402-1-013402-11.

Harvey J.E., Krywonos A., Bogunovic D. Nonparaxial scalar treatment of sinusoidal phase gratings // Journal of the Optical Society of America A. 2006. Vol. 23, № 4. P. 858-865.

ISO 13696:2002. Optics and optical instruments – Test methods for radiation scattered by optical components. Geneva: TC 172/SC 9, 2004. 34 p.

Schröder S. et al. Modeling of light scattering in different regimes of surface roughness // Optics Express. 2011. Vol. 19, № 10. P. 9820-9835.

Статья поступила в редакцию 17.09.2025

Статья после доработки 18.11.2025

Статья принята к публикации 19.11.2025

РАЗВИТИЕ ТЕОРИИ ПРОЕКТНОГО УПРАВЛЕНИЯ В АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ РОССИИ И ЗА РУБЕЖОМ

DEVELOPMENT OF THE THEORY OF PROJECT MANAGEMENT IN THE AEROSPACE INDUSTRY IN RUSSIA AND ABROAD



Ю.Н. Дементьева¹,
кандидат экономических наук,
dementevaIUN@laspace.ru;
Iu. N. Dementeva

В статье рассмотрены этапы развития теории проектного управления в авиационно-космической промышленности России и за рубежом. Данное исследование посвящено изучению инструментов проектного управления в авиационно-космической отрасли, ракетно-космической промышленности, которые имеют характерные особенности. Статья обращает внимание на активное внедрение проектного управления на российских предприятиях авиакосмического комплекса для чего интегрируется международный и собственный опыт.

Ключевые слова:
проектное управление;
авиационная промышленность;
космическая промышленность;
проект;
расходы на авиационную и космическую промышленность.

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.006

Необходимость специального подхода к созданию авиационной техники, космических комплексов и аппаратов определяется тем обстоятельством, что осуществление данного производства является меж-

The article examines the stages of development of the theory of project management in the aerospace industry in Russia and abroad. This study is devoted to the study of project management tools in the aerospace industry, rocket and space industry which have characteristic features. The article draws attention to the active implementation of project management at Russian enterprises of the aerospace complex, which integrates international and own experience.

Keywords:
project management;
aviation industry;
space industry;
project;
expenses for the aviation and space industry.

дисциплинарной задачей, которая часто требует кооперации усилий, сложной логистики, пристального внимания к качеству и безопасности. Таким образом, организация высокотехнологичного качественного

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

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

производства – это итог управления всем проектом как целостной системой. Для достижения запланированных целей и получения конечных результатов в срок и с минимальными затратами становится необходимым проектным управленческий подход, охватывающий все традиционные функциональные области ракетно-космической промышленности.

В современной науке сложился консенсус относительно необходимости использования проектного управления в авиационно-космической промышленности. Группа учёных объясняет необходимость использования проектного управления в ракетно-космической промышленности с большей эффективностью этого подхода применительно к высокотехнологичным отраслям. Грачева М.В., Бабаскин С.Я. полагают, что проектный подход используют в тех случаях, когда требуемые результаты не могут быть достигнуты за счёт обычной операционной деятельности организации (Грачева М.В. и др., 2017). Проектное управление даёт выгоды, которые могут быть преобразованы в конкурентные преимущества, т.е. упрощается автоматизация процессов, ускоряется инновационное развитие предприятий, возрастает вероятность возврата инвестиций.

Одними из главных преимуществ проектного управления являются: повышение конкурентоспособности предприятий авиационно-космической промышленности, улучшение качества, сокращение сроков изготовления продукции, сокращение затрат, увеличение доли научно-исследовательских работ с последующей эффективной реализацией инновационных и высокотехнологических проектов.

Эффективность процессного подхода в системе управления авиационно-космическими предприятиями широко известна. Исследования Международной ассоциации управления проектами показывают, что использование методологии проектного управления позволяет снизить расходы средств на 15–20%, времени на 20–30% (Кандыбко Н.В., 2013). Например, проектное управление в корпорации Boeing при производстве моделей 747 и 767 позволило сократить сроки производства с 18 до 10 месяцев. Другие авиастроительные корпорации в рамках проектного управления снизили сроки разработки изделий с 12 до 9 месяцев (Эрбас Индастри), с двух лет до десяти месяцев (Белл Хеликоптер).

Для оборонно-промышленного комплекса проектное управление, по мнению Кандыбко Н.В., даёт следующие преимущества:

- резкое снижение количества сбоев в работе предприятия за счёт исключения несогласованности в использовании ресурсов и устранения дублирования операций;
- экономию ресурсов, что ведёт к сокращению стоимости проекта;

- улучшение регламентации процедур управления проектами;
- повышение эффективности инвестиций (контроль инвестиций);
- возможность применения математических моделей при расчёте ресурсов и определении стоимости проекта;
- возможность централизованного хранения информации и углубления её анализа;
- повышение эффективности структурного контроля операций проекта;
- упрощение управления рисками;
- повышение качества итоговой продукции;
- повышение контроля поставок и исполнения контрактов (Кандыбко Н.В., 2013).

По мнению Кузнецова В.С., проектное управление способно избавить авиационно-космическую промышленность России от комплекса накопившихся проблем:

- низкий уровень управляемости в системе серийных заводов и опытно-конструкторских бюро с позиции управляющих структур, когда теряется оперативность и результативность многих процессов;
- неполное развитие функционала управляющих структур, в частности слабое состояние функций стандартизации, планирования, контроля и принятия решений;
- низкая экономическая эффективность деятельности предприятий, когда фиксируется чрезвычайно высокий уровень финансовых и налоговых потерь;
- неэффективная система производственно-технологических процессов, в частности слабое развитие кооперативных связей;
- низкая инвестиционная привлекательность отрасли (Кузнецов В.С., 2025).

Существующие проблемы заставляют предприятия искать способы оптимизации управленческого процесса. Проверенным вариантом в мировой практике является использование проектного управления.

Понимание выгод проектного управления для авиационно-космической промышленности и внедрение подхода на практике происходило постепенно вслед за развитием этого научного направления. Как и многие управленческие дисциплины, проектное управление начало развиваться во время Второй мировой войны.

В середине 30-х годов прошлого века большое значение приобретает авиация как один из основных видов вооружённых сил страны. Правительством принимается ряд постановлений, стимулирующих развитие связанных с авиацией отраслей науки, техники и промышленного производства. Вместе с тем

ведётся лицензионное приобретение наиболее совершенных зарубежных образцов для дальнейшего использования их при организации серийного производства на отечественных предприятиях. Приказом № 0121 Наркомоборонпрома СССР от 01.06.1937 мебельная фабрика Наркомлеса стала оборонным предприятием – авиационным заводом № 301 для изготовления французских самолётов «Рено-Кодрон». (Ширшаков А.Е. и др., 2022).

В связи с актуальностью задачи перевооружения армии страны разрабатываются и одобряются различные проекты боевых самолётов (истребители ЛаГГ-3, Ла-5ФН, Ла-7). С окончанием Второй мировой войны наступила эпоха реактивной авиации.

Постиндустриальная эпоха вынуждает руководителей российских предприятий в целом выстраивать работу в условиях жёсткой конкуренции с глобальными корпорациями. В настоящее время динамическое изменение рынков сбыта в обстановке санкционного давления привело к необходимости гибкого реагирования на внешние вызовы и внедрения передовых методов управления производством. Характерной особенностью крупных российских промышленных предприятий является привычный, известный с советских времён способ организации производства с использованием структурно-функциональных систем. Квалифицированные специалисты с фундаментальной подготовкой успешно участвуют в системе управления предприятиями, в том числе и создающими уникальные образцы космических систем мирового уровня (Струев А.В. и др., 2023).

Управление проектами – обширная область знаний, которая развивается совместно с наукой и техникой, отвечая на запросы экономики. С самого начала своего зарождения проектное управление применялось для создания оборонной техники и продукции авиационно-космической промышленности.

Ключевые события в развитии управления проектами связаны с разработкой новых методов, которые нашли широкое применение в промышленности, в частности следует выделить следующие:

- появление методов планирования критического пути и метода сетевого планирования. Изначально методология формировалась для высокотехнологичных проектов в системе вооружённых сил;
- создание методов планирования и управления временем, затратами и качеством, использование интегрированных компьютерных систем. Оборонная область была одной из основных, где подобные методы применялись;
- матричное управление и обучение;
- развитие методов повышения компетенции в области управления проектами;

- управление проектами совокупности знаний, РМВОК. Стандарты управления проектами позволили унифицировать процесс и применить его на всех стадиях создания авиационной техники;
- развитие способов измерения успешности проекта для каждой стадии и роли, управление изменениями;
- управление программами и выгодами проекта;
- моделирование проектов, программирование проектов с использованием ИИ (*Project management institute, 2004*).

Также в развитии управления проектами заметный след оставила теория принятия решений. Теория принятия решений является совокупностью математических методов обоснования выбора решений в различных областях целенаправленной человеческой деятельности. В ряде случаев известные методы принятия решений не дают однозначного результата, а позволяют только сократить область возможных решений. Поэтому в практической деятельности роль теории принятия решений сводится чаще к формированию рекомендаций по выбору варианта построения технической системы или организации операции. Окончательное слово остаётся за заказчиком или руководителем, так как количественные оценки возможных решений могут отличаться от результатов, наблюдаемых в реальных условиях (*Воробьева Е.Е. и др., 2018*).

Специфика проектного управления отражена в понятии *проект*. В самом общем понимании проект (от англ. project) – то, что задумывается и планируется к реализации. В научной литературе по управлению выделяют два ключевых подхода к определению проекта: системный и деятельностный.

Системный подход в управлении проектами – это методология, основанная на концепции проекта как сложной и взаимосвязанной системы. Она предполагает рассмотрение проекта как системы из различных элементов: целей, задач, ресурсов и процессов.

Системный подход позволяет учитывать все компоненты проекта, взаимосвязи и зависимости, рассматривать проект в контексте его окружения: учитывать взаимосвязи с другими проектами, организационными структурами и внешней средой, снизить вероятность возникновения проблем и повысить качество принимаемых решений.

Некоторые принципы системного подхода в управлении проектами:

- целостность (все элементы взаимосвязаны, изменения в одном элементе влияют на остальные);
- иерархия (элементы организованы на разных уровнях, где каждый уровень решает свои задачи);
- моделирование (построение моделей для описания и предсказания поведения системы);
- адаптивность (способность к изменению состояния в ответ на внешние воздействия).

Отличительной чертой системного подхода в управлении проектами является наличие механизмов для автоматической или целенаправленной коррекции стратегии управления.

Для реализации системного подхода в управлении проектами используются системные диаграммы, система показателей, моделирование.

Эффективность применения системного подхода в управлении проектами оценивается по следующим критериям:

- результативность (достижение целей проекта (качество, объёмы, сроки));
- экономичность (оптимизация использования финансовых, материальных и трудовых ресурсов);
- устойчивость к возможным рискам (выявление отклонений от запланированных показателей) (*Project management institute, 2004*).

Деятельностный подход представляет проект как деятельность субъектов по переводу объекта из планового состояния в фактическое, которое наиболее полно отвечает поставленным задачам. В этом подходе многие характеристики повторяются. Проект – творческая, разумная, целеполагающая деятельность субъекта. Проектная деятельность сочетается с такими процессами, как прогнозирование, планирование, конструирование (*Крестьянинов А.Н., 2017*).

Также стоит отметить ситуационный подход в управлении проектами, который предполагает адаптацию решений и поведение руководителя проекта к конкретной ситуации. Ситуационный подход исходит из идеи, что нет единственно верного способа управления (каждый случай требует своей модели взаимодействия, инструментов и стиля руководства).

Под ситуацией понимается уникальный набор факторов и условий, оказывающих значительное влияние на деятельность проекта в данный момент времени.

Принципы ситуационного подхода в управлении проектами: адаптивность (стиль и метод управления выбираются в зависимости от внешних и внутренних факторов), гибкость в принятии решений (готовность руководителя проекта менять стиль поведения в зависимости от изменяющихся внешних или внутренних условий), многофакторность (внимание к множеству переменных, в том числе уровню профессионализма работников предприятия, непредвиденным внешним обстоятельствам, срокам и проблемам в поставке материалов и ресурсов для производства).

Некоторые известные модели ситуационного подхода:

- модель Фидлера (эффективность зависит от сочетания стиля руководителя и степени контроля над ситуацией);
- модель Херси и Бланшара (стиль управления зависит от уровня зрелости сотрудников (мотивации и компетентности));

- модель Врума – Йеттона (алгоритм выбора управленческого решения в зависимости от уровня вовлечения сотрудников);

- контингентная теория Лоуренса и Лорша (эффективность структуры организации зависит от внешней среды: чем она нестабильнее, тем выше необходимость гибкости).

Для реализации ситуационного подхода в управлении проектами используются ситуационный анализ (системный обзор текущей обстановки и ключевых факторов влияния), моделирование сценариев (прогноз возможных исходов в зависимости от действий руководителя проектов), матрица решения (помощь в выборе управленческого хода в зависимости от условий и рисков).

Применяются и классические инструменты управления: планирование, мотивация, контроль, но их применение зависит от ситуации.

Ситуационный подход не является универсальным решением для всех ситуаций. При его применении руководители проектов должны учитывать все преимущества и недостатки подхода, а также условия работы и особенности работников предприятия (*Аньшин В.М. и др., 2023*).

Ключевые признаки проектов совпадают. Любой проект ориентирован на достижение результата. В авиационно-космической промышленности он максимально конкретен. Проект предусматривает внесение изменений в изначальную, вещественную систему, в результате чего она трансформируется в желаемое состояние.

Важный признак проекта – ограниченность во времени. Задержка сроков выполнения работ может повлиять на другие мероприятия и следующие проекты, что негативно скажется на деятельности предприятия.

Ещё один важный признак проекта связан с ограниченностью ресурсов, что требует тщательного планирования реализации проекта. Ресурсы отражаются в бюджете. Высокие капитальные затраты и организационная сложность являются отличительной чертой авиационно-космических проектов. Ограничение затрат может не только помочь снизить финансовые риски, но и быть использовано для контроля. Таким образом, измерение затрат и контроль ресурсов являются одной из наиболее важных частей проекта.

Особое внимание при управлении проектами в авиакосмической промышленности уделяется качеству производимой продукции. На предприятиях авиационно-космического комплекса разрабатывается система менеджмента качества для обеспечения соответствия продукции ожиданиям заказчика, нормативным требованиям, ГОСТам и безопасности.

Таким образом, успешное завершение любого проекта зависит от понимания того, что основными целями являются качество, производительность и стоимость. Качество, стоимость и время являются наиболее важными конкурентными приоритетами на любом предприятии. Эти три характеристики проекта неотделимы друг от друга, однако каждая из них более важна в разные фазы реализации проекта.

Отдельным признаком является специфическая организация проекта, так как крупные проекты требуют особых условий управления. В разных стандартах предложены модели организации управления проектом. Международный стандарт РМВОК исходит из предположения, что руководитель, команда принадлежат одной исполняющей организации. В этой модели процесс управления проектом включает десять направлений (предметных областей): интеграция; определение содержания; установление сроков; расчёт стоимости; оценку качества; подбор человеческих ресурсов; налаживание коммуникаций; определение рисков; закупки; определение бенефициаров. Сам проект реализуется в рамках пяти процессов: инициация; планирование; исполнение; мониторинг и контроль; завершение (*Грачева М.В. и др., 2017*).

Кроме названных характеристик, проекты на предприятиях ракетно-космической промышленности обладают уникальными характеристиками. Например, Ричардс Ю., Барри М.Л. выделяют эмоциональный интеллект (EQ), т.е. способность распознавать значения и их взаимосвязи между операциями, а также рассуждать и решать проблемы на их основе. EQ – это форма предвидения развития проекта по мере исполнения отдельных операций. Исследования показывают, что EQ является важной компетенцией для менеджеров проектов авиационной отрасли (*Richards Y. и др., 2010*).

Ещё одной особой характеристикой проектов авиационно-космического комплекса является безопасность. Миссия предприятий ракетно-космической промышленности заключается в создании безопасных условий при осуществлении пусковой компании, лётных испытаний в динамично развивающейся международной авиационно-космической деятельности при быстро меняющихся условиях.

Процесс реализации проекта требует специального управления, т.е. приложения знаний, навыков, инструментов и методов для достижения нужного результата (*Аньшин В.М. и др., 2023*). Управление проектом как процессом позволяет установить его цель, обосновать содержание, выделить этапы и операции, определить ресурсные источники, подобрать исполнителей, заключить необходимые контракты, поставить сроки и составить график выполнения отдельных работ, подготовить и согласовать расчётно-калькуляционные материалы,

запланировать риски и способы их минимизации, подобрать команду проекта и организовать работу работников предприятия.

Исследователи указывают, что управление проектами в авиационно-космической промышленности имеет уникальные черты. Например, управление проектом разработки самолёта Boeing 777 осуществлялось особым образом по сравнению с обычными методами, используемыми при подобных операциях. Изменения в управлении проектом являются разительными и охватывают многие области, включая техническую, организационную и административную. Параллельное проектирование, концепция совместной работы стали неотъемлемой частью новой философии, и на протяжении всего процесса было задействовано около 240 команд по проектированию/сборке техники (*Mubarak A. и др., 2001*).

«Холдинг «Вертолеты России» в рамках реализуемой программы «Разработка и внедрение принципов и технологий управления жизненным циклом» (Программа PLM) принял следующие ожидаемые результаты реализации проекта:

- снижение затрат на проектирование новых моделей техники – 10–30%;
- снижение доли ошибок проектирования – 23–73%;
- сокращение срока разработки техники – 40–60%;
- ускорение периода выхода техники на рынок – 25–75%;
- снижение расходов на техническую документацию – 40%;
- снижение расходов на подготовку эксплуатационных документов – 30%;
- снижение времени поиска и извлечения данных – 40%;
- сокращение стоимости информации на 15–60%;
- уменьшение производственных затрат – 15–60%;
- рост качества продукции – 80% (*Плешанов В.И., 2025*)

Управление проектами в космической отрасли имеет особенности, связанные с высокими техническими требованиями, сложностью инженерных решений, освоением новых технологий, многолетними циклами разработки и реализации проектов, высокой затратностью, большим количеством задействованных смежных предприятий, наличием международных проектов, серьёзными рисками и ограничениями. Данные особенности несут значительное отражение в принципах, этапах, методах и инструментах управления проектами в данной отрасли.

Космическая отрасль стремительно развивается. Растут потребности в космических аппаратах различного назначения: телекоммуникационных, навигационных, геодезических и дистанционного зондирования Земли.

В развитие отрасли большие объёмы финансовых средств вкладывает как государство в виде Федеральных программ, так и зарубежные инвесторы. Перед предприятиями стоит задача в сжатые сроки изготовить качественное изделие – космический аппарат, срок службы которого должен составить не менее 15 лет.

В силу сложности и многоступенчатости проектов космической отрасли, полномасштабное внедрение технологии управления проектами позволит усилить значение экономической эффективности (Лихачев М.В. и др., 2013)

Авиационно-космическая промышленность – одна из первых областей, где были применены методы проектного управления и показана их эффективность. Дальнейшее развитие проектного управления шло в тесной взаимосвязи с развитием отрасли с учётом её специфики.

Проектное управление в ракетно-космической промышленности имеет характерные особенности, которые следует учитывать, разрабатывая методологические программы в России. Во-первых, авиационно-космический проект – это завершённая цепочка взаимосвязанных и взаимодействующих повторяющихся операций, в результате чего достигается цель и создаётся новая ценность. Во-вторых, наиболее важные признаки авиационно-космического проекта: строгие сроки реализации, уникальность, цель, ценность, ограниченные ресурсы, специфическая организация. В-третьих, авиационно-космические проекты имеют особые признаки: качество, безопасность, предвидение результата и рисков. В-четвёртых, для авиационно-космических проектов свойственно более широкое понимание эффективности, которая, в том числе, проявляется в безотказности, безопасности, экономичности эксплуатации техники.

На российских предприятиях ракетно-космической промышленности идёт процесс активного внедрения проектного управления, для чего интегрируется международный и собственный опыт. Задача государства грамотно регулировать процесс, оказывая ему нормативную и методологическую поддержку.

список литературы

Аньшин В.М., Ильина О.Н. Управление проектами: фундаментальный курс. М.: Изд. дом Высшей школы экономики. 2023. 816 с.

Воробьёва Е.Е., Емельянов В.Ю. Теория принятия решений: учеб.пособие. С-Пб: БГТУ, 2018. 137 с.

Грачева М.В., Бабаскин С.Я. Управление проектами. М.: Экономический факультет МГУ им. М.В. Ломоносова. 2017. 148 с.

Кандыбко Н.В. Проектный подход к управлению инновационно-инвестиционной деятельностью предприятий оборонно-промышленного комплекса // Вестник Московского университета им. С.Ю. Витте. Сер. 1. Экономика и управление. 2013. № 2. С. 54-54.

Крестьянинов А.Н., Ю.Н. Жулькова Ю.Н. Управление проектами. Н. Новгород: ННГАСУ, 2017. 89 с.

Кузнецов В.С. Реструктуризация системы управления авиастроительного предприятия // Электронный журнал «Труды МАИ». Вып. № 41. URL: <https://trudymai.ru/upload/iblock/ea3/restrukturizatsiya-sistemy-upravleniya-aviastroitelnogo-predpriyatiya.pdf> (дата обращения: 10.02.2025).

Лихачев М.В., Шангина Е.А. Особенности управления проектами в космической отрасли // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Социально-экономические и гуманитарные науки. 2013. С. 66-67.

Плешанов В.И. Внедрение PLM технологий в Холдинге «Вертолёты России» // Журнал «Школа IT-лидеров». URL: <https://journal.itmane.ru/node/721> (дата обращения: 10.02.2025).

Струев А.В., Попов А.А., Горшенин В.П. Применение процессного подхода в контрактно-договорной службе АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. С. 93-99. DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.012.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошшеев А.А., Шоттак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22. DOI: 10.26162/LS.2022.56.2.001.

Mubarak A., Rakhman G., Rami K. The Boeing 777 Program: A Project Management Feat // Engineering and Technology Management Student Projects. 2001. № 2117. URL: https://pdxscholar.library.pdx.edu/etm_studentprojects/2117/ (дата обращения: 10.02.2025).

Project management institute. A Guide to the Project Management Body of Knowledge (PMBOK guide). 4-th ed. 2004. URL: <https://www.pmi.org/pmbok-guide-standards/foundational/pmbok> (дата обращения: 10.02.2025).

Richards Y., Barry M-L. The relevance of emotional intelligence in project management for the aviation industry // Journal of Contemporary Management. 2010. Vol. 7. P. 57-57.

Статья поступила в редакцию 06.10.2025

Статья после доработки 27.11.2025

Статья принята к публикации 28.11.2025

ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

PROBLEMS OF DEVELOPING PAYLOADS FOR EARTH REMOTE SENSING PSEUDOSATELLITES



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

Проведён анализ состояния разработки отечественных ПКА и возможных полезных нагрузок для создания перспективного ПКА типа «Аист». Сделан вывод о том, что для создания инновационных и востребованных проектов ПКА для мониторинга земной поверхности требуется разработка специализированных полезных нагрузок. Приведены реально реализуемые варианты полезных нагрузок и их критически важных составных частей.

Ключевые слова:

псевдокосмический аппарат; полезная нагрузка; антенна; мониторинг земной поверхности; мониторинг источников радиоизлучений; оптико-электронный комплекс; радиолокатор с синтезированной апертурой.

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.007

введение. Общие сведения о состоянии работ в области создания псевдокосмических аппаратов

В 2000-е годы тенденция к созданию высотных БПЛА с большой продолжительностью полёта привела к созданию так называемых «атмосферных КА» или «псевдокосмических аппаратов» (ПКА),

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

The analysis of the state of development of domestic pseudosatellites and available payloads for development of Aist- type future pseudosatellite is carried out. It is concluded that in order to create innovative and in-demand Earth remote sensing pseudosatellites, the development of specialized payloads is required. Feasible options for payloads and their critically important components have been identified

Key words:

pseudosatellite; payload; antenna; Earth remote sensing; monitoring of radio frequency emitters; electro-optical device; synthetic aperture radar.

функционирующих в ближнем космосе на высотах 18000–30000 метров с использованием солнечной энергии длительное время без посадки и дозаправки. Для повышения эффективности применения ПКА

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

ведутся интенсивные разработки маломассогабаритных полезных нагрузок – радиолокаторов, лидаров, камер для оптико-электронной съёмки в видимом и инфракрасном диапазонах. Ведутся также работы по созданию аппаратуры для мониторинга источников радиоизлучения (ИРИ), прежде всего работы по созданию маломассогабаритных широкодиапазонных антенных систем и по их рациональному размещению на корпусе ПКА для обеспечения геолокации ИРИ.

Интерес к применению ПКА для мониторинга земной поверхности обусловлен их способностью длительное время (от нескольких недель до нескольких месяцев) барражировать над заданным локальным районом, обеспечивая достаточно большую зону обзора и оставаясь малозаметным (с ЭПР около 0,1 кв. м) при сравнительно невысоких затратах на их разработку и применение по целевому назначению. По существу, с использованием ПКА может осуществляться режим локального геостационарного мониторинга назначенных районов.

1. Анализ отечественных разработок в области ПКА

Первые у нас стране ПКА Ла-251 «Аист» (рисунок 1) и Ла-252 «Аист» были созданы в НПО имени С.А. Лавочкина в 2013–2015 годы. Позже компанией «Тайбер» был создан ПКА «Сова». Экспериментальные ПКА Ла-251 «Аист» и Ла-252 «Аист» разрабатывались в инициативном порядке как модели для демонстрации возможности достижения потенциальных лётных характеристик. По результатам их демонстрационных полётов, подтверждающих принципиальную возможность реализации концепции ПКА, предполагался переход к стадии ОКР. Однако он не состоялся по ряду объективных и субъективных причин.

Результаты разработки отечественных ПКА не потеряли своей актуальности, а появляющиеся в настоящее время старт-апы и их современные предложения в области создания ПКА заслуживают пристального внимания. Так, компаниями «Аэроплатформы» и «Стратолинк» в марте 2025 года заявлено, что в рамках реализации их концепции «Умное небо» (Smart Skies) созданы два ПКА типа «Аргус» с характеристиками, близкими к характеристикам приведённых здесь проектов: беспосадочное функционирование на высотах 18000–25000 м в течение 40 суток с полезной нагрузкой до 40 кг. Разработчики ставят перед собой наиболее простую и наиболее быстро реализуемую задачу – создание ПКА для оказания услуг связи и интернета в труднодоступных районах. Однако по своим характеристикам такой ПКА может



рисунок 1. Первый отечественный ПКА Ла-251 «Аист»

стать носителем и аппаратуры для мониторинга земной поверхности. К сожалению, и этот проект может постигнуть участь упомянутых здесь проектов ПКА Ла-251 «Аист», Ла-251 «Аист» и «Сова».

Это обусловлено тем, что целенаправленному, обеспеченному реальными заказами созданию и применению ПКА препятствовал, как представляется, ряд неблагоприятных факторов как объективных, так и субъективных:

- технологическая неготовность к практическому применению по целевому назначению, незавершённость экспериментальной отработки и лётных испытаний;
- аварийность экспериментальных ПКА на этапах выведения в стратосферу и посадки в зоне повышенной турбулентности атмосферы на высотах около 15000 м;
- сложность обеспечения длительного беспосадочного полёта в северных широтах;
- непонимание и, как следствие, вполне объяснимое недоверие к возможностям подобных футуристических проектов.

Наиболее значимым фактором, негативно повлиявшим на процесс принятия решения по продолжению работ в области создания ПКА, было то, что разработчики сосредоточили основные усилия на конструкции планера и системе электроснабжения при фактическом отсутствии реалистичных предложений по оснащению ПКА полезными нагрузками, способными обеспечить решение целевых задач на заявляемом уровне и удовлетворяющими по массе и энергопотреблению предъявляемым к ним требованиям при достижимых характеристиках элементов системы электроснабжения.

В настоящей работе ставится задача частично устранить отмеченный выше «пробел», обусловленный отсутствием предложений по оснащению ПКА самолётного типа полезными нагрузками. В этих целях рассмотрены современные зарубежные разработки полезных нагрузок для ПКА в качестве прообразов для разработки подобных отечественных

аналогов. Отдельно будут рассмотрены антенные системы, предназначенные для ПКА с радиолокаторами с синтезированной апертурой (РСА) и ПКА для мониторинга ИРИ.

2. Полезные нагрузки для перспективных ПКА типа «Аист»

По итогам демонстрационных полётов ПКА Ла-251 «Аист» и ПКА Ла-252 «Аист» планировалось создание перспективного ПКА с улучшенными ТТХ по высоте и продолжительности полёта при размещении полезной нагрузки для мониторинга земной поверхности (рисунок 2).

В качестве прототипов полезных нагрузок для оснащения перспективных ПКА рассматривались производимые отечественной промышленностью по состоянию на время формирования облика ПКА базовые модули бортовой аппаратуры. Эти модули рассматривались как «стартовые» образцы для дальнейшего использования в качестве прототипов для создания перспективных образцов, пригодных для использования в перспективном ПКА с указанными ранее предельными характеристиками.

Наиболее близким к практической реализации рассматривался проект ПКА для мониторинга ИРИ. Конструктивная проработка ПКА для мониторинга ИРИ сохраняет актуальность до настоящего времени. Вместе с тем, планируемые ранее к использованию антенны и бортовая радиоэлектронная аппаратура, разработанная отечественной промышленностью ещё в 2000-е годы, не соответствуют современным требованиям и приводят к значительным и трудно реализуемым требованиям к системе энергообеспечения ПКА.



рисунок 2. Вид перспективного ПКА типа «Аист»

Создание перспективных ПКА РСА так же, как и создание современных ПКА для мониторинга ИРИ, требует разработки специализированных цифровых приёмно-анализирующих устройств с использованием современных электронных компонентов и соответствующего бортового программного обеспечения для геолокации ИРИ. Аналогичные требования предъявляются и к оптико-электронным комплексам (ОЭК) для применения в составе ПКА.

3. Специализированные полезные нагрузки и их элементы для перспективных ПКА

Как уже отмечалось, традиционные полезные нагрузки для ПКА характеризуются неприемлемыми для использования в составе ПКА массой и энергопотреблением, а также практической невозможностью их рационального размещения в конструктиве ПКА. Особо следует отметить сложность размещения антенных систем в конструктиве ПКА для мониторинга ИРИ при реализации многобазового фазового пеленгатора. Не менее сложным представляется размещение и антенн РСА. Прогресс в области создания и применения ПКА привёл к необходимости разработки специализированных полезных нагрузок и их элементов, в том числе, антенных систем и цифровых приёмопередающих модулей. В связи с этим далее рассматриваются достигнутые в настоящее время результаты в разработке ОЭК, РСА и аппаратуры мониторинга ИРИ для ПКА.

В (*EO and EOIR payload concepts HAPs*) приведены результаты разработки ОЭК видимого и инфракрасного диапазонов. ЭОК для съёмки в видимом диапазоне показан на рисунке 3 и обеспечивает съёмку с разрешением 0,5–1 м с высоты 18000 м в полосе захвата 25×25 км при массе 9,8 кг, энергопотреблении 55 Вт. Предусмотрено сканирование земной поверхности в диапазоне углов ± 30 градусов. Для съёмки в ИК-диапазоне разработаны два типа камер: одна камера массой 100 г и энергопотреблением 2,5 Вт для работы в диапазоне длин волн 9,5–10 мкм, другая камера массой 50 г и энергопотреблением 2 Вт в диапазоне длин волн 0,7–0,75 мкм. На рисунке 4 представлен общий вид сверхлегких камер для ПКА: слева камера видимого диапазона, справа камера ИК-диапазона. Сверхлегкий ОЭК, представленный на рисунке 4 (*Development of lightweight camera for high altitude platform systems*) при массе до трёх килограмм с высоты 23000 м обеспечивает разрешение 10 см в «пятне» размером 313×251 м. Предусмотрен механизм сканирования земной поверхности по углу места и по крену в диапазоне ± 30 градусов. По своим характеристикам, включая габариты, эти камеры могут применяться в составе перспективного ПКА типа «Аист».

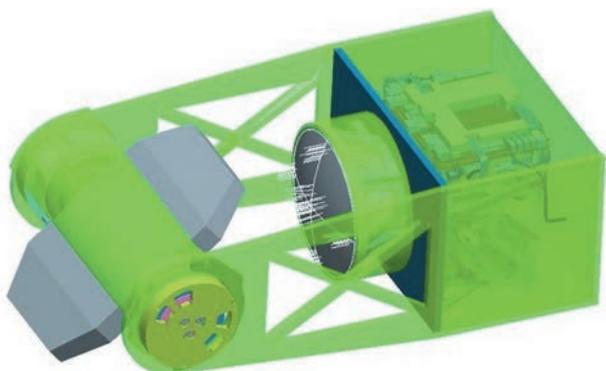


рисунок 3. Сканирующий оптико-электронный комплекс для ПКА

Разработан также для применения в составе ПКА многофункциональный цифровой лидар, обеспечивающий прецизионное зондирование земной поверхности в зоне радиусом 23 км с высот до 30000 м.

Приведённые образцы приборов свидетельствуют о реальной возможности создания перспективных ПКА для мониторинга земной поверхности в видимом и ИК-диапазонах на их базе.

Активно ведутся работы по созданию и применению РСА на борту ПКА. Для практического использования ПКА в качестве носителя РСА требуется создание легких фазированных антенных решеток, размещаемых вдоль фюзеляжа, а также лёгких приёмопередающих модулей с низким энергопотреблением. Отечественные специалисты предложили использование конформных фазированных антенных решёток (ФАР), состоящих из множества идентичных плоских антенных элементов таких как диполей, рупоров, патч-антенн, покрывающих поверхность фюзеляжа и/или нижней части крыла в качестве основы для создания РСА X-диапазона массой до восьми килограмм. Для управления ДНА и устранения влияния возможных деформаций фазовращатели из состава ФАР подключают к микропроцессору с соответствующим управляющим программным комплексом. Один из возможных вариантов размещения конформных ФАР, предложенных в работе (Ильин Е.М. и др., 2015), показан на рисунке 5.

Применительно к РСА для ПКА целесообразно использование гибких конформных антенн на гибкой подложке из диэлектрических материалов типа каптоновой полиамидной пленки или полимерных и углерод-эпоксидных композитов. Представляет интерес возможность использования технологии трафаретной печати на поверхности обшивки ПКА, используемой в качестве диэлектрической подложки.

Наблюдается прогресс в разработке лёгких приёмопередающих модулей (ППМ) для бортовых адаптивных ФАР (АФАР) для применения в РСА. Так, в (*Highly integrated wideband transmit/receive module*

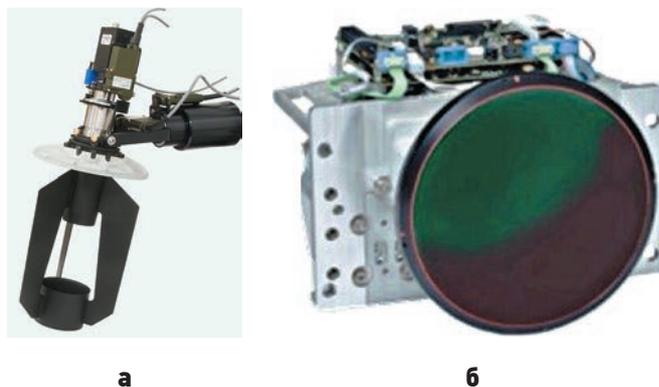


рисунок 4. Сверхлёгкие сканирующий ОЭК (а) и ИК камера для ПКА (б)

for X-band SAR applications) приведены результаты разработки и испытаний широкодиапазонного ППМ, перекрывающего весь X-диапазон (8–12 ГГц) с энергопотреблением не более 20 Вт. С использованием технологии многослойной интеграции четыре таких ППМ размещаются в одном компактном корпусе, как показано на рисунке 6.

Появление перспективных технологий на базе использования нитрид-галлиевых композитов привело к разработке для использования на борту ПКА лёгких полезных нагрузок и их элементов с низким уровнем энергопотребления, в частности, приёмников типа SDR с программно-изменяемой конфигурацией и приёмопередатчиков такого же типа. В (*Transceiver for HAPS – two channel, selectable module*) приведены результаты разработки и испытаний приёмопередатчика, обеспечивающего адаптивное программное формирование сигналов различной структуры, в модульном исполнении. Разработаны модули L-, C- и X-диапазонов массой 0,5 кг каждый при энергопотреблении 10 Вт.

В ряде случаев требуется, чтобы РСА, устанавливаемый на борт ПКА, обеспечивал мгновенную

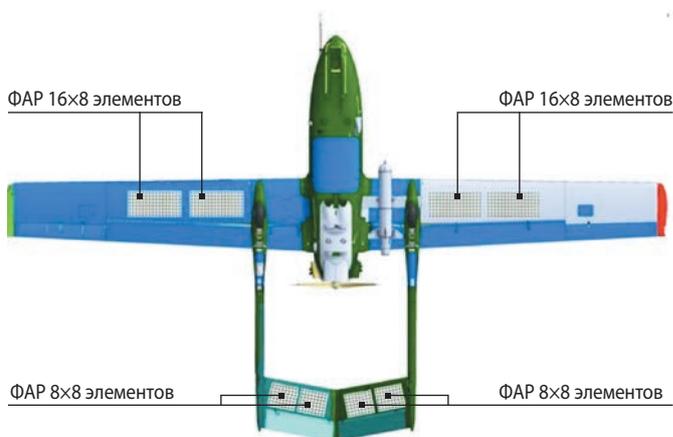


рисунок 5. Вариант размещения конформных фазированных антенных решёток внутри крыльев

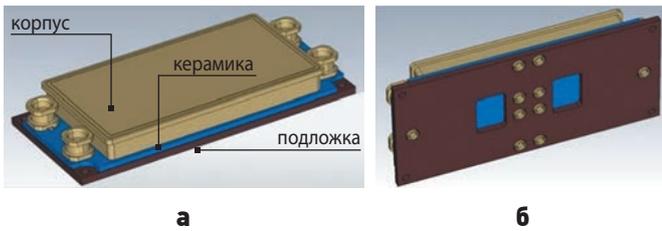


рисунок 6. Четыре ПППМ в одном корпусе: вид сверху (а); вид снизу (б)

съёмку больших площадей при достаточно высоком разрешении. Ранее известные подходы к созданию таких РСА характеризуются массогабаритными характеристиками и энергопотреблением, неприемлемыми для использования на ПКА. Однако появление прорывных технологий на стыке радиоэлектронной и оптической техники привело к созданию уникальных гибридных интегрированных приборов под названием SpaceBeam (*Integrated photonics modules for better synthetic aperture radars; Design, fabrication, and characterization of a hybrid integrated photonic module for a synthetic aperture radar receiver*) для применения в ПКА. Такие приборы обеспечивают формирование одновременно 3×12 лучей ДНА при приеме отраженных зондирующих сигналов, сканирование ими земной поверхности в пределах широкой полосы захвата, прием сигналов на частоте 9,65 ГГц с минимальной шириной спектра 450 МГц с переносом сигнала на промежуточную частоту 1,5 ГГц для последующего их аналого-цифрового преобразования и обработки в компьютере. При этом передающая часть РСА осуществляет облучение большой площади в традиционном режиме. Гибридный фотоэлектронный интегрированный модуль применяется для приема отражённых зондирующих сигналов и непрерывного формирования для их приема ДНА, состоящей из трёх лучей, одновременно для 12 элементов ФАР. В модуле, схематично представленном на рисунке 7, реализована гибридная интеграция активных микросхем (чипов) на фосфиде индия и пассивных микросхем на нитриде кремния при суммарном энергопотреблении 3,5 Вт. Активные микросхемы представляют собой лазер с усилительным блоком, блок модуляторов Маха – Зандера (MZMs) и полупроводниковых оптических усилителей (SOAs) для преобразования электрических сигналов в оптические, а также блок фотодиодов (PDs) для преобразования оптических сигналов в электрические с понижением их частоты. Пассивная интегрированная микросхема TriPleX размером $22 \times 22,7$ мм, используется в качестве лазерного резонатора, а также для расщепления лазерных лучей и их фильтрации.

Принцип действия модуля состоит в следующем. Луч лазера расщепляется на два составных луча. Один из них модулируется сигналом локального

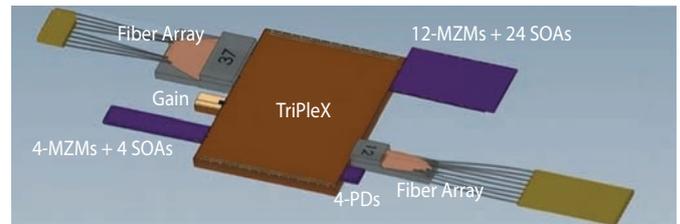


рисунок 7. Структура гибридного фотоэлектронного модуля

опорного генератора (гетеродина), а другой расщепляется на 12 составных лучей, каждый из которых модулируется с использованием оптического модулятора Маха – Зандера отраженными зондирующими сигналами РСА, поступающими с выхода 12 элементов ФАР. Эти 12 модулированных оптических сигналов и сигналы опорного генератора поступают на 12 фотодиодов, которые осуществляют преобразование оптических сигналов в электрические с переносом их на промежуточную частоту для последующего аналого-цифрового преобразования и ввода в компьютер для целевой обработки. Для формирования 3×12 лучей ДНА применяется матрица Бласса с 3×12 элементами, посредством которой осуществляется управление задержками, фазами и амплитудами 12 модулированных оптических сигналов и их объединение для реконфигурации лучей ДНА. Управление модулем осуществляется блоком электроники, подключаемым к компьютеру. Вид всего прибора, включая блок электроники, смонтированного на печатной плате, показан на рисунке 8.

Разработка подобных оптикоэлектронных приемных модулей создаёт реальную возможность применения высокоэффективных РСА на борту перспективных ПКА. Следует отметить, что такие приемные модули могут быть также использованы в составе бортовой аппаратуры ПКА для мониторинга ИРИ.



рисунок 8. Модуль SpaceBeam (в центре) и блок электроники



рисунок 9. Широкодиапазонная антенна компании SWISSto12

4. Специализированные антенны для комплексов мониторинга ИРИ и РСА. Варианты их размещения на борту ПКА

Далее рассмотрим концептуальные основы размещения антенн на борту ПКА, предназначенных как для РСА, так и для аппаратуры мониторинга ИРИ. Основные подходы к размещению антенн на борту ПКА рассмотрены в (Ильин Е.М. и др., 2015; *Structurally integrated antenna concepts for HALE UAVs; Placement of broad beam beacon antennas within wing of HALE UAV*). Прежде чем приступить к рассмотрению этого вопроса, следует отметить существенное различие в размещении антенн L-диапазона и антенн S- и C-диапазонов. С точки зрения минимизации массогабаритных характеристик для применения на ПКА критичны антенны L-диапазона, в то время как размещение антенн X/C диапазонов характеризуется значительно меньшей сложностью. В настоящее время имеется ряд плоских антенн, патч-антенн, логпериодических антенн, для перекрытия X/C-диапазнов. Так, на рисунке 9 приведена доступная на рынке антенна, перекрывающая диапазон частот 1–18 ГГц, предназначенная для использования в составе аппаратуры мониторинга ИРИ (*Elint antenna*).

Однако наибольший интерес вызывает использование в этих целях широкодиапазонных сбалансированных противофазных антенн Вивальди, которые могут применяться как в X/C-диапазонах, так и в L-диапазоне (2–18 GHz *balanced antipodal Vivaldi conformal phased array antenna; Design of miniaturized ultra wideband and low scattering antipodal Vivaldi array; Design and performance analysis of a 1–40 GHz ultra wideband antipodal Vivaldi antenna; Design of a antipodal Vivaldi antenna operating from 800 MHz to 6 GHz*). Такой тип лёгких конических щелевых антенн обеспечивает перекрытие следующих диапазонов частот 800 МГц – 6 ГГц (на рисунке 10), 2–18 ГГц, 4,5–50 ГГц, 1–40 ГГц.

В (*Structurally integrated antenna concepts for HALE UAVs*) рассматриваются возможные варианты размещения на ПКА антенн L-диапазона различных типов, включая антенны Вивальди, а также антенн типа RSW и спиральных антенн, что схематично показано на рисунке 11. Вид спиральной и RSW антенн приведён на рисунке 12. Размеры спиральной антенны 11×2,75 см и масса 3,8 г, раствор ДНА 60 градусов, коэффициент усиления 8–9 дБ в диапазоне частот 1,9–3,5 ГГц. Антенна размещается на алюминиевой подложке размером 30,5×30,5 см. Антенны типа RSW используются для создания больших конформных антенн, размещаемых вдоль фюзеляжа и крыльев ПКА, например для реализации фазового пеленгатора или РСА. Антенна изготавливается из тонкого материала и весит 19,5 г, обеспечивая раствор ДНА +/-30 градусов и коэффициент усиления 10 дБ.

Для реализации комплексов мониторинга ИРИ могут представлять практический интерес антенны, приведённые в (*Elint antenna*).

ФАР на базе рупоров диапазона 6–18 ГГц или 2–40 ГГц, спиральные антенны диапазона 0,5–2 ГГц и 2–18 ГГц, логпериодические антенны диапазона 80 МГц–4 ГГц.

В (*Placement of broad beam beacon antennas within wing of HALE UAV*) рассмотрен ещё один вариант размещения различных антенн L-диапазона на ПКА (рисунок 13). Как видно на рисунке 13, предлагается размещать их под обшивкой ПКА между ребрами жёсткости. Такое размещение антенн имеет целью реализацию пеленгатора ИРИ с широкой ДНА. Антенны изготавливаются из металлической фольги и полистироловой пены и отличаются небольшими массой и габаритами. При этом микрополосковые антенны обеспечивают усиление 8–9,5 дБ и ширину ДНА 68–89 градусов, а остальные антенны – усиление 2,85–3,7 дБ и ширину ДНА 166–170 градусов.

В заключение отметим, что конкретный вариант антенн и их размещения на ПКА будет определяться на этапе проектирования конкретного ПКА с конкретными предназначением, задачами и характеристиками, определяемыми заказчиками.

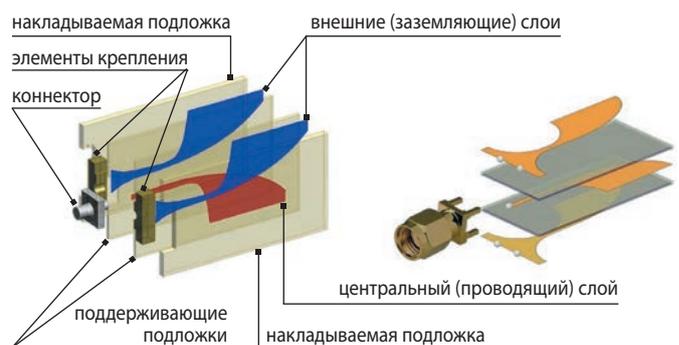


рисунок 10. Сбалансированная противофазная антенна Вивальди

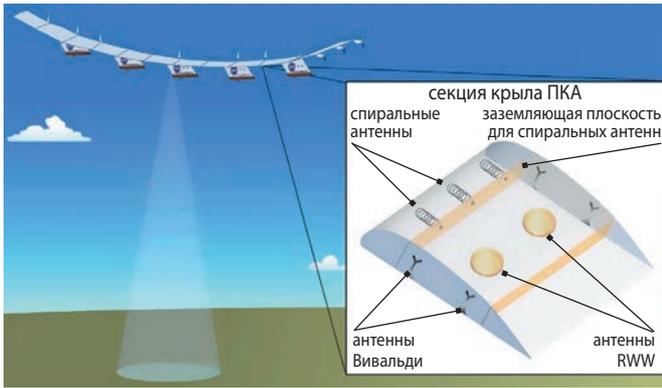


рисунок 11. Варианты размещения на ПКА различных антенн L-диапазона

5. Определение направления на источник радиоизлучения на борту ПКА

Мониторинг ИРИ, как известно, осуществляется с целью оценки загрузки частотных диапазонов и плотности размещения ИРИ в исследуемых районах. Это достигается путём анализа их сигналов и определения направления на ИРИ с борта ПКА. Анализ сигналов состоит в определении амплитуды, несущей частоты, временных параметров и параметров модуляции сигналов и их отождествлении с эталонными параметрами, ассоциированными с конкретными классами и типами ИРИ. При больших потоках входных сигналов с примерно одинаковыми параметрами или с изменяющимися во времени параметрами для их разделения в процессе анализа недостаточно использовать только параметры сигналов. Поэтому для разделения сигналов во входной смеси используются результаты определения направления на ИРИ.

Мониторинг ИРИ осуществляется, как правило, с использованием приемных модулей, работающих в диапазоне частот 2–18 ГГц в мгновенной полосе частот 500 МГц при отношении сигнал/шум 5–15 дБ, и антенных систем, перекрывающих этот диапазон частот. Такие приемные модули и антенны были рассмотрены в данной статье. Современные комплексы мониторинга ИРИ строятся на цифровой основе с использованием высокоскоростных аналого-цифровых преобразователей, программируемых контроллеров типа FPGA и компьютеров со специальным программным обеспечением. Для определения направления на ИРИ на борту ПКА наиболее эффективным является интерферометрический метод, основанный на определении разности фаз сигналов, принимаемых на разнесенные в пространстве антенны на расстояние, получившее название базы. В интерферометрических системах, как известно, точностные характеристики тем выше, чем длиннее

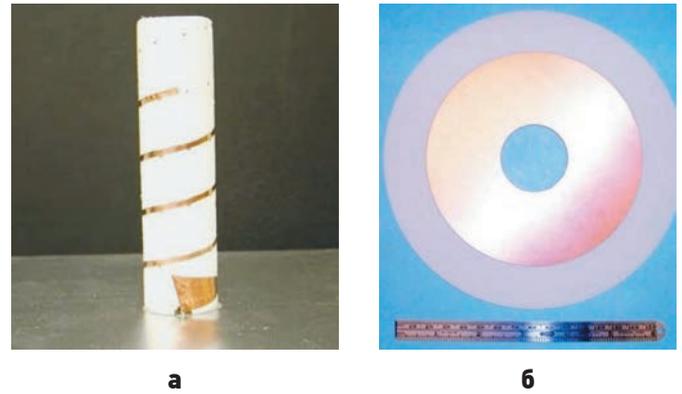


рисунок 12. Спиральная (а) и RSW антенны L-диапазона (б)

измерительная база. Однако для того, чтобы измерение разности фаз, а следовательно, и определение направления на ИРИ, было бы однозначным, требуется наличие базы длиной не более половины длительности волны, соответствующей максимальному значению частоты принимаемых сигналов. Поэтому для получения однозначных и высокоточных измерений используется интерферометрическая система с несколькими базами разной длины. Отметим, что современные методы позволяют измерять разность фаз в интерферометрических системах с точностью не менее одного градуса. В интерферометрических системах, как известно, для определения направления на ИРИ по измеренным разностям фаз необходимо знание значения несущей частоты принимаемых сигналов. Современные измерители определяют частоту сигналов с точностью не менее 1 МГц, что практически не влияет на точность определения направления на ИРИ в рассматриваемом диапазоне частот. При приёме смеси сигналов измерение разности фаз осуществляется на выходе каждого канала многобазового пеленгатора

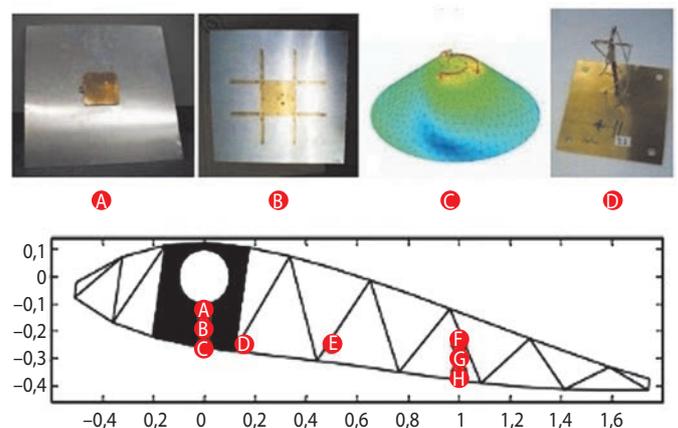


рисунок 13. Вариант размещения антенн L-диапазона в ПКА

с предварительным разделением сигналов в частотной области путем применения быстрого преобразования Фурье (БПФ). С применением БПФ достигается высокоточная оценка разности фаз по максимуму правдоподобия при относительно небольшом отношении сигнал/шум.

Как уже отмечалось для обеспечения однозначного определения направления на ИРИ требуется наличие в антенных решетках коротких баз, расстояние между антеннами в которых должно быть сопоставимо с половиной длины волны, соответствующей максимальному значению несущей частоты принимаемых сигналов. Такое требование практически невыполнимо в рассматриваемом диапазоне частот. Поэтому желательно, чтобы однозначное определение направления на ИРИ было инвариантным по отношению к длине измерительных баз. В этих целях в (*Fast and unambiguous direction finding for digital radar intercept receivers*) предложен метод «измерения разности фаз второго порядка» SODA (second order difference arrays), основанный на вычислении виртуальной разности фаз путём определения разности разностей фаз сигналов, определяемых в реальном многобазовом пеленгаторе, и вычислении виртуальной базы путём определения разности длин реальных баз. Определение направления на ИРИ методом SODA, как показано в (*Fast and unambiguous direction finding for digital radar intercept receivers*), не зависит от физических размеров измерительных баз, что позволяет реализовать на борту ПКА антенные решетки с требуемыми для обеспечения однозначности характеристиками во всем рассматриваемом диапазоне частот. Платой за это при применении метода SODA является трехкратное увеличение среднеквадратичной погрешности определения направления на ИРИ. Однако, как правило, это не препятствует использованию результатов определения направления на ИРИ по целевому назначению.

заключение

В данной статье проведён анализ состояния разработки отечественных ПКА и возможных полезных нагрузок для создания перспективного ПКА типа «Аист». Отмечена фактическая невозможность реализации такого проекта при существующем уровне технологий и технических решений в области полезных нагрузок. Сделан вывод о том, что для создания инновационных и востребованных проектов ПКА для мониторинга земной поверхности требуется разработка специализированных полезных нагрузок. Приведены практически реализуемые варианты полезных нагрузок и их критически важных составных частей.

список литературы

Ильин Е.М. и др. Конформные активные антенны – перспективное направление развития бортовых радиолокационных комплексов для беспилотных летающих аппаратов // Вестник СибГУТИ. 2015. № 2. С. 149.

2-18 GHz balanced antipodal Vivaldi conformal phased array antenna // URL: onlinelibrary.wiley.com (дата обращения: 02.06.2025).

Design and performance analysis of a 1-40 GHz ultra wideband antipodal Vivaldi antenna // URL: citeseerx.ist.psu.edu (дата обращения: 02.06.2025).

Design of a antipodal Vivaldi antenna operating from 800 MHz to 6 GHz // URL: www.politesi.polimi.it (дата обращения: 02.06.2025).

Design of miniaturized ultra wideband and low scattering antipodal Vivaldi array // URL: www.nature.com (дата обращения: 02.06.2025).

Design, fabrication, and characterization of a hybrid integrated photonic module for a synthetic aperture radar receiver // URL: <https://opg.optica.org> (дата обращения: 02.06.2025).

Development of lightweight camera for high altitude platform systems // URL: researchgate.net (дата обращения: 02.06.2025).

Elint antenna // URL: swissto12.com (дата обращения: 02.06.2025).

EO and EOIR payload concepts HAPs // URL: www.hensoldt.net (дата обращения: 02.06.2025).

Fast and unambiguous direction finding for digital radar intercept receivers // URL: digitally.library.adelaide.edu.au (дата обращения: 02.06.2025).

Highly integrated wideband transmit/receive module for X-band SAR applications // URL: www.mdpi.com (дата обращения: 02.06.2025).

Integrated photonics modules for better synthetic aperture radars // URL: www.lionix-international.com (дата обращения: 02.06.2025).

Placement of broad beam beacon antennas within wing of HALE UAV // URL: lece.org (дата обращения: 02.06.2025).

Placement of broad beam beacon antennas within wing of HALE UAV // URL: Derek.gray.nottingham.edu (дата обращения: 02.06.2025).

Structurally integrated antenna concepts for HALE UAVs // URL: <https://ntsr.nasa.gov> (дата обращения: 02.06.2025).

Transceiver for HAPS – two channel, selectable module // URL: filtronic.com (дата обращения: 02.06.2025).

Статья поступила в редакцию 18.06.2025

Статья после доработки 20.11.2025

Статья принята к публикации 21.11.2025

НАДУВНЫЕ ОТВЕРЖДАЕМЫЕ КОНСТРУКЦИИ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

INFLATABLE CURING STRUCTURES IN SPACE TECHNOLOGY

П.И. Кононенко¹,
кандидат технических наук,
pavel.kononenko@mail.ru;
P.I. Kononenko

В.И. Лебеденко²,
vil1103836@mail.ru;
V.I. Lebedenko

К.М. Пичхадзе²,
доктор технических наук;
olga.ivankova@icloud.com;
K.M. Pichkhadze

В.И. Резниченко²,
кандидат технических наук;
kmit38@mail.ru;
V.I. Reznichenko

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

Д.С. Хмель¹,
кандидат технических наук;
rotor_fly@mail.ru;
D.S. Khmel

Развёртывание в космосе герметичных надувных оболочек с образованием жёсткой оболочки из композиционного материала позволяет создать крупногабаритные модули для космических систем. В статье рассмотрена технология развёртывания таких конструкций на примере большегабаритной трансформируемой конструкции солнечной батареи.

Ключевые слова:
надувные отверждаемые оболочки;
полимерные композиционные материалы;
каркас; солнечная батарея;
обитаемые модули;
космические станции.

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.008

ВВЕДЕНИЕ

При наполнении воздухом объём мягких оболочек увеличивается во много раз, это позволяет на их основе развёртывать в космическом пространстве пневмокаркасные конструкции значительных размеров из компактных рулонов. Отверждение мягких оболочек из высокопрочных тканей и плёнок позволит создать жёсткие, стойкие оболочки надувных отверждаемых конструкций (НОК) из композиционных материалов в космическом пространстве. НОК могут найти применение в космических аппаратах (КА) для развёртывания путём наддува с последующим отверждением обитаемых надувных

Deployment of sealed inflatable shells with the formation of a rigid shell made of composite material in space will make it possible to create large-sized constructions for space systems. The article discusses the technology of deploying such structures using the example of a large-size transformable solar battery design.

Keywords:
inflatable curable shells;
polymer composite materials;
skeleton; solar battery;
habitable modules;
space stations.

оболочек, жёстких каркасов антенн и других крупногабаритных конструкций в космосе после вывода в космическое пространство под обтекателем ракет носителей в компактном положении (*Kennedy K.J., Raboin J. et al., 2001; Медведев Н.Г., Чернецова А.А. и др., 2016; Пономарев С.В., 2011*). Особый интерес представляет использование НОК в крупногабаритных конструкциях каркасов для развёртывания солнечных батарей (СБ) большой площади для энергоснабжения и радиаторов для поддержания температурных режимов КА (*Финченко В.С., Пичхадзе К.М., 2012*).

¹ ООО «АЭРОНОВА», Россия, г. Москва.
Limited liability company AERONOVA, Russia, Moscow.

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

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

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

1. Разработка надувной отверждаемой конструкции для космических аппаратов

В 2008 году в АО «НПО Лавочкина» были успешно проведены наземная экспериментальная отработка и развёртывание в космическом пространстве экспериментальной установки IRIS массой 33,4 кг в составе разгонного блока (РБ) «Фрегат», предназначенной для развёртывания конструкции макета СБ путём наддува оболочек пневмокаркаса и его ужесточения (отверждения) под действием факторов космического пространства (ФКП). Макет фотоэлементов был закреплён на надувном пневмокаркасе, разворачиваемом и отверждаемом после газонаполнения. Созданы отверждаемые при испарении воды под действием вакуума тканеплёночные материалы, исследованы их свойства и технологии изготовления и ужесточения надувной отверждаемой оболочки на их основе, а также их стойкость к воздействию ФКП. Проведены лёгкие космические испытания КА IRIS в составе РБ «Фрегат», для отработки технологии раскрытия НОК и её отверждения, а также определения характеристик НОК. В результате эксперимента отверждаемый при наддуве макет каркаса СБ обеспечил демонстрацию развёртывания герметичных оболочек в космическом пространстве и использования для их ужесточения ФКП (*Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В.*, 2019).

Для отверждения предложенным способом в качестве связующего было использовано затвердевающее при испарении жидкого пластификатора в вакууме связующее. При испарении пластификатора его молекулы улетучиваются в окружающее пространство и образуют облако, окружающее космический аппарат. Это может оказать на него негативное влияние из-за осаждения молекул пластификатора на его поверхностях с изменением их оптических характеристик. Для создания прочных оболочек, отверждаемых после наддува, применяемый конструкционный материал должен воспринимать растяжение-сжатие, перерезывающие силы и изгибающие моменты. Для этого могут использоваться конструкции из полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе многослойных армирующих тканей и эпоксидных связующих (*Allred R.E., Hoyt A.E.*, 2002). Однако, использование материалов, пропитанных эпоксидным связующим до его отверждения (препрегов), приводит к тому, что при хранении и транспортировке в свёрнутом состоянии многослойная оболочка слёживается, а пропитывающее её эпоксидное связующее затвердевает (*Cadogan D.P., Scarborough S.E.*, 2001).

Для использования НОК требуется обеспечить (*Guidanean K., Williams T.*, 1998):

- надёжность и простоту развёртывания;
- стабильность заданных геометрических параметров НОК;
- высокую жёсткость НОК;
- стойкость НОК к ФКП.

Рассмотрим обеспечивающую выполнение таких требований технологию и обоснуем. Авторами статьи обоснована методика развёртывания на КА НОК каркаса крупногабаритной СБ из ПКМ с низкой удельной массой конструкции для обеспечения необходимой прочности, жёсткости и стойкости к ФКП.

2. Обоснование методики создания надувных отверждаемых конструкций инфузией/инжекцией эпоксидного связующего для отверждения

Для создания НОК пневмокаркаса используется гибкая герметичная многослойная оболочка, которая разворачивается из компактного положения за счёт наполнения газом, подаваемым под избыточным давлением. В результате происходит развёртывание гибкой оболочки с прижатием к внутренней поверхности внешней оболочки армирующих слоёв ткани. Прижатие обеспечивается за счёт наполнения сжатым газом внутренней герметичной оболочки. Для их отверждения связующее приготавливается в смесителе путём перемешивания с отвердителем в ёмкости смесителя, а затем подаётся в пространство между внутренней и внешней оболочками, заполненное обжатой армирующей тканью. Продвижение связующего осуществляется за счёт разрежения, создаваемого в пространстве между оболочками и вакуумирующих его во внешнее космическое пространство магистралах и давлением в системе его подачи. Дренажное пространство производится в внешнее пространство путём наполнения ими в вакууме небольшой гибкой оболочки. Таким образом, ненаполненная гибкая оболочка выполняет роль ловушки и не позволяет газам выйти в внешнее пространство.

Решающее влияние на характер и скорость распределения связующего в пропитываемых поверхностях оболочки оказывает расположение и диаметр используемых для пропитки магистралей и вязкость связующего. Обязательными условиями успешной инфузии являются:

- применение гибкой мембранной трубки с внутренним стэнтирующим каркасом в качестве дренажной магистрали;
- герметичность заполняемой полости на вакуум;
- непрерывность подачи связующего;
- независимое питание связующим и подключение вакуумных магистралей к каждой оболочке.

Жидкое связующее, смешанное с отвердителем, поступает по питающим каналам, пропитывает армирующие слои и полимеризуется в течении заданного времени с образованием трёхслойного композиционного материала. Это позволяет объединить слои оболочки в единую жёсткую конструкцию из полимерного композиционного материала, обеспечив равномерное распределение нагрузки между слоями армирующей ткани. По результатам эксперимента пропитка происходит сравнительно равномерно, количество дефектов небольшое. Наполняемость связующим в образуемом ПКМ 23...35%, что соответствует общепринятым рекомендациям для композитных конструкций. Технологический процесс создания НОК такого типа аналогичен процессам изготовления изделий из ПКМ, применяющимися при изготовлении авиационных и космических конструкций. Поэтому характеристики НОК должны соответствовать самым высоким требованиям по прочностным, жёсткостным и весовым параметрам.

Спроектирован и изготовлен действующий макет НОК развёрнутой из компактного рулона в отверждённую оболочку диаметром 0,17 м с длиной 3 м и (рисунок 1а), а также макет на основе двух жёстко скреплённых пневмобалок. Разработаны и изготовлены макетные образцы пневмокаркаса длиной 3 м с шириной 0,4 м и высотой 0,17 м (рисунок 1б) из двух пневмобалок, которые после наполнения были развёрнуты из рулона и отверждены при инфузии жидкого связующего с образованием жёстких оболочек из полимерного композиционного материала (Демин Д.С., Кононенко П.И. и др., 2021). Исследована их работоспособность в части развёртывания наддувом воздуха до избыточного давления около 0,8 Бар, равномерности пропитки их оболочек

жидким связующим и степени его отверждения. Проведены испытания на работоспособность и жёсткость этих экспериментальных изделий и их материалов (рисунок 1) после выпуска закаченного в оболочки воздуха для снижения перепада давления в пневмобалке до нуля.

Состав материала многослойной оболочки пневмобалки НОК:

- защитная оболочка из материалов ЭВТИ-И ОСТ 92-1380-83 для термостатирования конструкции с защитным слоем радиационно-стойкой стеклоткани оптического назначения ТСОН ТУ 5952-001-17547599-94 (материал используется для защиты КА от ФКП) с удельной массой – 0,12 кг/м²;
- внешняя силовая оболочка – 0,21 кг/м² на основе прочного тканеплёночного материала, характеристики которого приведены в таблице 1, обеспечивает герметичность и формообразование оболочки под давлением;
- внутренняя герметичная оболочка – 0,08 кг/м² из пластичной полиуретановой плёнки;

таблица 1 – Характеристики внешней герметичной силовой оболочки

параметры	ТТМ на основе арамидной ткани
удельная масса, г/м ²	210
разрывная прочность в (основа/уток), Н/см	642/656
удлинение (основа/уток), %	6,5/9,5
проницаемость по гелию, л/м ² в сутки	1
прочность шва 10 мм на сдвиг, кгс/см	31,2



а



б

а – НОК пневмобалки в рулоне и после отверждения; **б** – НОК пневмокаркаса в рулоне и после отверждения.

рисунок 1. Испытания НОК балки и пневмокаркаса без давления

таблица 2 – Характеристика слоя армирующих отверждаемых тканей

наименование	направления укладки к оси НОК	разрывная нагрузка основа/уток (ширина 50 мм), Н	модуль упругости волокна E, ГПа	удельный вес, г/м ²	толщина монослоя в ПКМ, мм
СВМ Арт. 56313	45°	1176/980	103	0,125	0,1
Ровинг ЭЛУР-0,08ПА	0°	0,9 ГПа	145	0,18	
СВМ Арт. 56313	45°	1176/980	103	0,125	0,1
в сумме				0,43	

- армирующий отверждаемый слой – удельная масса 0,48 кг/м² состоит из арамидных тканей и углеткани с волокнами, направленными вдоль балки (характеристики (таблица 2) для обеспечения жёсткости НОК на изгиб);
- связующее ЭПС-и-108, находящееся в герметичных ёмкостях, при инфузии равномерно пропитывающее слои между эластичными оболочками из тканеплёночных материалов с содержанием 0,26 кг/м² и отверждающееся за счёт добавления при инфузии в него полимеризатора (отвердителя).

При пропитке армирующих слоёв и для качественной полимеризации в течение трёх часов важно поддерживать температуру не менее 25°C. При температуре 20, 40, 60°C затвердевание связующего происходит за 5 ч 30 мин, 1 ч 40 мин, 20 мин соответственно

На рисунке 2 показан разрез структуры пневмобалки со схемой инфузии связующего через дренажные каналы в слои армирующей ткани обжатые при подаче воздуха под давлением во внутреннюю оболочку из пластиковой плёнки. Магистралы из гибких

и несжимаемых трубок небольшого диаметра с разрезами для подачи связующего обеспечивают равномерное распределение связующего вдоль цилиндрической пневмобалки для пропитки им армирующих слоёв из высокопрочных тканей за счёт дренирования воздуха из них под действием перепада давления, создаваемого вакуумированием расположенного вдоль оболочки несжимаемого пористого канала.

Испытания на изгиб показали высокую прочность и жёсткость НОК балки. Под нагрузкой 40 и 80 кг, приложенной посередине пролёта опёртой на краях балки, максимальное перемещение составило соответственно 4,26 и 5,6 мм соответственно. Результаты прочностных испытаний образцов многослойного материала стенок оболочки, полученных в ходе экспериментального отверждения пневмобалки, показали, что физико-механические характеристики отверждённого ПКМ близки к свойствам алюминиевых сплавов: Д16Т в продольном направлении и АД31ТЗ в поперечном направлении.

Испытания каркаса из двух цилиндрических балок длиной 3 м показали компактность укладки в рулон, простоту развёртывания при наполнении оболочек газом и позволили зарегистрировать равномерность распределения связующего в ткани, качественное отверждение и высокую прочность ПКМ НОК.

Для использования предложенной методики отверждения в космической технике при развёртывании и отверждении оболочек в космическом пространстве необходимо обеспечить автоматический процесс формирования НОК с использованием вакуума окружающей среды для обеспечения дренирования воздуха из тканей в процессе инфузии связующего. Авторами предложена пневмогидравлическая система, которая с использованием перепада давления обеспечивает подачу и пропитку оболочек жидким связующим с его отверждением за счёт предварительного добавления полимеризатора (отвердителя). Предлагается методика использования ПГС (рисунок 3) для отверждения НОК в условиях вакуума космической среды в последовательности:

- газ гелий из баллона 5 под давлением около 300–500 Бар, подаётся через штуцер при открытии клапана 6 из трубки 2 во внутреннюю оболочку 4. В результате создания в внутренней гибкой

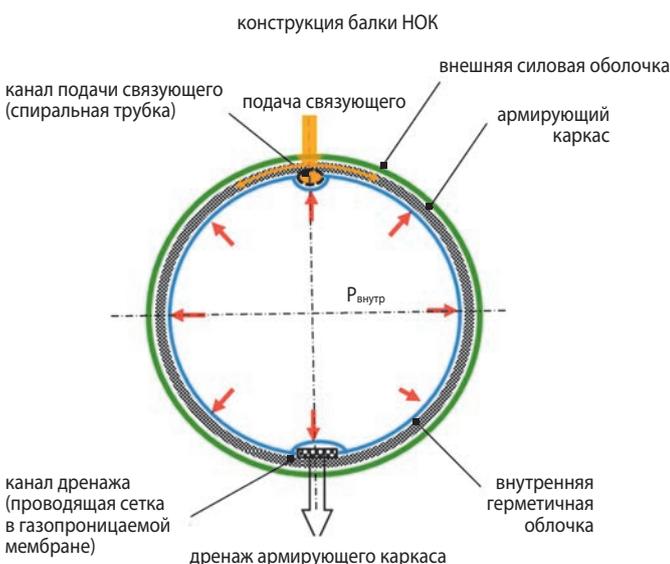


рисунок 2. Схема конструкции многослойной оболочки с каналами для подачи связующего и дренажа газов из тканей

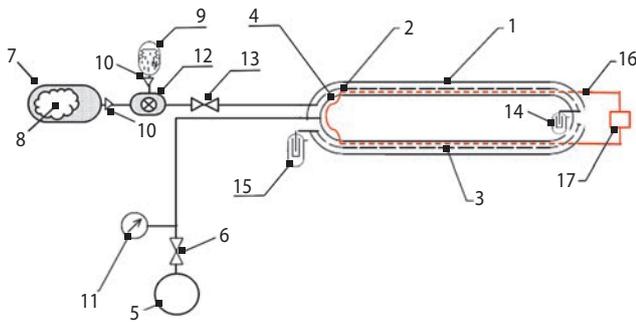


рисунок 3. Принципиальная схема ПГС НОК пневмобалки

оболочке давления 0,3–0,8 Бар под действием перепада давления производится опрессовка многослойной оболочки с армирующими тканями с их прижатием к высокопрочной герметичной внешней оболочке 1.

- производится открытие клапана 10 и подача связующего и отвердителя из бачков 7 со связующим и бачка 9 с отвердителем под давлением 2 Бар в смеситель 12. После перемешивания отверждаемое связующее порционно поступает через дросселирующую заслонку 13 под давлением инъекции (50–100 кПа) через штуцер фланца пневмобалки в раздающую трубку 2, расположенную между внешней 1 и внутренней 4 оболочкой. Давление газа в оболочке 4 регистрирует датчик 11.

Вытекание связующего в окружающее пространство предотвращает дренирование газа через магистраль 3 в ловушки 14 и 15.

При отверждении конструкций в космосе необходимо учитывать факторы воздействия космической среды на них в процессе эксплуатации и при развёртывании и отверждении НОК (*Scarborough S.E., Cadogan D.P. et al., 2000*). ФКП включают воздействие радиации и высокоэнергетичных ионизированных частиц, нагрева, охлаждения и вакуума. Для защиты поверхности НОК от воздействия ионизированных частиц и ультрафиолетовой радиации, как и в другой космической технике используется защитный слой радиационно-стойкой стеклоткани. Для того, чтобы избежать переохлаждения используется термостатирование НОК внешним слоем с экранно-вакуумной термоизоляции, благодаря которому радиационная теплоотдача поверхности, направленной от Земли и по полёту, не превысит $0,04 \text{ Вт/м}^2$. Для качественной пропитки и быстрого отверждения в условиях космической среды обеспечивается термостатирование НОК с использованием системы обеспечения терморегулирования (СОТР) для поддержания температуры конструкции выше 80°C в течении отверждения связующего добавленным

в него полимеризатором происходящего в течении одного или нескольких часов. Для этого с помощью регулятора 17 регулирует нагрев за счёт подачи тока в нихромовых нитях нагревательных элементов 16 при охлаждении ниже заданных значений. Для поддержания повышенной температуры СОТР требуется в нагревательные элементы подать незначительное количество электроэнергии, не более 10 Вт на метр погонной длины.

3. Обоснование НОК крупногабаритной солнечной батареи

Наполнение пневмобалок позволит развёртывать НОК из рулонов с прикреплёнными к ним панелями СБ в космическом пространстве (*Lichodziejewski D., Derbes B. et al., 2011*). Развёртывание при разматывании рулонов пневмокаркаса происходит при последовательной расчеховке замков. Для исключения соударений с развёрнутыми панелями СБ оно должно производиться в направлении, перпендикулярном плоскости СБ, с последующим поворачиванием в плоскость СБ. Направление развёртывания поддерживается при вращении рулона с помощью направляющих роликов. Для компактной укладки СБ рулон в её конструкции могут использоваться как гибкие фотоэлементы, так и негибкие монокристаллические фотоэлементы небольшой площади, соединённые гибкими шинами для укладки с перегибом в местах их соединения. Для электроизоляции от воздействия электрических разрядов фотоэлементы СБ упакованы в гибкий чехол из полимерного материала. При контролируемом развёртывании в состоянии невесомости фотоэлектрические элементы СБ, прикреплённые к пневмокаркасу на сетке, соединённые гибкими токопроводящими шинами, разворачиваются

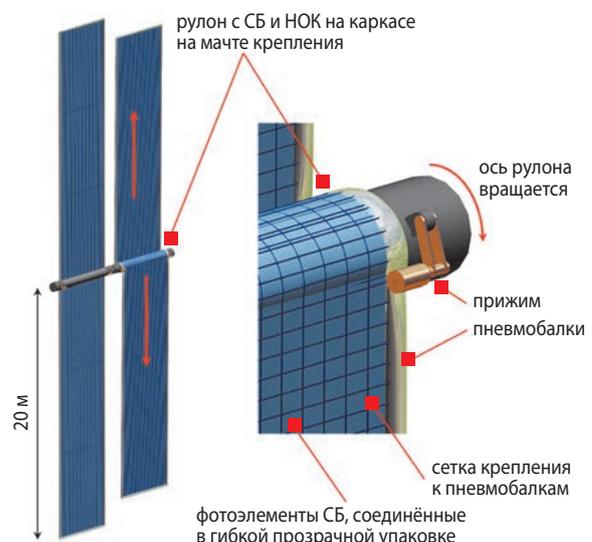


рисунок 4. Схема развёртывания из рулонов СБ с НОК пневмокаркаса

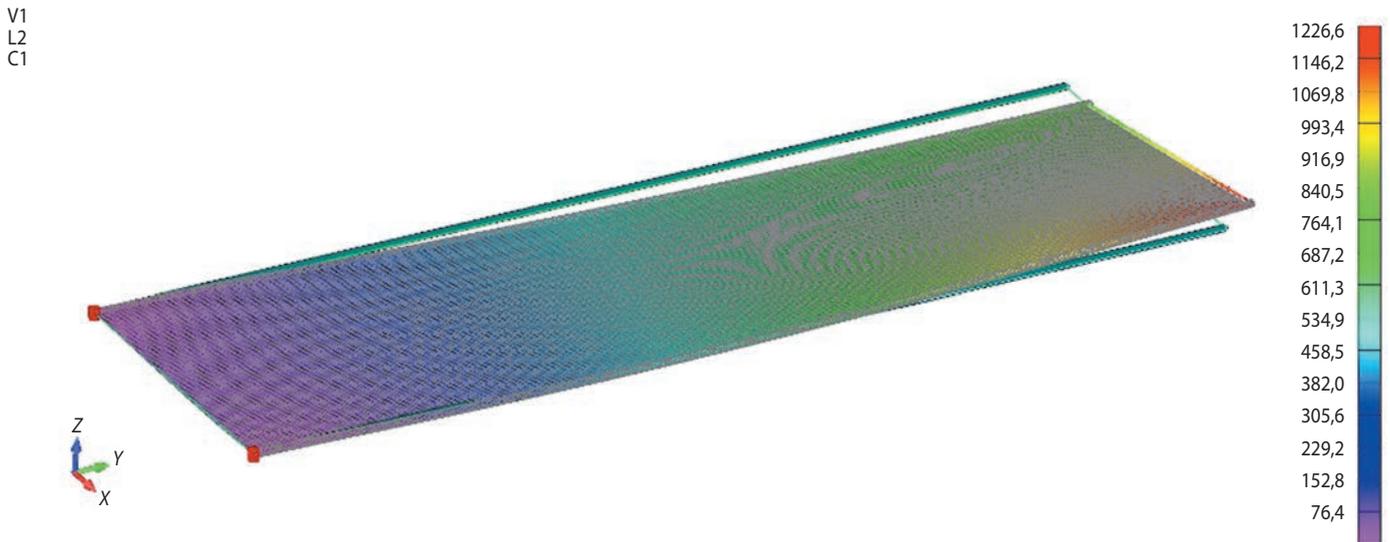


рисунок 5. Расчёт перемещений при НДС конструкции НОК СБ под действием удара (максимальный прогиб составил 1223 мм)

из предварительно сложенного с перегибами защитного и изолирующего, прозрачного с обеих сторон полимерного плёночного чехла. При минимальном диаметре рулона 0,3 м для шага спирали 10 мм внешний его диаметр составит менее 0,6 м для панели длиной 20 м. Такой рулон обеспечивает высокую компактность укладки и развёртывание панелей СБ в обе стороны от места закрепления укладки после раскрытия замков крепления внешнего бандажа под действием давления газа, оставшегося в рулоне внутри оболочек (рисунок 4). В результате пневмокаркасы с прикрепленными к ним панелями СБ занимают положение по разным сторонам центральной

мачты. Для качественного отверждения оболочек избыточное давление должно составить около 0,5 кПа, поэтому для наддува используется подача газа через штуцеры с вентилями на торцах пневмобалок из баллонов с газом высокого давления по магистралям пневмогазовой системы. Связующее подается в оболочки из ёмкости со связующим, находящимся под давлением газа, при открытии клапана подачи, поступает в магистрали, распределяющие его вдоль пневмобалки и пропитывает армирующие материалы, находящиеся между оболочками, под действием перепада давления, создаваемого за счёт дренирования воздуха из ткани в вакуумированную магистраль.

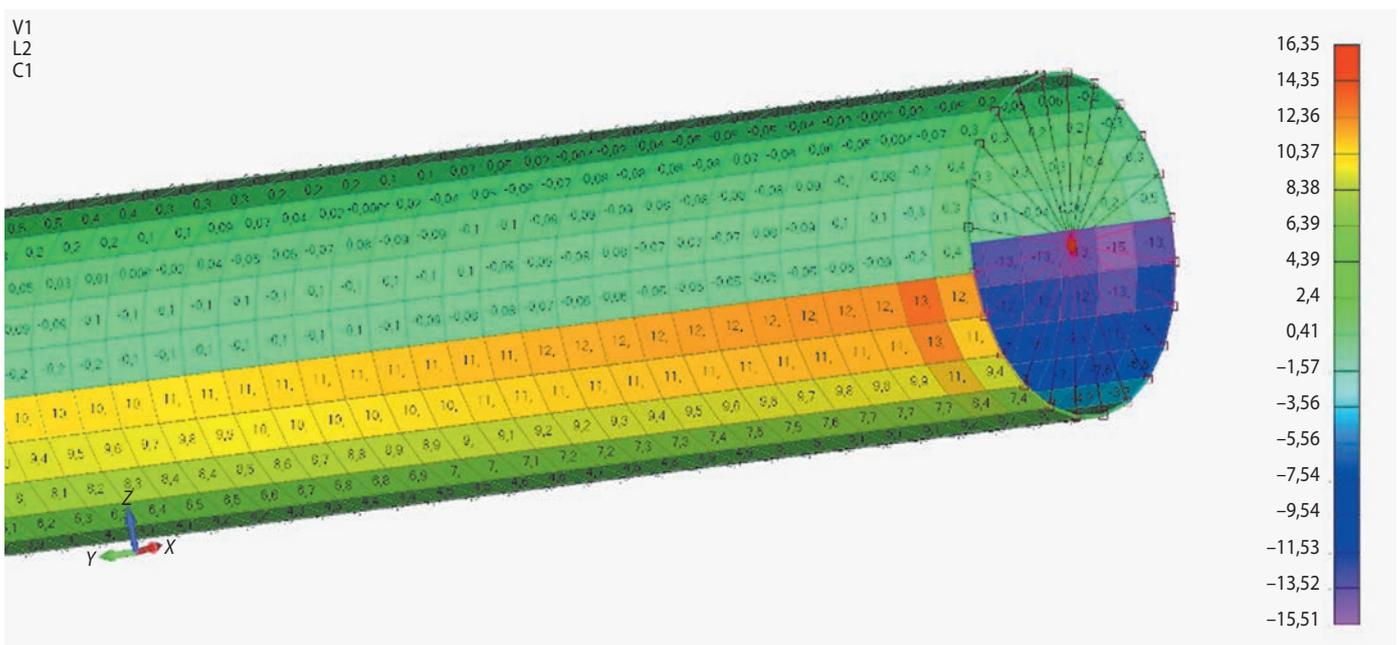


рисунок 6. Действующие напряжения, возникающие в материале конструкции при ударе в заделке НОК СБ

После ужесточения и выпуска газа из оболочек балки каркаса массой 12,5 кг длиной 20 м и диаметром 150 мм удерживают прикрепленную к ним на сетке батарею фотоэлементов размером 20×5,5 м с распределённой по поверхности массой 220 кг и воспринимают эксплуатационные нагрузки.

На рисунке 5 приведён результат расчёта напряжённо-деформированного состояния (НДС) НОК балок каркаса СБ длиной 20 м, диаметром 150 мм, массой по 20 кг, состоящих из отверждённого многослойного материала (см. таблицу 2), при закреплении СБ размером 20×5,5 м и массой 220 кг от удара в заделке балок в процессе эксплуатации СБ при стыковке с космической станцией при воздействии продольной силы около 260 кгс и поперечной силы 110 кгс в заделке каркаса в течение 0,2 с.

Расчёт напряжений НДС цилиндрической балки каркаса СБ с предложенной ранее структурой материала НОК под воздействием удара в её заделке, представленный на рисунке 6, показал, что максимальные напряжения составили 14 кгс/мм². С учётом того, что прочность образцов многослойного материала НОК близка к прочности сплава Д16Т, каркас СБ должен выдержать удар.

ВЫВОДЫ

Обоснован способ развёртывания и отверждения надувной отверждаемой конструкции пневмокаркаса СБ в космическом пространстве с использованием инфузии отверждаемого связующего для создания ПКМ с необходимой жёсткостью и прочностью и таким образом была подтверждена реализуемость НОК в земных условиях на макете каркаса СБ при атмосферном давлении.

Разработана технология развёртывания наддувом и отверждения после пропитки методом инфузии эпоксидного связующего для создания конструкции из ПКМ и метод обеспечения заданных характеристик его прочности, жёсткости и веса.

Разработана методика использования ПГС для развёртывания НОК в космическом пространстве, описаны и обоснованы режимы её отверждения в космической среде и защита НОК от воздействий ФКП.

Использование НОК для развёртывания крупногабаритных конструкций позволит создавать высокопрочные и высокостабильные НОК каркасов СБ значительной площади из компактных рулонов непосредственно в космосе, для энергоснабжения космических аппаратов и существенно сократить объёмы, занимаемые крупногабаритными конструкциями под обтекателем РН.

Для освоения предложенной авторами технологии создания НОК в космическом пространстве необходимо провести исследовательскую и опытно-конструкторскую работу и осуществить развёртывание

предложенной НОК СБ с верификацией её прочностных свойств в течении длительного времени эксплуатации в космическом пространстве для того, чтобы подтвердить её стойкость к воздействию космического пространства в условиях космического полёта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Демин Д.С., Кононенко П.И., Лебеденко В.И., Прилуцкий А.А. и др. Концепция бортового радиолокатора на основе АФАР с использованием рефлектора с отверждаемым пневмокаркасом // Труды МАИ. 2021. Вып. № 119.

Медведев Н.Г., Чернецова А.А., Зарубин В.С., Фельдштейн В.А. и др. Трансформируемые крупногабаритные конструкции для перспективных пилотируемых комплексов // Космическая техника и технологии. 2016. № 2. С. 23-33.

Пономарев С.В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник ТГУ. Сер. Математика и механика. 2011. № 4. С. 110-119.

Финченко В.С., Пичхадзе К.М. Основы проектирования надувных космических конструкций. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. М.: Изд-во МАИ, 2012. С. 466-525.

Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов-прорывная технология в ракетно-космической технике. АО «НПО Лавочкина». 2019. С. 416-450.

Allred R.E., Hoyt A.E. UV rigidizable carbon-reinforced isogrid inflatable booms // AIAA. 2002. P. 1202. DOI: 10.2514/6.2002-1202.

Cadogan D.P., Scarborough S.E. Rigidizable materials for use in gossamer space inflatable structures // AIAA. 2001. P. 1417. DOI:10.2514/6.2001-1417.

Guidanean K., Williams T. An inflatable truss structure with complex joints // AIAA- 98-2105. 1998. DOI:10.2514/6.1998-2105.

Kennedy K.J., Raboin J., Spexarth G., Valle G. Inflatable habitats. In Gossamer Spaceraft: Membrane and inflatable structures technology for space applications // AIAA. 2001. P. 527-552.

Lichodziejewski D., Derbes B., West J., Reinert R. et al. Bringing an effective solar sail design toward TRL 6 // AIAA. 2003. P. 4659.

Scarborough S.E., Cadogan D.P., Pederson L.M., Blandino J.R. Elevated temperature mechanical characterization of isogrid booms // AIAA. 2000. P. 1028.

Статья поступила в редакцию 28.07.2025

Статья после доработки 19.09.2025

Статья принята к публикации 23.09.2025

РАСЧЁТ ПРИВЕДЁННОГО МОДУЛЯ ПОПЕРЕЧНОГО СДВИГА СОТОВОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ

CALCULATION OF THE MODULUS OF LONGITUDINAL DISPLACEMENT OF THE CELLULAR FILLER



С.Н. Макаров¹,
makarovsn@tdisie.nsc.ru;
S.N. Makarov



Е.А. Иванов¹,
LLIaX-95@mail.ru;
E.A. Ivanov



С.А. Комаров²,
komarov7@iss-reshetnev.ru;
S.A. Komarov

В статье рассматривается задача разработки нового метода расчёта приведённого модуля поперечного сдвига сотового заполнителя трёхслойных панелей. Проведено сравнение результатов расчётов и экспериментальных данных.

Ключевые слова:
характеристики сотового заполнителя;
приведённый модуль поперечного сдвига сотового заполнителя;
сотовая панель; сэндвич-панель;
трёхслойная конструкция.

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.009

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время трёхслойные конструкции, сэндвич-панели широко применяются в космической технике из-за их уникальных массогабаритных характеристик (Крысин В.Н., 1980). А уникальная конструкция также позволяет использовать их в системе терморегуляций (Бондаренко В.А., Гуров Р.И., Панин Ю.В., 2024). Заполнитель сэндвич-панели является главным связующим элементом между несущими обшивками, и от него зависит характер

The article discusses the task of developing a new method for calculating the reduced modulus of lateral shear of a cellular filler of three-layer panels. The results of calculations and experimental data are compared.

Key words:
characteristic of cellular filler;
reduced lateral shear modulus of cellular filler;
cellular panel; sandwich panel;
three-layer construction.

нагружения и перераспределения усилий между ними (Гиммельфарб А.Л., 1980).

Задача сотового заполнителя заключается в обеспечении совместной эффективной работы несущих слоёв (Ендогур А.И. и др., 2009). Также сотовый заполнитель может играть роль сотового амортизатора (Петров Ю.А., 2024). В качестве сотовых заполнителей могут использоваться как алюминиевые соты, так и соты на основе других металлических сплавов,

¹ КТИ НП СО РАН, Россия, г. Новосибирск.
Technological Design Institute of Scientific Instrument Engineering SB RAS, Russia, Novosibirsk.

² АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва, Россия, г. Железногорск.
JSC Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems, Russia, Zheleznogorsk.

бумаги, дерева, тканей и вспененных полимерных материалов (Иванов А.А. и др., 2000; Косенко Е.А. и др., 2020; Гиясов Б.И. и др., 2015).

Накопленный опыт использования сотовых панелей в авиационной и ракетно-космической отрасли (Панин В.Ф. и др., 1991; Хертель Г. и др., 1965; Алфутов Н.А. и др., 1984) позволяет говорить о необходимости оперативного способа проектирования трёхслойных конструкций с сотовым наполнителем с уникальными характеристиками.

Кроме того, наполнитель является неоднородным по объёму ортотропным телом и представляет собой конструктивный элемент с регулярно повторяющимися типовыми элементами. Он является своего рода конструкцией в конструкции, что можно увидеть на рисунке 1.

Сотовый наполнитель, изображённый на рисунке 2 (где продольная ориентация граней двойной толщины параллельна плоскости XOZ), можно рассматривать как неоднородное по объёму ортотропное тело

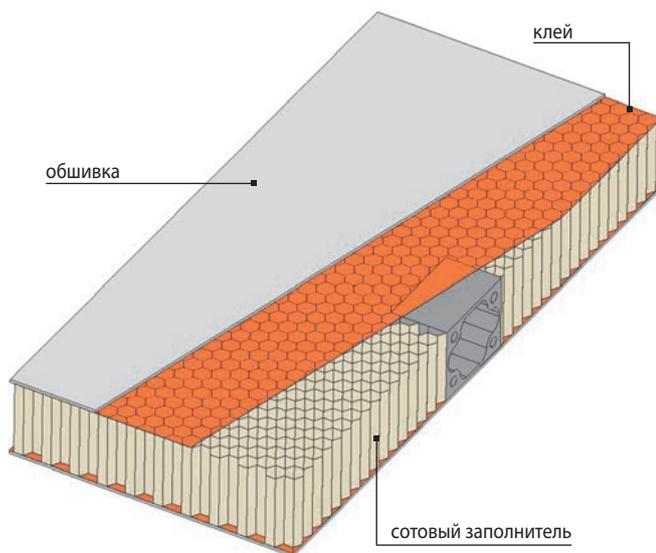


рисунок 1. Состав сотовой панели

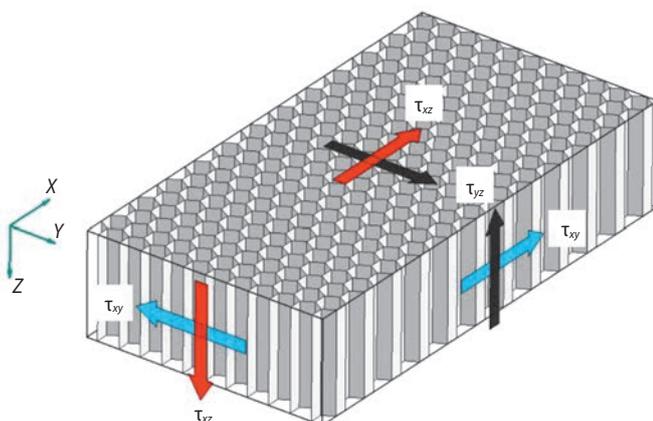


рисунок 2. Блок сотового наполнителя

(Вашуков Ю.А., 2007), основными механическими характеристиками которого являются: модуль нормальной (продольной) упругости E_z ; модули поперечного сдвига в двух взаимно перпендикулярных направлениях G_{xz} , G_{yz} ; допустимые напряжения $[\sigma_z]$, $[\tau_{xz}]$, $[\tau_{yz}]$ (Ендогур А.И. и др., 2009).

1. Постановка задачи исследования

Задача исследования заключается в том, чтобы путём расчётов на этапе проектирования трёхслойной панели получить предварительные характеристики сотового наполнителя. Для этого необходимо:

- разработать теоретическую базу, принцип и подход;
- проанализировать существующие инженерные решения;
- получить и обработать данные испытаний;
- сравнить результаты расчётов и испытаний;
- оценить сходимость разработанного метода расчёта.

2. Цель проводимых исследований и пути её достижения

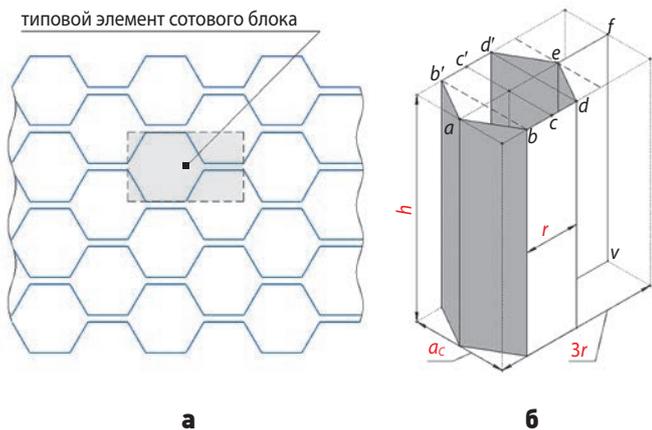
Основная цель данной работы заключается в разработке и обосновании нового метода расчёта приведённого модуля поперечного сдвига сотового наполнителя трёхслойных панелей для проведения предварительного проектирования, позволяющего определить оптимальный путь формирования будущей конструкции.

3. Принцип эквивалентности для сотового наполнителя

Как правило, для упрощения расчётов сотовый наполнитель условно равномерно распределяют по объёму так, чтобы получить наполнитель с приведёнными характеристиками эквивалентными реальному сотовому наполнителю (Гусева Р.И. и др., 2013; Колганов И.М. и др., 2003).

Несмотря на то, что сотовый наполнитель неоднородное по объёму ортотропное тело, он представляет собой конструктивный элемент с регулярно повторяющимися типовыми элементами, как можно увидеть на рисунке 3а. Типовой элемент, изображённый на рисунке 3б, обладает геометрическими характеристиками, соотношение которых и определяет свойства всей структуры сотового наполнителя.

Результат действия сил на такой типовой элемент сотового наполнителя эквивалентен результату действия сил на весь сотовый наполнитель (Панин В.Ф., 1982), что позволяет рассчитывать механические свойства типовой элемента для получения приведённых характеристик всего сотового наполнителя.



а – регулярно повторяющийся типовой элемент;

б – изометрический вид типового элемента.

рисунок 3. Типовой элемент сотового заполнителя

При этом из рисунков 2 и 3 можно определить, что так как типовой элемент сотового заполнителя не является полностью симметричным, и обладает только одной продольной осью зеркальной симметрии, параллельной плоскости XOZ , то и приведённые геометрические характеристики плоского сечения, например, статический момент сечения и момент инерции сечения типового элемента сотового заполнителя, параллельного плоскости XOY , будет зависеть от направления. Таким образом, модули поперечного сдвига в двух взаимно перпендикулярных направлениях G_{xz} , G_{yz} являются принципиально разными характеристиками.

4. Аналитический расчёт приведённого модуля поперечного сдвига сотового заполнителя

Рассмотрим типовой элемент под действием перерезывающей силы Q_z , где грани типового элемента будут находиться в состоянии чистого сдвига. Если рассматривать его без верхнего и нижнего несущего слоя (обшивки), то под действием силы Q_z все семь граней данной элементарной ячейки деформируются как показано на рисунке 4.

Величина абсолютного сдвига каждой грани будет одинакова, так как все грани деформируются в паре с противоположной гранью (рисунок 4, грани 1–1а, 2–2а, 3–3а), включая двойную грань 4, и абсолютный сдвиг будет определяться как (Беляев Н.М. и др., 1976)

$$\Delta l = \frac{Q_z \cdot r}{2 \cdot \delta \cdot h \cdot G_\phi},$$

где G_ϕ – модуль упругости второго рода материала сотового заполнителя (фольги);

δ – толщина стенки сотового заполнителя;

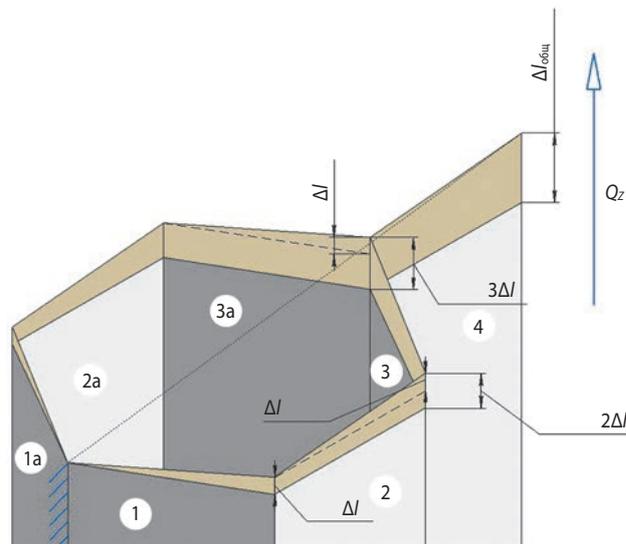


рисунок 4. Деформация граней типового элемента под действием силы

h – высота сотового заполнителя;
 r – ширина грани сотового заполнителя.

Из рисунка 4 очевидно, что перемещение крайней точки f всего типового элемента сотового заполнителя будет определяться как:

$$\Delta l_{\text{общ}} = 4 \cdot \Delta l. \tag{1}$$

Кроме того, перемещение крайней точки f типового элемента сотового заполнителя может быть определено, как приведённая величина:

$$\Delta l_{\text{общ}} = \frac{Q_z \cdot 3 \cdot r}{a_c \cdot h \cdot G_{\text{пр1}}}, \tag{2}$$

где $G_{\text{пр1}}$ – приведённый модуль поперечного сдвига сотового заполнителя; a_c – ширина типового элемента сотового заполнителя.

Приравниваем выражения (1) и (2):

$$4 \cdot \Delta l = \frac{Q_z \cdot 3 \cdot r}{a_c \cdot h \cdot G_{\text{пр1}}},$$

$$\frac{4 \cdot Q_z \cdot r}{2 \cdot \delta \cdot h \cdot G_\phi} = \frac{Q_z \cdot 3 \cdot r}{a_c \cdot h \cdot G_{\text{пр1}}}.$$

После преобразований получаем выражение:

$$G_{\text{пр1}} = 1,5 \cdot G_\phi \cdot \frac{\delta}{a_c} \tag{3}$$

Далее уточним данное решение, рассмотрев типовой элемент при его совместной работе с несущими слоями.

Логично предположить, что несущие слои будут препятствовать образованию изломов на своей поверхности, как изображено на рисунке 5, и будут

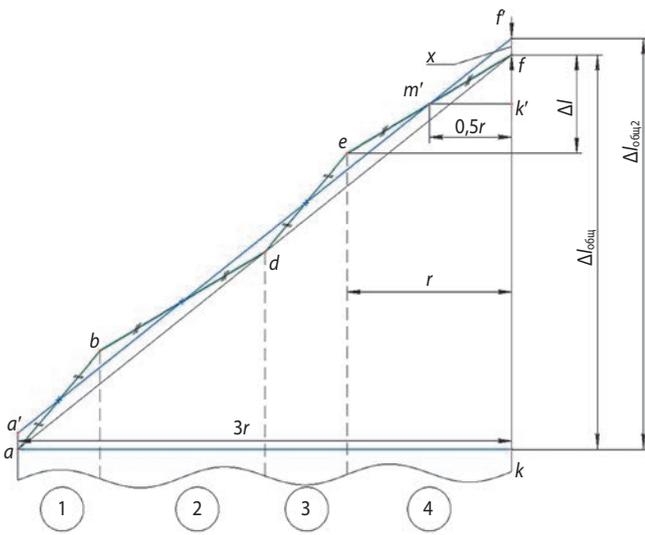


рисунок 5. Проекция линий изломов граней типового элемента

создавать дополнительные самоуравновешивающиеся усилия в сотовом заполнителе, которые приведут к равному углу сдвига каждой проекции граней. Не решая сложную статически неопределимую задачу можно оценить уровень влияния несущих слоёв на приведённый модуль поперечного сдвига сотового заполнителя, приняв, что жёсткость несущих слоёв относительно сотового заполнителя является абсолютной.

На рисунке 5 изображена проекция граней 1, 2, 3 и 4 в плоскости afv . Линия af является приведённой линией угла сдвига уравнения (2), линия $a'f'$ моделирует собой абсолютно жёсткий несущий слой, который приводит все линии излома граней типового элемента сотового заполнителя к усреднённой линии.

Как можно увидеть, линия $a'f'$ проходит через середины сторон двух равных треугольников ABD и DEF , соответственно она является средней линией треугольника и параллельна линий af . Из этого следует, что угол $f'm'k'$ равен углу fak . Таким образом, два прямоугольных треугольника являются подобными. Из правила подобия получаем, что:

$$\frac{ak}{m'k'} = \frac{fk}{f'k'}$$

$$\frac{3 \cdot r}{0,5 \cdot r} = \frac{\Delta l_{\text{общ}}}{0,5 \cdot \Delta l + x}$$

$$x = \frac{\Delta l}{6}$$

Рассчитывая приведённый модуль поперечного сдвига типового элемента с обшивкой, получаем систему уравнений:

$$\begin{cases} \Delta l_{\text{общ}2} = \frac{Q_z \cdot 3 \cdot r}{a_c \cdot h \cdot G_{\text{пр}2}}, \\ \Delta l_{\text{общ}2} = \frac{25}{6} \cdot \Delta l. \end{cases}$$

Откуда получаем следующее выражение:

$$G_{\text{пр}2} = \frac{25}{36} \cdot G_{\Phi} \cdot \frac{\delta}{a_c}. \quad (4)$$

Таким образом, определив выражение приведённого модуля продольного сдвига сотового заполнителя без обшивки (3), и выражение приведённого модуля продольного сдвига сотового заполнителя с обшивкой (4), получим приближенное значение (как среднеарифметическое) приведённого модуля продольного сдвига сотового заполнителя

$$G_{\text{пр}} = 1,47 \cdot G_{\Phi} \cdot \frac{\delta}{a_c}.$$

4.1. Сравнение с известными методами предварительного расчёта

В работе (Ендогур А.И. и др., 2009) значение приведённого модуля продольного сдвига сотового заполнителя, с учётом влияния несущего слоя, определено как

$$G_{\text{пр}} = 1,42 \cdot G_{\Phi} \cdot \frac{\delta}{a_c}. \quad (5)$$

В работе (Ендогур А.И. и др., 2009) подход отличается от подхода, представленного в данной работе тем, что за типовой элемент взят только шестигранник, а также тем, что метод расчёта происходил не посредством перемещения, а угла сдвига граней сотового заполнителя.

В то же время в работе (Александров А.Я., 1959) уточнённое значение приведённого модуля продольного сдвига было получено, с учётом условия совместного деформирования сотовой ячейки с несущими слоями:

$$G_{\text{пр}} = 1,52 \cdot G_{\Phi} \cdot \frac{\delta}{a_c}. \quad (6)$$

Из чего можно сделать вывод, что отличие приведённого в этой работе приближённого расчёта невелико от решения приведённых работ (Ендогур А.И. и др., 2009) и (Александров А.Я., 1959).

5. Расчёт при помощи конечно-элементной модели

В рамках исследования были проведены расчёты конечно-элементной модели (КЭМ) типового элемента сотового заполнителя в среде Nastran. Были смоделированы типовые элементы сотовых заполнителей

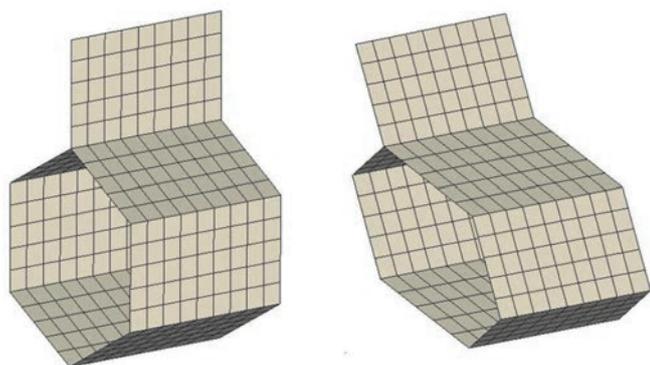
таблица 1 – Характеристики сотовых заполнителей

размер ячейки, мм	толщина фольги, мкм	материал	модуль продольной упругости материала, ГПа	коэффициент Пуассона
2,5	23	алюминиевый сплав	56,0	0,3
2,5	40			
3,5	20			
6,0	23			

с геометрическими конфигурациями, которые соответствуют прошедшим испытаниям, приведённые в таблице 1.

Для получения значений расчёта модели для состояния чистого сдвига КЭМ необходимо провести настройку степеней свободы узлов для получения результата приведённого модуля поперечного сдвига типового элемента сотового заполнителя.

На рисунке 6 показан пример расчёта КЭМ типового элемента сотового заполнителя, с размером ячейки $r=6,0$ мм, в исходном и деформированном состоянии без имитаций абсолютно жёсткой обшивки.



рисунки 6. КЭМ модель типового элемента

На рисунке 7 приведён вид напряжённо-деформированного состояния (НДС) граней типового элемента сотового заполнителя под действием единичной силы, без имитации обшивки и с имитацией абсолютно жёстких обшивок.

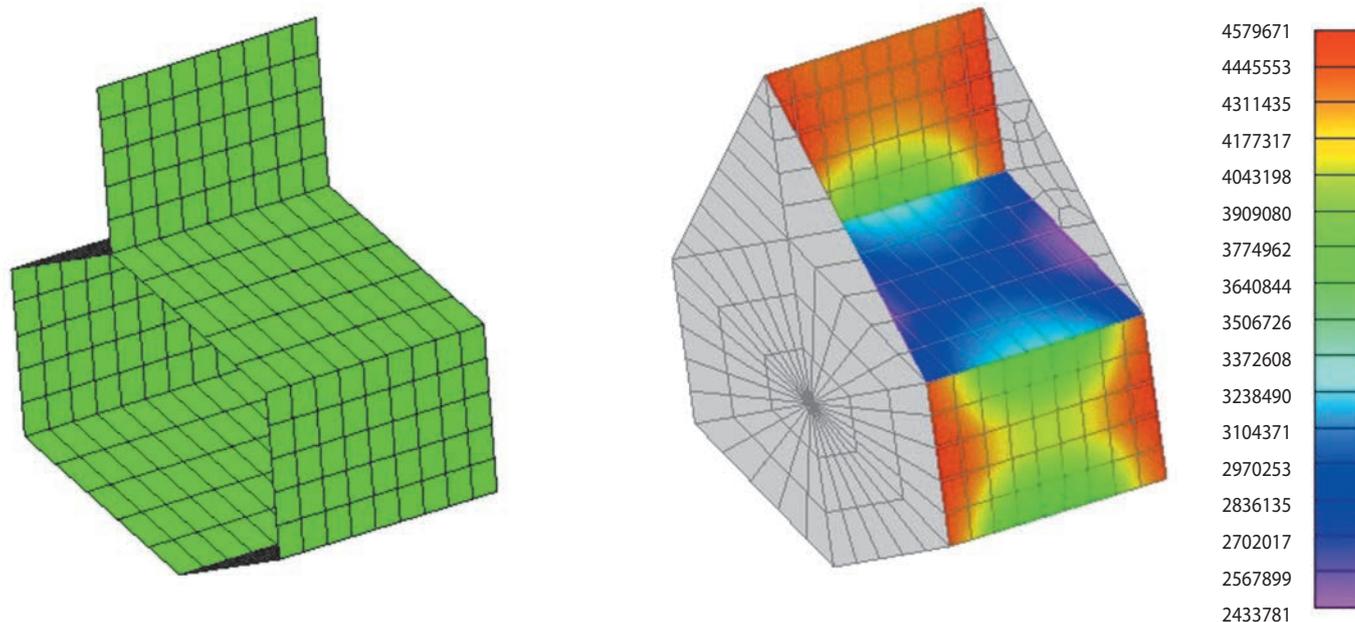
Как можно увидеть из НДС на рисунке 7, обшивка производит перераспределение напряжений в гранях типового элемента, причём в прямых продольных гранях напряжение вырастает, а в гранях, находящихся под углом напряжение падает.

6. Схемы и методики механических испытаний образцов сотовых заполнителей

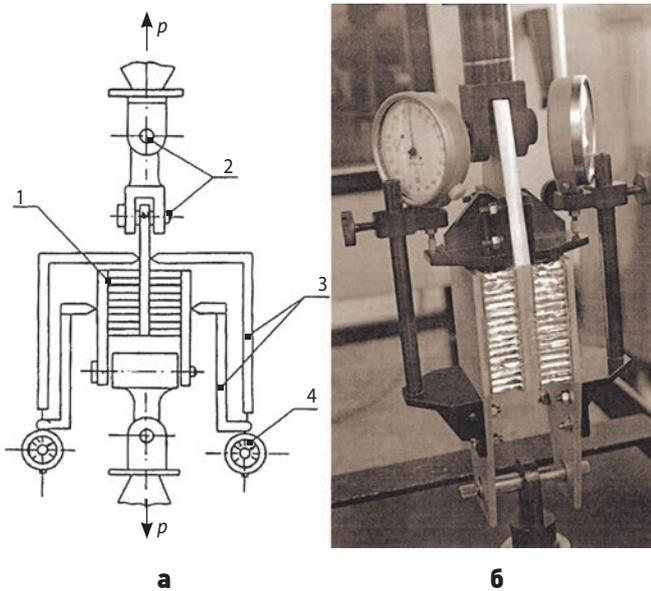
На рисунке 8 представлена схема и фотография момента испытаний по определению приведённого модуля поперечного сдвига $G_{сз}$ вдоль двойных граней, согласно рисунку 2, сотового заполнителя. Параметры типов сотовых заполнителей, прошедших испытания, приведены в таблице 1.

На рисунке 9 представлен общий вид образцов сотовых заполнителей, прошедших испытание.

При испытаниях по определению приведённого модуля поперечного сдвига нагружения образцов производилось равными ступенями. Максимальное



рисунки 7. НДС типового элемента с имитацией обшивки и без



1 – образец; 2 – шарнир; 3 – устройство измерения;
4 – индикатор;

а – схема испытаний; б – фотография с испытаний.
рисунок 8. Испытание по определению приведённого модуля поперечного сдвига сотового заполнителя

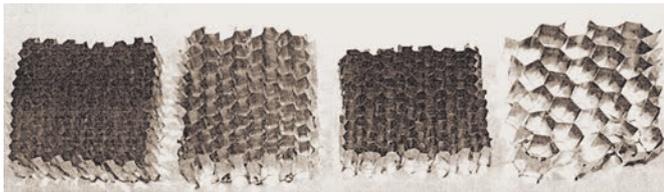


рисунок 9. Общий вид образцов сотовых заполнителей

значение нагрузки составляло от 50 до 60% от значе- ний разрушающей нагрузки.

На каждой ступени нагружения фиксировалось значение нагрузки и перемещение двух индикаторов, в соответствии с рисунком 8, и строилась зависи- мость нагрузка-перемещение (не менее семи точек). Каждый образец нагружался не менее трёх раз: пер- вый раз для снятия внутренних напряжений в об- разце, затем непосредственно испытания по опре- делению приведённого модуля поперечного сдвига, которое являлось среднеарифметическим значением по результатам двух испытаний.

Значение приведённого модуля поперечного сдвига при нагрузке определялось по формуле

$$G = \frac{\tau_{\text{сдв}}}{\gamma},$$

где $\tau_{\text{сдв}}$ – напряжения в точке диаграммы нагрузка- перемещение; γ – угол сдвига, соответствующий взя- той точке.

Значение угла сдвига γ определяется по формуле:

$$\gamma = \frac{\Delta l}{h},$$

где Δl – среднее значение смещения одного не- сущего слоя относительно другого, определяемое по показанию индикаторов; h – высота сотоблока.

Приведённый модуль поперечного сдвига G_{xz} для каждого типа сотового заполнителя, полученный на испытаниях, является среднеарифметической ве- личиной всех испытанных образцов.

таблица 2 – Сравнение результатов расчёта и испытаний

r, мм	δ, мкм	вычисленный приведённый модуль поперечного сдвига G_{xz} , МПа						
		приведённый модуль поперечного сдвига G_{xz} полученный на испытаниях, МПа	КЭМ (без обшивки)	КЭМ (с обшивкой)	$1,47 \cdot G_{\Phi} \cdot \frac{\delta}{a_c}$	$1,42 \cdot G_{\Phi} \cdot \frac{\delta}{a_c}$	$1,52 \cdot G_{\Phi} \cdot \frac{\delta}{a_c}$	среднее отклонение от испытаний, %
2,5	23	168,3	171,5	175,6	168,2	162,5	173,9	2,62
2,5	40	295,6	298,3	305,5	292,5	282,5	302,4	2,41
3,5	20	103,7	106,5	109,9	104,5	100,9	108,0	3,25
6,0	23	60,1	71,4	75,4	70,1	67,7	72,5	18,82
среднее отклонение от испытаний, %			6,1	9,8	4,6	5,8	7,6	

7. Сравнение и анализ экспериментальных данных с результатами расчётов

В таблице 2 приведены результаты испытаний, расчётов КЭМ, а также разработанным методом и способами (5) и (6).

Из данных результатов можно сделать следующие выводы:

- для всех способов расчёта наиболее низкое среднее отклонение от результатов испытаний проявляется при наименьших размерах ячейки сотового заполнителя. С возрастанием геометрических размеров среднее отклонение всех способов расчёта неуклонно возрастает. Это связано с тем, что при увеличениях площади граней ячеек растёт и их отклонение от идеально ровной поверхности. Проявляются такие факторы как морщинистость, коробление, волнистость, вспучивание и т.д. Все эти факторы негативно влияют на механические характеристики сотового заполнителя.
- разработанный способ расчёта приведённого модуля поперечного сдвига сотового заполнителя даёт из всех предложенных способов, в среднем, наиболее близкий к фактическим значениям результат.

заключение

В данной работе обоснован подход к расчёту приведённых характеристик сотового заполнителя трёхслойной панели посредством принципа эквивалентности. Разработан метод расчёта приведённого модуля поперечного сдвига сотового заполнителя трёхслойных панелей для проведения предварительного проектирования, позволяющий определить оптимальный путь формирования будущей конструкции. Проведён анализ результатов испытаний и расчётов, и выявлены закономерности сходимости расчётных значений от геометрических характеристик сотового заполнителя.

список литературы

Александров А.Я. Вопросы расчета элементов авиационных конструкций. Т. 1. М.: Машиностроение, 1959. 169 с.

Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1984. 264 с.

Беляев Н.М. Соппротивлением материалов. М.: Наука, 1976. 608 с.

Бондаренко В.А., Гуров Р.И., Панин Ю.В. Исследования стабильности функционирования контурных тепловых труб при изменении направления вектора силы тяжести // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 4. С. 35-42.

Вашуков Ю.А. Особенности сборки деталей из композиционных материалов в конструкциях летательных аппаратов. Самара: Изд-во гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 68 с.

Гиммельфарб А.Л. Основы конструирования в самолетостроении. М: Машиностроение, 1980. 367 с.

Гиясов Б.И., Серёгин Н.Г., Серёгин Д.Н. Трёхслойные панели из полимерных композиционных материалов: учеб. пособие. М.: Изд-во АСВ, 2015. 64 с.

Гусева Р.И. Особенности технологий сборки планера самолета: учеб. пособие. Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КнАГТУ», 2013. 133 с.

Ендогур А.И. Проектирование авиационных конструкций. Проектирование конструкций деталей и узлов: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. 540 с.

Иванов А.А., Кашин С.М., Семенов В.И. Новое поколение сотовых заполнителей для авиационно-космической техники. М.: Энергоатомиздат, 2000. 436 с.

Колганов И.М., Дубровский П.В., Архипов А.Н. Технологичность авиационных конструкций, пути повышения: учеб. пособие. Ч. 1. Ульяновск: УлГТУ, 2003. 148 с.

Косенко Е.А., Баурова Н.И., Зорин В.А. Природоподобные материалы и конструкций в машиностроении: монография. М.: МАДИ, 2020. 304 с.

Крысин В.Н. Слоистые клееные конструкции в самолетостроении. М: Машиностроение, 1980. 218 с.

Панин В.Ф. Сотовые конструкции. М.: Машиностроение, 1982. 153 с.

Панин В.Ф., Гладков Ю.А. Конструкции с заполнителем: справочник. М.: Машиностроение, 1991. 272 с.

Петров Ю.А. К вопросу динамики посадки межпланетной станции и особенности конструкции ПУ для обеспечения функционирования трансформируемых систем // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 4. С. 86-93.

Хертель. Г. Тонкостенные конструкции. М.: Машиностроение, 1965. 528 с.

Статья поступила в редакцию 15.08.2025

Статья после доработки 02.10.2025

Статья принята к публикации 02.10.2025

ЛУННЫЙ ПОЛИГОН – АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ СОЗДАНИЯ

ANALYSIS OF LUNAR POLYGON CREATION ISSUES

А.О. Дмитриев¹,
кандидат технических наук,
DmitrievAO@laspace.ru;
A.O. Dmitriev

Е.В. Малая²,
кандидат архитектуры,
arxe_elena@mail.ru;
E.V. Malaya

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

Е.Н. Слюта³,
кандидат геолого-
минералогических наук,
slyuta@geokhi.ru;
E.N. Slyuta

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

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

В работе представлен анализ проблем создания лунного полигона. Показаны задачи такого полигона и этапность его создания. Представлен обзор необходимой инженерной инфраструктуры с более детальным анализом отдельных систем. Ключевой системой такого полигона является луноход «Робот-Геолог».

Ключевые слова:

*Луна;
лунный полигон;
инженерная инфраструктура;
луноход;
навигация.*

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.010

ВВЕДЕНИЕ

Лунные миссии за последние десятилетия отличаются широким использованием автоматических посадочных и космических аппаратов (КА), находящихся на лунной орбите. Множество детальной информацией о поверхности Луны дали системы дистанционного зондирования Луны с помощью орбитальных аппаратов. Контактные исследования Луны позволили получить информацию о физико-химическом составе грунта Луны в определённых точках её поверхности.

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

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

² ФГАОУВО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана), Россия, Москва.

Bauman Moscow State Technical University (BMSTU), Russia, Moscow.

The article provides analysis of the lunar polygon creation issues. It shows the polygon destination and its development milestones. An overview of the required engineering infrastructure is presented and detailed analysis of independent systems. The Robot-Geologist lunar rover is the key system the polygon.

Keywords:

*Moon;
lunar polygon;
engineering infrastructure;
lunar rover;
navigation.*

В дальнейшем развитии лунных экспедиций станет возможным освоение Луны. В рамках программы НАСА «Артемиды» начался подготовительный этап для последующего гипотетической колонизации Луны человеком (Mueller R.P., 2022).

По многочисленным проектным исследованиям (Строгонова Л.Б., Столярчук В.А. и др., 2013; Marov M.Ya., Slyuta E.N., 2021) обеспечение жизнедеятельности человека на Луне возможно при решении проблем:

³ ФГБУН «Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского Российской академии наук» (ГЕОХИ РАН), Россия, Москва.

Vernadsky Institute of Geochemistry and Analytical Chemistry of the Russian Academy of Sciences (GEOKHI RAS), Russia, Moscow.

1. Защита от внешних условий, таких как вакуум, пыль, радиация и температура.
2. Обеспечение необходимыми ресурсами для системы жизнеобеспечения.
3. Обеспечение высокого качества жизни в условиях Луны.

Основываясь на опыте строительства и эксплуатации Международной космической станции, технические трудности реализации лунной базы, значительны и не имеют готовых технических решений. При планировании исследований Луны должны быть четко определены цели лунной программы. Анализ большинства существующих предложений (Строгонова Л.Б., Столярчук В.А. и др., 2013; Marov M.Ya., Slyuta E.N., 2021) показал три взаимосвязанные области для возможного получения массивов информации, способные предоставить ответы о целесообразности и облике проектируемой базы на Луне:

1. Исследование лунной поверхности с детальным картографированием и изучением физико-химического состава грунта.
2. Создание инженерной инфраструктуры, включающей в себя навигационные, информационные и энергетические системы, а также ангары для защиты оборудования.
3. Проведение технологических операций: спекание грунта, фильтрование пыли и т.д.

Детальное исследование поверхности Луны должно дать научную информацию и ответы о «полезных ископаемых». Для обеспечения этих работ необходимо создать определённую инженерную инфраструктуру, включая решение технологических задач, связанную в многоэлементную космическую систему – лунный полигон, базирующийся на автоматических космических аппаратах. Основная задача такого полигона – детальные исследования поверхности Луны.

Потенциальный район размещения лунного полигона должен в той или иной степени удовлетворять

целому комплексу требований. Прежде всего, это требования безопасности – безопасный рельеф с доминирующими уклонами максимум до 15°, постоянная и прямая радио- и видеосвязь с Землёй, радиационная безопасность, метеоритная безопасность и размещение инфраструктуры полигона на безопасном расстоянии друг от друга, которое определяется разлётом частиц лунного реголита по баллистической траектории от ракетного выхлопа. Минимальное безопасное расстояние определяется расстоянием до теоретического лунного горизонта равного 2.4 км, т.е. инфраструктура полигона должна находиться, например, от посадочной площадки или зоны исследования на расстояниях не менее 3 км. В связи с тем, что траектории разлёта осколков при авариях могут в том числе достигать поверхности Земли, более точное определение безопасного расстояния является предметом будущего государственного регулирования и должно определяться исходя из анализов потенциальной опасности в каждом конкретном случае. По опыту экспедиций «Аполлон» безопасное расстояние от места посадки оценивалось в пределах 3–7 километров. Также к общим требованиям относится наличие относительно ровных участков с уклонами до 5–10° на базе 5 м для размещения элементов лунной инфраструктуры полигона.

Структура такого полигона (рисунок 1) предполагает:

- орбитальный аппарат для высокоточного картографирования и связи с посадочными модулями;
- посадочные аппараты с функцией высокоточной посадки, включая функции взлётного модуля;
- луноходы с комплексами приборов для исследования Луны.

Развёртывание лунного полигона производится в рамках федеральных проектов Российской Федерации и международного сообщества. На начальном этапе предполагается запуск энергетического модуля и луноходов среднего класса с использованием



рисунок 1. Структурная схема лунного полигона

ракет-носителей тяжёлого класса «Ангара-А5М» с разгонным блоком ДМ, сроки запусков и количество которых определяются соответствующими программами.

Во главе такой структуры ставятся передвижные робототехнические устройства – луноходы. Рассмотрим основные компоненты такого лунного полигона и проблемные вопросы, связанные с ними.

1. Состав лунного полигона

1.1. Посадочные аппараты с высокоточной системой посадки

Посадочный аппарат предназначен для безопасной доставки оборудования и детальных научных исследований лунной поверхности (Marov M.Ya., Slyuta E.N., 2021). Как показал печальный опыт последних лет – КА «ЛУНА-25» (Россия), Японии, Индии и США этап посадки является самой рискованной стадией лунной экспедиции. Для успешной посадки КА в рамках лунной программы необходимо решить две главные задачи: выбрать место посадки и осуществить высокоточную мягкую посадку в это место. Чтобы обеспечить посадку в заранее выбранном районе Луны размером 200 на 200 метров, необходимо использовать систему навигационных маяков, которая позволит добиться точности в пределах нескольких десятков метров по координатам и единицах градусов по наклону посадочной платформы. Состав служебных систем должен содержать алгоритмы и ключевую аппаратуру для успешного выполнения мягкой высокоточной посадки на Луне. Ранее рассматривались различные варианты решения этой задачи:

1. Сканирование лунного рельефа поверхности флеш-лидаром (Lohani B., 2012).
2. Сканирование лунного рельефа импульсным дальномером (Старовойтов Е.И., 2018).
3. Светотеневой анализ видеоизображения с TV-камер (Багров А.В., Вятлев П.А. и др., 2012).
4. По детальному видеоизображению с TV-камер (Бобков А.В., Сюй Я., 2023).

На посадочном модуле вместо луноходов может размещаться взлётный модуль для доставки грузов с поверхности Луны. Основная цель состоит в заборе образцов лунного грунта и доставке на Землю для проведения детального анализа с целью выяснения состава летучих соединений и воды. Образцы предполагается отбирать грунтозаборным устройством с разной глубины из-под поверхности – от нескольких сантиметров до 1÷2 м – и без размораживания помещать в криогенную термостатированную капсулу для доставки в возвращаемом модуле на Землю.

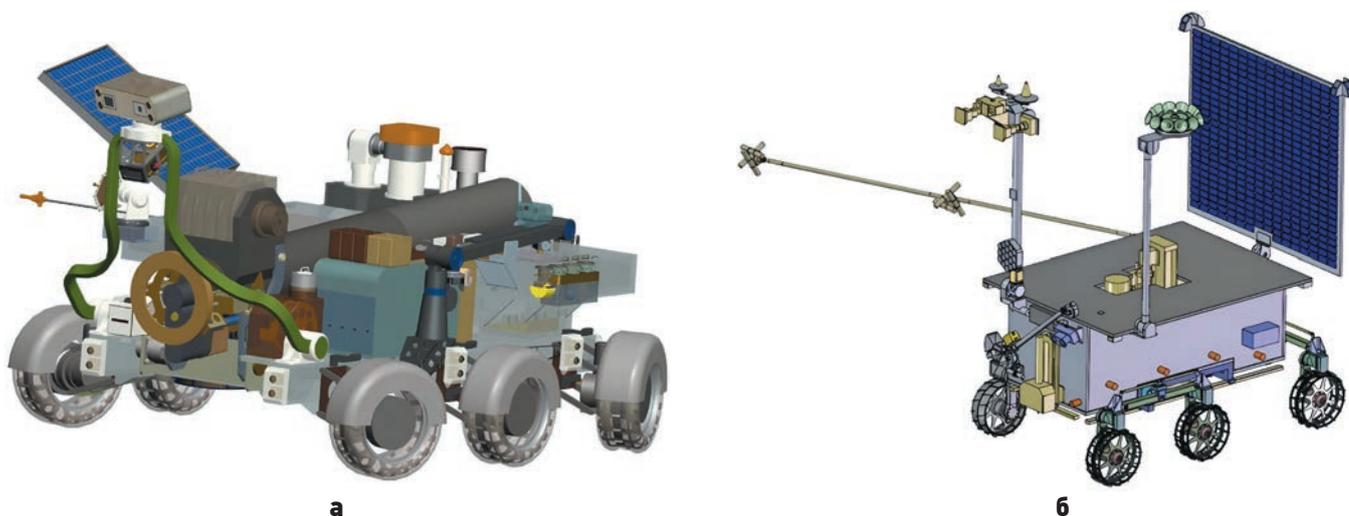
1.2. Луноход

Ключевая система для исследования Луны и функционирования лунного полигона в будущем – это использование роботизированных передвижных автономных систем – луноходов и средств повышения срока активного существования луноходов. Как показали марсианские исследования NASA наибольшие детальные исследования были проведены именно с помощью колёсных передвижных средств (*На шаг ближе к колонизации: как искусственный интеллект помогает NASA изучать Марс*).

Российскими исследователями создан проект нового тяжёлого лунохода «Робот-Геолог» (рисунок 2а). Тяжёлый луноход «Робот-Геолог» предназначен для проведения региональной геологической и геофизической съёмки и разведки, которая является основным методом геологического и геофизического картирования, поисков и разведки ресурсов и оценки их прогнозных запасов и одним из основных методов исследования и решения приоритетных фундаментальных и научно-прикладных задач исследования и освоения Луны (Marov M.Ya., Slyuta E.N., 2021).

Научно-прикладные задачи могут быть решены только с помощью определённого комплекса научной аппаратуры и включают: геолого-геоморфологическое и геохимическое картирование распределения минералов и пород на поверхности; документированный отбор и возврат лунных образцов и их изучение в лабораторных условиях; оценку толщины и структуры рыхлого слоя реголита; изучение физико-механических, теплофизических и электромагнитных свойств лунного грунта; геофизическое картирование геоэлектромагнитной структуры рыхлого слоя реголита и подстилающих пород; картирование магнитных полей связанных с остаточной намагниченностью лунных пород; измерение абсолютного значения и геодинимических изменений гравитационного лунного поля; оценка микрометеоритного потока и его изменения во времени; оценка содержания воды и других летучих компонентов в лунном реголите; оценка содержания рудных и неметаллических полезных ископаемых в лунном грунте. Исследования должны проводиться *in situ*, т.е. в условиях естественного залегания лунного реголита на месте.

На протяжении всего маршрута с заданной частотой с помощью манипулятора будет проводится документированный отбор образцов лунного реголита и небольших обломков пород на поверхности. Масса отбираемого образца грунта 50–100 г, что вполне обеспечивает многоцелевые исследования образца. Общий вес образцов реголита на маршруте протяжённостью 500 км может достигать 20 кг. Примерно с такой же средней частотой по маршруту предполагается и сбор с помощью манипулятора небольших фрагментов лунных пород. В этом случае суммарный



а – облик тяжёлого лунохода «Робот-Геолог» (Marov M.Ya., Slyuta E.N., 2021);

б – облик лунохода среднего класса (Российские учёные представили концепты лунных роботов, 2025)

рисунок 2. Проектные облики луноходов

вес образцов грунта и обломков пород может достигать 30–40 кг.

Одной из научных задач лунохода также может быть доставка и развёртывание на одной из станций наблюдений автономной научной станции контейнерного типа массой около 50 кг. Станция остаётся на месте и продолжает работу в автономном режиме.

Состав научной аппаратуры состоит из трёх основных комплексов – научно-навигационного комплекса, комплекса геологической разведки и комплекса геофизической разведки. В научно-навигационный комплекс входит: система технического зрения (включая камеры обзора и рабочего поля манипуляторов и лунной буровой установки (ЛБУ)); многоканальный ТВ-спектрометр; ИК-спектрометр; уголкового отражателя (лазерный маяк). Комплекс

геологической разведки состоит из ЛБУ для отбора керна на глубину от полутора до трёх метров (не входит в КНА), интегрированного с ЛБУ масс-спектрометра для исследования концентрации, химического и изотопного состава газов в лунном грунте во время бурения и состава газов лунной экзосферы на станциях наблюдения; кассет-контейнеров для хранения образцов грунта и камней, отобранных на поверхности; контейнеров (кассет) для хранения керна; манипулятора для отбора образцов грунта на поверхности; гамма-спектрометра. Комплекс геофизической разведки включает многоканальный самозаглубляющийся каротажный зонд, георадар, гравиметр, магнитометр-градиентометр.

Тактико-технические требования к тяжёлому луноходу «Робот-Геолог» приведены в таблице 1.

таблица 1 – Тактико-технические требования к тяжёлому луноходу

параметр	значение
запас хода	1000 км
расчётное минимальное время работы	3 года
масса лунохода	1÷1,2 т
колёсная формула лунохода	6×6
преодолеваемые препятствия, не более	
- диаметр кратера	1,3 м
- ширина рва	600 мм
- размер камня	250 мм
- уклон	30°
масса полезной нагрузки – КНА без бурового устройства	200 кг
маршевая скорость лунохода в автономном режиме	2 км/час
маршевая скорость в дистанционном управляемом режиме	0,5÷1 км/ч
скорость в режиме поиска в дистанционном управляемом режиме	50÷500 м/ч
бурения на глубину с отбором керна реголита	1,5÷3 м
масса собранных образцов для возвращения на Землю	до 80 кг

В рамках данной работы рассматривается также другой тип лунохода – среднего класса (рисунок 2б), который должен быть оснащён как приборами для детального исследования физико-химических свойств грунта Луны, дополнять и уточнять навигационное обеспечение лунной инфраструктуры – устанавливать оптические маяки, осуществлять съёмку местности лидаром для формирования трёхмерной карты, передавать на Землю информацию о рельефе по маршруту. Оснащение инструментами нового типа на базе автоматических комплексов должны обеспечить технологический задел для дальнейшего освоения Луны (Marov M.Ya., Slyuta E.N., 2021).

Поисково-разведочный луноход на средней платформе также предназначен для проведения разведочных работ для оценки содержания, распределения и оконтуривания месторождений слабосвязанных и замороженных летучих (включая воду) в полярных областях Луны. Это средний тип лунохода с массой 250–350 кг и полезной научной нагрузкой с массой около 50 кг. Протяжённость маршрута до 200 км, необходимая для исследования индивидуальных месторождений водяного эквивалента водорода в полярных областях Луны и для решения других научно-практических задач.

КНА лунохода также состоит из трёх основных комплексов: научно-навигационного комплекса (радиомаяк, уголкового отражатель, многоканальный ТВ-спектрометр, ИК-спектрометр, ТВ-камеры рабочего поля манипулятора); комплекса геофизической разведки (георадар, много-разовый самозаглубляющийся каротажный зонд, магнитометр-градиентометр); комплекса геохимической разведки (шнековая буровая установка ШБУ-М с масс-спектрометром (Marov M.Ya., Slyuta E.N., 2021), рентгеновский дифрактометр

и флуоресцентный спектрометр, гамма и нейтронный спектрометр, манипулятор).

Тактико-технические требования к луноходу среднего класса приведены в таблице 2.

Комплекс научной аппаратуры на борту лунохода позволит решить следующие задачи: геологическое, геохимическое и геофизическое картирование района; бурение по маршруту лунохода для изучения разреза (структуры) рыхлого слоя реголита; анализ распределения по глубине химического и изотопного состава слабосвязанных и замороженных летучих в лунном реголите.

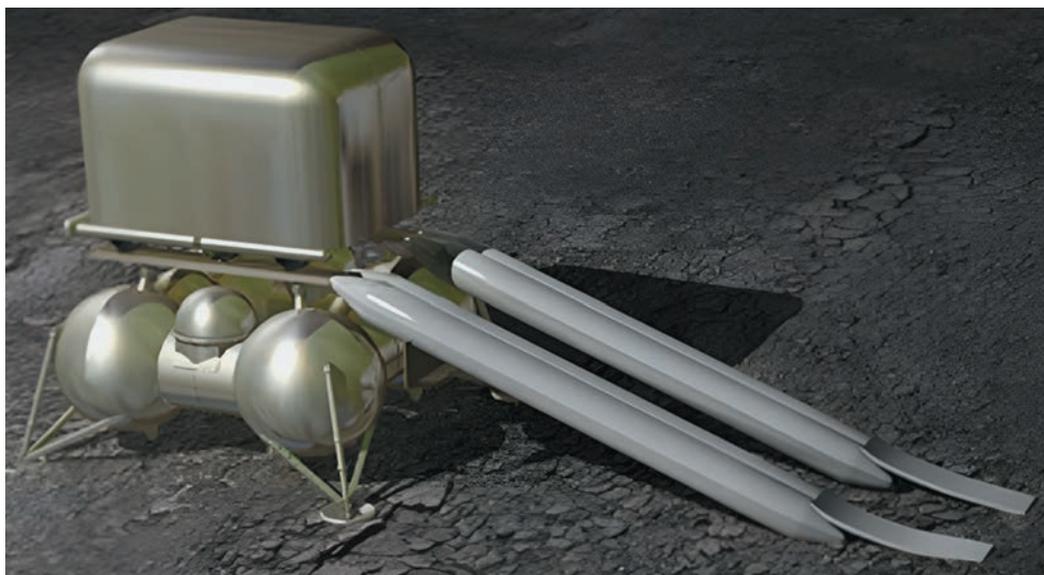
Окончательный выбор необходимо произвести на стадии проектирования экспедиции. В реализации такого лунохода необходимо решить две проблемы: разработать электромеханическую структуру системы движения работающей в жёстких условиях Луны и комплекс приборов энергообеспечения, навигации и управления (самоуправления).

Применение луноходов с использованием искусственного интеллекта (ИИ) на основе беспилотного управления позволит получить детальную карту в области его передвижения и использовать её для выбора маршрута движения. В состав лунохода должен входить комплекс видеокамер, лидаров и измерительные приборы, обеспечивающие сбор информации о местности, его местоположения и формирования детализированной карты поверхности в заданном районе Луны (Marov M.Ya., Slyuta E.N., 2021; Родионова Ж.Ф., Шевченко В.В. и др., 2022).

При длительной эксплуатации лунохода возникает проблема его робототехнического обслуживания. Поэтому авторы предлагают рассмотреть дополнительные опции для хранения и обслуживания луноходов на основе пневматических отверждаемых конструкций.

таблица 2 – Тактико-технические требования к луноходу среднего класса

параметр	значение
запас хода	200 км
расчётное минимальное время работы	2 года
масса лунохода	до 300 кг
колёсная формула лунохода	6×6
преодолеваемые препятствия, не более	
- высота уступа	340 м
- размер камня	300 мм
- преодолеваемый уклон в колёсном режиме	до 17°
- преодолеваемый уклон в колёсно-шагающем режиме	до 32°
масса полезной нагрузки – КНА без бурового устройства и манипулятора	50 кг
маршевая скорость лунохода в автономном режиме	180÷500 м/ч
маршевая скорость в дистанционно управляемом в колёсном режиме	50÷500 м/ч
маршевая скорость в дистанционно управляемом колёсно-шагающем режиме	50 м/ч
потребляемая мощность полезной нагрузки	140 Вт



а



б



в

а – доставка ангара посадочной платформой; **б** – перемещение ангара по трапу на поверхность Луны; **в** – общий вид ангара в рабочем состоянии.

рисунок 3. Создание ангара на Луне из складчатой конструкции с последующим отверждением

1.3. Средства увеличения срока существования луноходов

Разработка, изготовление и запуск космических аппаратов имеет высокую стоимость, поэтому в настоящее время актуальной задачей является продление сроков их активной эксплуатации за счёт использования робототехнических средств для замены составных частей с помощью модуля обслуживания, оснащённого средствами робототехники. Поэтому предполагается в составе лунного полигона создать роботизированный модуль обслуживания – ангар из надувных конструкций с заранее подготовленным пневмокаркасом (Демин Д.С., Кононенко П.И. и др., 2021).

Доставка ангара в транспортном положении с использованием посадочной платформы требует детальной подготовки и координации всех этапов. После успешного приземления платформы на поверхность Луны надувной трап обеспечивает безопасное перемещение ангара. Сначала ангар распаковывается на трапе, а затем происходит его перетаскивание или перемещение к заранее выбранной площадке для монтажа из сложенной пневматической конструкции с последующим отверждением.

Сложенная пневматическая конструкция ангара изготавливается из лёгких и прочных полимерных материалов, способных выдерживать экстремальные внешние условия на Луне. Процесс раскрытия и отверждения не требует высокой степени точности, а также многоступенчатого контроля, чтобы обеспечить работоспособность и функциональную безопасность ангара на лунной поверхности.

Габаритные размеры ангара предполагают хранение в условиях температуры лунной ночи, техническое обслуживание луноходов с использованием роботизированных средств, реконфигурации и подзарядки. Входная зона каждого ангара закрыта от попадания лунной пыли, поэтому ворота, закрывающие въезд, располагаются под наклоном.

Процесс доставки ангара на Луну и его общий вид в рабочем состоянии показан на рисунке 3.

1.4. Инженерная инфраструктура

Создание инженерной инфраструктуры для полигона действительно является ключевым элементом, обеспечивающим её функционирование и развитие (Багров А.В., Митькин А.С. и др., 2018). Связь, навигация и энергетика – это три основополагающих компонента, которые позволяют эффективно управлять объектами, обеспечивают безопасность и способствуют организации лунного полигона.

1.4.1. Связь

В космической миссии связь является одним из важнейших факторов. В основном она включает мониторинг и управление элементами миссии, сбор

телеметрических данных с транспортных средств и оборудования, а также способность передавать, получать, распространять и обрабатывать информацию (Багров А.В., Митькин А.С. и др., 2018).

Принимая во внимание предлагаемую миссию, коммуникации можно разделить на пять основных категорий:

- лунный модуль ↔ Земля;
- лунный модуль ↔ орбитальный КА;
- лунный модуль ↔ луноход;
- луноход ↔ орбитальный КА;
- луноход ↔ Земля.

Отсутствие атмосферы на Луне позволяет выделить лазерную связь как наиболее рациональную технологию. Её скорость передачи данных в безвоздушном пространстве составляет более 100 Гбит/с. Она может использоваться для различных целей, таких как передача данных между луноходами, посадочными модулями и орбитальными аппаратами будущих миссий на Луне (Дмитриев А.О., Седых О.Ю. и др., 2023).

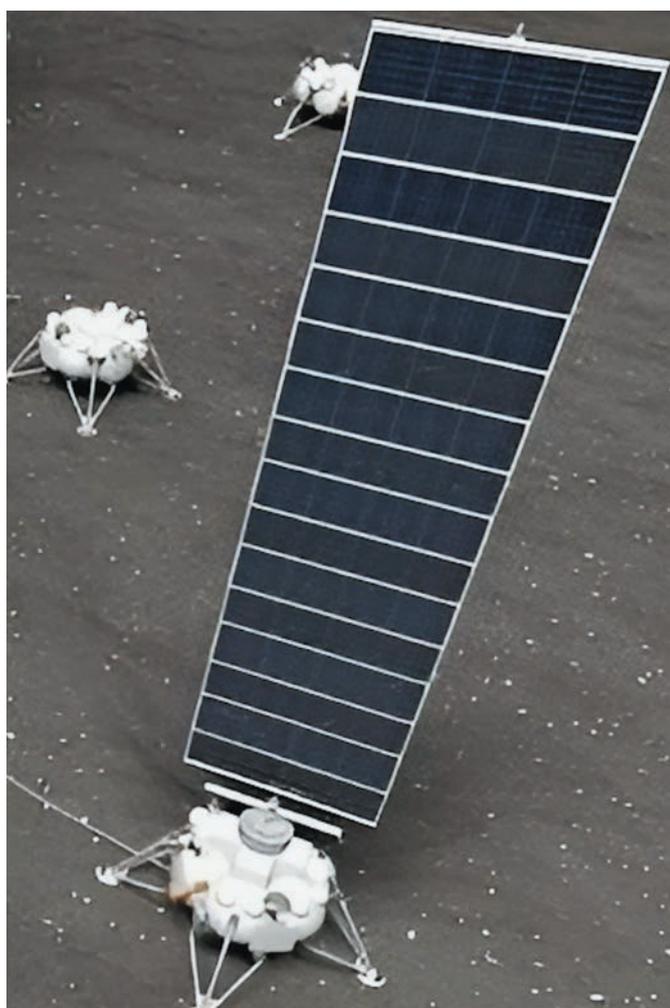
1.4.2. Навигация

Системы навигации на Луне играют ключевую роль в исследованиях лунной поверхности. Одна из перспективных технологий – это использование лунных навигационных спутников, которые могут обеспечить позиционирование с высокой точностью. Основой такой системы будет связь между орбитальным аппаратом и налунными маяками в оптическом или радиодиапазоне, установленные на поверхности Луны в большом количестве и длительным сроком существования (Багров А.В., Дмитриев А.О. и др., 2019).

Основным функционалом лунохода является работа в режиме передвижения, и обеспечение его навигационными средствами является весьма важной задачей. В настоящее время рассматривается использование искусственного интеллекта для реализации его навигации в основе которой будет лежать информация от орбитальных КА и самообучение лунохода. Алгоритмы ИИ помогут луноходам составлять карты и перемещаться по поверхности Луны, избегая препятствия и выбирая безопасные пути.

Использование ИИ на ровере Perseverance, совершившем посадку на Марс в 2021 году, позволило ему выполнять сложные задачи автономно:

1. Идентификацию и сбор геологические образцов.
2. Анализ местности и принятие решения о дальнейшем маршруте движения.
3. Предотвращение опасностей и объезд их, обеспечивая более безопасное перемещение по поверхности Марса (*На шаг ближе к колонизации: как искусственный интеллект помогает NASA изучать Марс*).



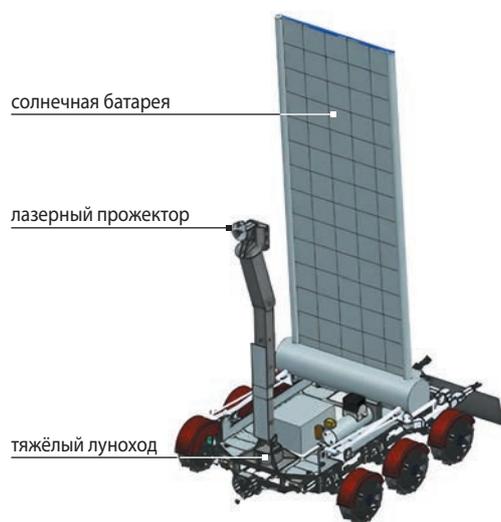
а

а – фотоэлектрический генератор «Лин-Индастриал» (Проект «Луна-семь»);

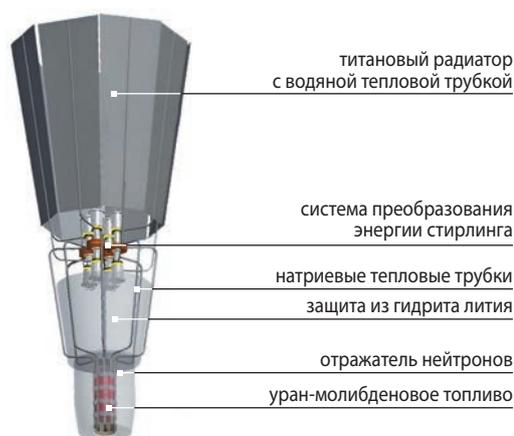
б – мобильный энергетический модуль (Дмитриев А.О., Седых О.Ю. и др., 2023);

в – ядерный энергомодуль NASA (Welcome to the Kilopower Press Conference, 2018).

рисунок 4. Проекты энергетических модулей для лунного полигона



б



в

Таким образом, внедрение искусственного интеллекта в космические робототехнические средства способно продлить срок службы луноходов и повысить эффективность сбора данных, что позволяет проводить более комплексный научный анализ и минимизировать участие человека в управлении луноходом и время принятия решений.

1.4.3. Энергетика

На начальном этапе проведения регулярных кратковременных экспедиций на поверхность Луны потребуется энергетический модуль, который, должен обеспечивать уровень энергопотребления до 30 кВт (Бескровная И.А., Евдокимов Р.А. и др., 2014) для снабжения электроэнергией лунного модуля, так и «Лунохода-Геолога» и вспомогательных средств робототехники, которые будут использоваться для решения научных и технологических задач на поверхности Луны, выполнения ремонтно-восста-

новительных работ луноходов и развёртывания вспомогательной инфраструктуры лунного полигона.

В рамках данной работы предполагается что будут использовать автономные энергетические модули нескольких типов, в том числе:

1. Стационарный энергетический модуль (Проект «Луна-семь») на основе фотоэлектрических генераторов с использованием мачтовых конструкций (с выдвижной мачтой высотой 30–40 м и размещением солнечных батарей на уровне не ниже 15 м), пантографов, и ферменных конструкций, созданных на базе надувных отверждаемых конструкций, для постоянного энергоснабжения лунной базы (рисунок 4а).

2. Малый мобильный энергетический модуль на основе фотоэлектрических генераторов (Дмитриев А.О., Седых О.Ю. и др., 2023). Главное преимущество таких модулей по сравнению со стационарными модулями — мобильность и простота развёртывания

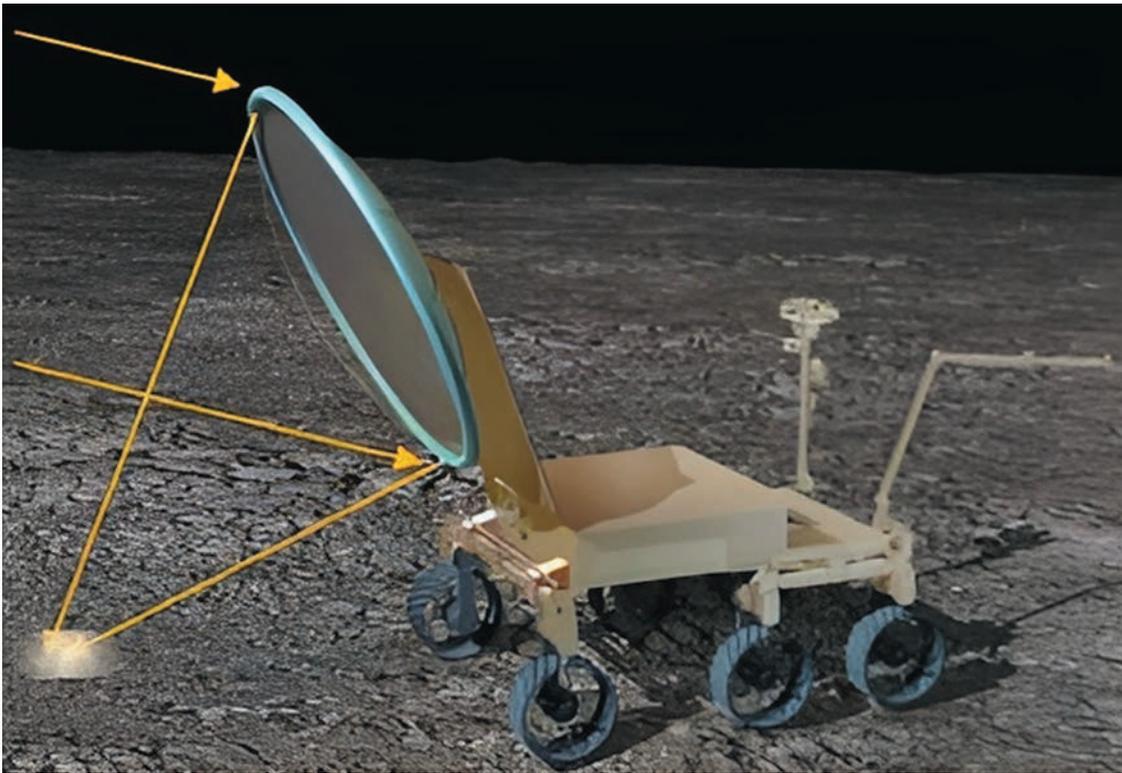


рисунок 5. Схема солнечного отражателя в виде линзообразной оболочки с пневмокаркасной отверждаемой конструкцией лунного 3D-принтера

на новом месте. Такая станция будет состоять из вертикальных трансформируемых фотоизлучающих модулей мощностью фотопреобразования солнечной энергии и передачи лазерного излучения до 10 кВт (рисунок 4б).

3. Стационарный энергетический модуль на основе преобразования ядерной энергии (*Welcome to the Kilopower Press Conference, 2018*) для постоянного энергоснабжения основных модулей лунной базы и производственных комплексов (рисунок 4в). Такой энергомодуль, конечно, обладает независимостью от цикла день/ночь, но удельные характеристик (Вт/кг) требует доработок, и видимо будет использоваться на поздних этапах создания полигона.

2. Технологические операции

Первый планируемый эксперимент – это развёртывание ангара из пневматических устройств с последующим отверждением, но наиболее важной операции для реализации является создания солнечного 3D-принтера. Она связана с необходимостью создания инструмента для энергетического воздействия на реголит, как для анализа физико-химического состава, так и для отработки спекания будущих конструкций (*Багров А.В., Нестерин И.М. и др., 2014*). Планируется, что в качестве источника энергии будет солнечное излучение, а в качестве инструмента будет надувное отверждаемое зеркало, установленное на луноходе (рисунок 5).

В рамках подготовительных работ к созданию лунного полигона предлагается провести эксперимент по спеканию лунного реголита и доставки полученных образцов на Землю для оценки свойств полученных конструкционных материалов.

Данный цикл работ необходимо дополнить испытаниями систем защиты от пыли. Считается, что оптимальным вариантом является комплекс электростатического фильтрования (*Electrodynamic Dust Shield Heading to Moon on Firefly Lander*).

ВЫВОДЫ

В настоящее время проводится множество исследований, направленных на выявление наиболее критичных технологий для обеспечения освоения Луны. Представленная концепция лунного полигона представляет собой комплексную задачу, в которой основную роль должны иметь роботизированные передвижные автономные системы – луноходы.

В рамках обеспечения научно-прикладных исследований при создании лунного полигона разработаны задачи, предварительный состав КНА и тактико-технические требования для лунохода на тяжёлой платформе «Робот-Геолог» для проведения региональной геологической и геофизической съёмки и разведки. Также разработаны задачи, состав КНА для проведения поисково-разведочных работ для оценки прогнозных запасов лунных ресурсов, и требования для лунохода на малой платформе для проведения

крупномасштабной геофизической съёмки и разведки на потенциальной площадке развёртывания лунного полигона.

Длительные исследования такими средствами позволят проанализировать ресурсные возможности Луны. Конечно, уже сегодня необходимо проведение экспериментальных работ, в первую очередь с луноходом на земных полигонах.

Авторы выражают благодарность Д.С. Хмелю за помощь в работе над статьёй.

Работа выполнена при поддержке госзадания Института геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН.

список литературы

Багров А.В., Вятлев П.А., Сергеев Д.В., Сысоев В.К. Концепция обеспечения посадки лунных посадочных станций посредством светотеневого анализа видеоизображения подстилающей поверхности // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 47-53.

Багров А.В., Дмитриев А.О., Леонов В.А., Москатиньев И.В. и др. Построение оптической лунной навигационной системы на базе космических аппаратов АО «НПО Лавочкина» // Космическая техника и технологии. 2019. № 4. С. 16-18.

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

Багров А.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. и др. Анализ методов строительства конструкций лунных станций // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 75-80.

Бескровная И.А., Евдокимов Р.А., Кинаш П.М., Ковалев И.И. и др. Сравнительная оценка технико-экономической эффективности использования солнечных и ядерных энергетических установок в составе лунной базы // Космическая техника и технологии. 2014. № 4. С. 76-88.

Бобков А.В., Сюй Я. Определение собственного положения лунного посадочного модуля по видеоизображению с использованием метода сигнатур // Инженерный журнал: наука и инновации. 2023. Вып. 5. URL: <https://engjournal.bmstu.ru/catalog/arise/adb/2278.html> (дата обращения: 03.04.2025).

Демин Д.С., Кононенко П.И., Лебеденко В.И., Прилуцкий А.А. и др. Концепция бортового радиолокатора на основе АФАР с использованием рефлектора с отверждаемым пневмокаркасом // Труды МАИ. 2021. № 119. URL: https://trudymai.ru/upload/iblock/e50/qfetclykdncr9f0s32qufiw1f9ogn0qr/12_Demin_dr_Sysoev_

[KHmel_rus_eng-.pdf?lang=ru&issue=119](#) (дата обращения: 03.04.2025).

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.

На шаг ближе к колонизации: как искусственный интеллект помогает NASA изучать Марс URL: <https://www.techinsider.ru/technologies/1682049-na-shag-blije-k-kolonizacii-kak-iskusstvennyi-intellekt-pomogaet-nasa-izuchat-mars/> (дата обращения: 21.05.2025).

Проект «Луна-семь». URL: <http://spacelin.ru/lunasem/prezentatsiya/> (дата обращения: 01.03.2025).

Родионова Ж.Ф., Шевченко В.В., Гришакина Е.А., Слюта Е.Н. Исследование и картографирование Луны космическими аппаратами и кораблями // Космическая техника и технологии. 2022. № 4. С. 29-44.

Российские ученые представили концепты лунных роботов URL: <https://iz.ru/1769350/2024-10-04/rossiiskie-ucheny-predstavili-kontcepty-lunnykh-robotov> (дата обращения: 01.04.2025).

Старовойтов Е.И. Характеристики лазерных локационных систем для коррекции бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2018. Вып. 102. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/748/Starovoytov_rus.pdf?lang=ru&issue=102 (дата обращения: 15.05.20).

Строгонова Л.Б., Столярчук В.А., Макарова С.М., Васин Ю.А. Лунная база, проблемы обитаемости // Труды МАИ. 2013. № 67. С. 1-11. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/9bc/9bc8fbdeef4397473356e68893bbaf68.pdf> (дата обращения: 21.05.2025).

Electrodynamic Dust Shield Heading to Moon on Firefly Lander URL: <https://www.nasa.gov/missions/artemis/clps/electrodynamic-dust-shield-heading-to-moon-on-firefly-lander/> (дата обращения: 01.03.2025).

Lohani B. Surveillance system based on Flash LiDAR // Indian Cartographer. 2012. Vol. XXXII. P. 77-85.

Marov M.Ya., Slyuta E.N. Early steps toward the Lunar base deployment: Some prospects // Acta Astronautica. 2021. Vol. 181. P. 28-39.

Mueller R.P. Lunar Base Construction Overview / Conference Paper ASCE Earth and Space Conference. 2022. P. 1-13. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20220000418> (дата обращения: 11.03.2025).

Welcome to the Kilopower Press Conference. Press event of May 2018 URL: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2017/12/kilopower_media_event_charts_16x9_final.pdf?emrc=e7cbc5 (дата обращения: 01.03.2025).

Статья поступила в редакцию 13.11.2025

Статья после доработки 01.12.2025

Статья принята к публикации 02.12.2025

ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВАЯ СВАРКА АСИММЕТРИЧНОГО ПО ТОЛЩИНЕ СОЕДИНЕНИЯ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА ДЛИННОМЕРНЫХ ИЗДЕЛИЙ

ELECTRON BEAM WELDING OF ASYMMETRICAL OVER ITS THICKNESS JOINT OF LONG ALUMINUM ALLOYS



К.Н. Коржов¹,
korzhovKN@laspase.ru;
K.N. Korzhov



Л.И. Паршуков¹,
кандидат физико-математических наук,
parshukov@laspase.ru;
L.I. Parshukov



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

В настоящей статье представлены результаты исследований процессов создания неразъёмных сварных соединений длинномерных изделий из алюминиевого сплава с контролируемым напряжённо-деформированным состоянием. Для понижения напряжённо-деформационного состояния применяли меры по выбору вида и режима сварки, а также подготовительной обработки сварного соединения (подогрев и фиксация). Показаны преимущества применения электронно-лучевой сварки и результаты отработки новых режимов сварки применительно к трубным конструкциям.

Ключевые слова:
трубная конструкция;
асимметричное по толщине сварное соединение;
конструкция сварного шва;
электронно-лучевая сварка;
алюминиевые сплавы.

DOI: 10.26162/LS.2025.70.4.011

This paper presents the analysis of fabrication processes of permanent long products' welded joints made of aluminum alloy with controlled stress-strain state. To reduce the stress-strain state, measures were applied aimed at selecting the welding type, welding mode, as well as the welded joint pre-treatment (heating and fixation). The article covers advantages of using electron beam welding implementation and the test results of new welding modes as applied to tubular structures.

Key words:
tubular structure;
asymmetrical thickness welded joint;
weld seam design;
electron beam welding;
aluminum alloys.

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

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

введение

В процессе создания длинномерных изделий из алюминиевых сплавов часто используют сварку заготовок стыковым сварным соединением, образующим кольцевой шов. В процессе сварки происходит неравномерный нагрев металла, в результате чего возникают неравномерные пластические деформации, приводящие, в том числе, к поперечному изгибу длинномерных изделий недопустимой величины. Кроме того, на качество создания длинномерных изделий влияет конструкция подготовленных кромок соединения и режимы сварки. Неоптимально подобранные режимы сварки способствуют появлению дефектов и отклонений от геометрии, недопустимых по отраслевым стандартам ОСТ 92-1021-81.

Применение электронно-лучевой сварки для получения качественных длинномерных изделий из алюминиевых сплавов позволяет решить проблемы: получения минимальных размеров зоны термического влияния и уменьшения изгиба изделия; выполнения требований отраслевых стандартов к качеству и геометрии сварного шва (ОСТ 92-1021-81; ОСТ 92-1114-80), высоких механических характеристик сварных швов.

Полученные результаты исследований могут быть использованы для длинномерных изделий из алюминиевого сплава. Настоящее исследование является продолжением работ по развитию технологии сварки (Коржов К.Н., Панин Ю.В., Паршуков Л.И., Балыкин М.А., 2023; Коржов К.Н., Паршуков Л.И., Соколова Ю.В., 2023; Коржов К.Н., Паршуков Л.И., Соколова Ю.В., 2024; Паршуков Л.И., Панин Ю.В., Коржов К.Н., 2020) различных изделий космической техники.

1. Методика исследования

Теоретическое исследование температурного, напряженно-деформированного состояний материала при локальном тепловом воздействии выполнено в рамках структурно-аналитической теории прочности (Лихачев В.А., Малинин В.Г., 1992). Эксперименты проводились на кольцевых конструкциях подготовленных кромок типа С90 (ОСТ 92-1021-81) длинномерных изделий из алюминиевых сплавов АМг6. Сварку выполняли на промышленной установке. Исследования макроструктуры конструкции сварного шва и её размеров проводили с помощью металлографического микроскопа типа ММР-4. Наличие дефектов в металле сварных швов осуществляли согласно ОСТ 92-1114-80 с использованием рентгенографического оборудования.

2. Результаты исследований

Способ изготовления длинномерных изделий с использованием кольцевых конструкций подготовленных кромок типа С90 (рисунок 1) из алюминиевого сплава АМг6, состоящих из аксиально расположенных тонкостенной детали, выполненной в виде трубы, и толстостенной детали, выполненной в виде втулки, включал сборку деталей встык, нагрев и фиксацию толстостенной и тонкостенной деталей посредством электронного воздействия лучом. В процессе нагрева электронный луч направляли на стык подготовленных кромок и одновременно с нагревом осуществляли фиксацию и сварку путём перемещения электронного луча с симметричной развёрткой по стыку подготовленных кромок соединения при их вращении вокруг продольной оси. При этом процесс создания неразъёмного соединения осуществляли в три последовательных этапа, включающих предварительный прогрев и дегазацию свариваемых кромок соединений деталей (первый этап), далее производили фиксацию конструкции за счёт нанесения прихваточного сварочного шва (минимум четыре прихватки, равномерно расположенных по окружности и диаметрально противоположных друг другу) на подготовленные кромки конструкции (второй этап). На третьем этапе сварки и предшествующих этапах осуществляли распределение погонной энергии воздействия электронного луча согласно линейной зависимости от толщин подготовленных кромок конструкции соединения типа С90.

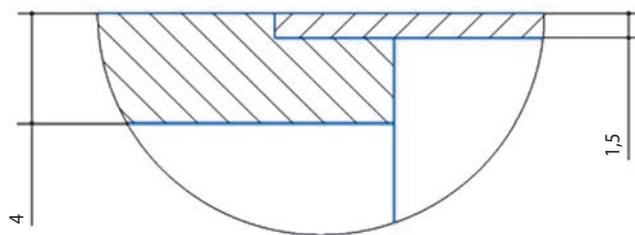


рисунок 1. Конструкция подготовленных кромок соединения

Для учёта различия толщины кромок сварного соединения (см. рисунок 1) применяли асимметричное распределение погонной энергии относительно стыка свариваемых деталей. Величины распределения погонной энергии относительно стыка определяли из соотношений:

$$E^1 = \frac{1}{\left(1 + \frac{v_1}{v_2}\right)} \cdot \frac{IU}{V},$$

$$E^2 = \frac{1}{\left(1 + \frac{v_1}{v_2}\right)} \cdot \frac{v_1}{v_2} \cdot \frac{IU}{V},$$

где E^1 – погонная энергия электронного луча на угловом интервале развёртки от 0 до 180°, приходящаяся на трубу, Дж/м;

E^2 – погонная энергия электронного луча на угловом интервале развёртки от 180 до 360°, приходящаяся на втулку, Дж/м;

I – ток электронного луча, А;

U – ускоряющее напряжение электронного луча, В;

V – линейная скорость сварки м/с;

v_1 – скорость движения электронного луча в угловом интервале развёртки от 0 до 180° на трубе, м/с;

v_2 – скорость движения электронного луча в угловом интервале развёртки от 180 до 360° на втулке, м/с.

Кроме того, суммарную величину погонной энергии снижали по линейной зависимости от угла поворота при сварке кольцевых конструкций подготовленных кромок – в начале оборота изделия от величины погонной энергии E_n до величины E_k в конце оборота деталей, определяемой из соотношения

$$E_k = k \cdot E_n,$$

где k определяют из решения уравнения теплопроводности вращающейся трубы при локальном тепловом воздействии ($0,7 \leq k \leq 0,9$; $640000 \text{ Дж/м} \leq E_n \leq 900000 \text{ Дж/м}$.)

На первом этапе на конструкцию подготовленных кромок воздействовали импульсным расфокусированным лучом, а на втором и третьем этапе – импульсным сфокусированным лучом, при этом импульсное воздействие электронного луча осуществляют с частотой в диапазоне от 4 до 10 Гц.

Для определения распределения погонной энергии электронного луча по конструкции подготовленных кромок сварного соединения С90 исходили из асимметрии толщин кромок. Для однородного нагрева (плавления) сварной конструкции вкладывали погонную энергию электронного луча в соответствии с толщиной кромок. Для определения распределения погонной энергии был рассмотрен пример конструкции подготовленных кромок соединения С90 с толщинами 4 и 1,5 мм. Отношение толщин кромок конструкции составлял 2,6 (4 мм / 1,5 мм = 2,6). С учётом этого погонную энергию вкладывали в такой же пропорции в подготовленные кромки конструкции соединения. Из соотношения толщин кромок конструкции следовало, что в более толстую кромку соединения С90 следовало вкладывать в 2,6 раза больше от общего значения погонной энергии электронного

луча, чем в тонкую кромку. Для реализации данного распределения погонной энергии луча использовали программные возможности электронно-лучевого оборудования. Программное обеспечение позволяло движущемуся по круговой развёртке электронному лучу иметь разную скорость в задаваемых двух угловых секторах развёртки. Причём отношение скоростей движения в этих секторах можно изменять только на целые числа. Учитывая это, отношение скоростей в определённых выше угловых секторах величин было выбрано равное трём. В связи с чем 75% погонной энергии приходилось на толстую кромку (4 мм), которая сосредоточена на угловом интервале (0–180°) круговой развёртки, а остальные 25% погонной энергии были сосредоточены на тонкую кромку (1,5 мм), которая находилась на угловом интервале 180–360° круговой развёртки.

Предложенная методика была реализована при создании длинномерных конструкций с помощью сварки кольцевой конструкции соединения подготовленных кромок С90 из алюминиевого сплава АМгб. При этом использовали развёртку луча в виде круга диаметром 1 мм, представленную на рисунке 2, с частотой 550 Гц, действующую в угловом интервале, приходящимся на втулку, и действующую с частотой в три раза больше (1650 Гц) в угловом интервале, приходящимся на трубу.

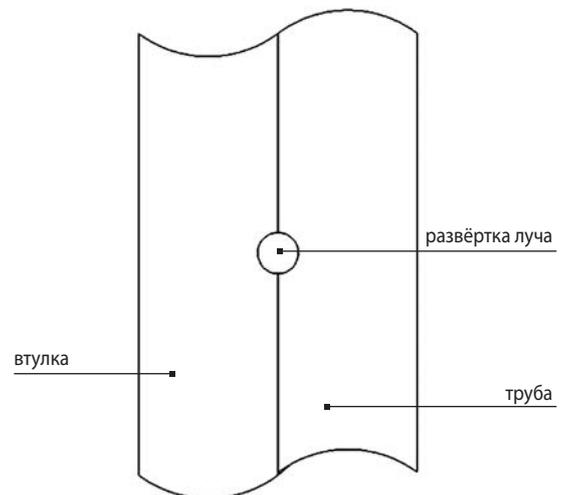


рисунок 2. Развёртка в виде круга на поверхности подготовленных кромок соединения С90 с расчётным угловым распределением энерговложения электронного луча

При сварке соединения руководствовались техническими требованиями конструкторской документации, в которых указаны размеры конструкции сварного шва, приведённые на рисунке 3.

Сущность заявленной технологии осуществлена на длинномерных образцах из алюминиевого сплава АМгб.

ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВАЯ СВАРКА АСИММЕТРИЧНОГО ПО ТОЛЩИНЕ СОЕДИНЕНИЯ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА ДЛИННОМЕРНЫХ ИЗДЕЛИЙ

таблица 1 – Параметры режима подготовительного перехода (нагрев)

параметры	значение
ускоряющее напряжение, кВ	60
ток луча, мА	1,5–1
ток фокусирующей линзы, мА. (Положение фокуса относительно поверхности конструкции подготовленных кромок)	699 (расфокусированный луч)
скорость сварки, мм/с	7,7
частота импульсов, Гц	10
продолжительность импульса воздействия электронного луча относительно продолжительности периода, %	75
частота сканирования электронного луча по поверхности конструкции подготовленных кромок, Гц	250
параметры, определяющие амплитуду сканирования по поверхности конструкции подготовленных кромок, %	0,5
вид сканирующих колебаний. (Круговая развёртка с градиентом скоростей. Отношение скоростей движения электронного луча в угловых интервалах)	5

таблица 2 – Параметры режима подготовительного перехода (фиксации прихватками)

параметры	значение
ускоряющее напряжение, кВ	60
ток луча, мА	3
ток фокусирующей линзы, мА. (Положение фокуса относительно поверхности конструкции подготовленных кромок)	690 (расфокусированный луч)
скорость сварки, мм/с	7,7
частота импульсов, Гц	10
продолжительность импульса воздействия электронного луча относительно продолжительности периода, %	75
частота сканирования электронного луча по поверхности конструкции подготовленных кромок, Гц	250
параметры, определяющие амплитуду сканирования по поверхности конструкции подготовленных кромок, %	0,5
вид сканирующих колебаний. (Круговая развёртка с градиентом скоростей. Отношение скоростей движения электронного луча в угловых интервалах)	5

Процесс создания неразъёмных соединений производили на промышленной установке с постоянным ускоряющим напряжением $U_{\text{уск}}=60$ кВ, которое ограничивалось возможностью электронно-лучевой

установки. Значение скорости сварки и сварочного тока было выбрано исходя из экспериментов.

Технологическими приёмами подготовительных переходов (нагрев и фиксация прихватками) на стык

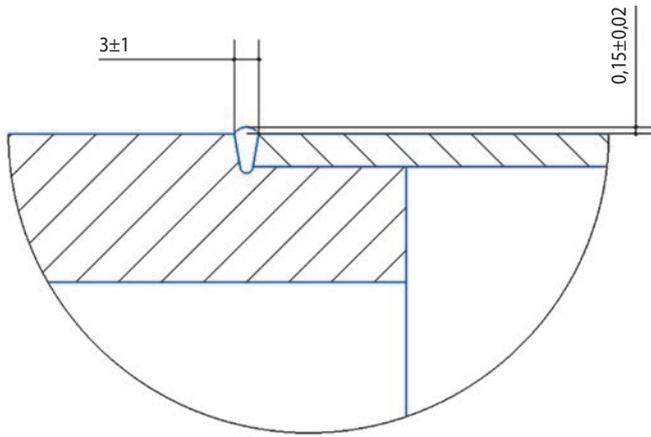


рисунок 3. Размеры конструкции сварного шва

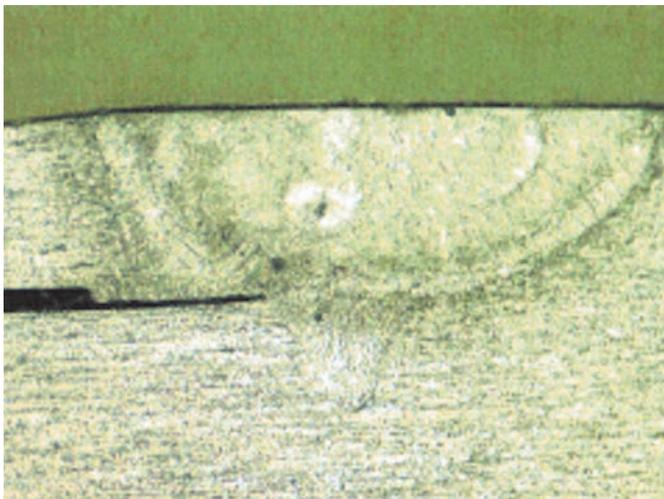


рисунок 4. Макроструктура шва, сваренного по предложенной технологии

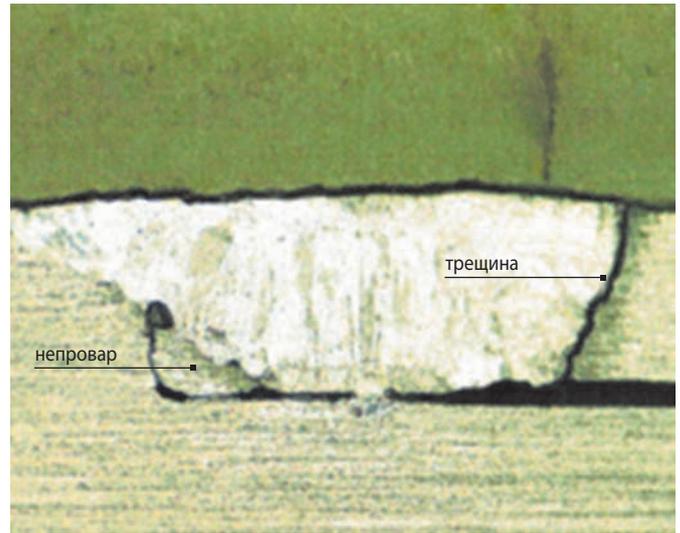


рисунок 5. Макроструктура сварного шва с недопустимыми дефектами: непровар, деформация тонкой кромки соединения и трещина по зоне термического влияния

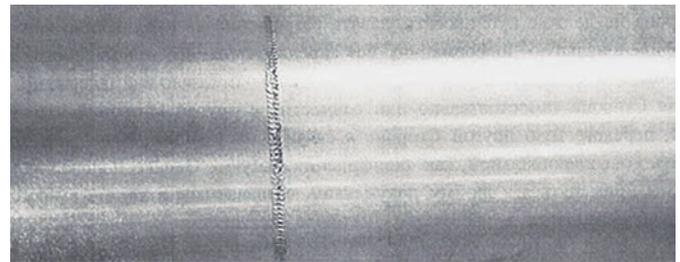


рисунок 6. Внешний вид сварного шва длинномерного изделия. Испытания на прочность на сжатие длинномерных изделий удовлетворили технические требования конструкторской документации

таблица 3 – Параметры режима основного перехода (сварка)

параметры	значение
ускоряющее напряжение, кВ	60
ток луча, мА	13
ток фокусирующей линзы, мА. (Положение фокуса относительно поверхности конструкции подготовленных кромок)	690 (сфокусированный луч)
скорость сварки, мм/с	7,7
частота импульсов, Гц	10
продолжительность импульса воздействия электронного луча относительно продолжительности периода, %	75
частота сканирования электронного луча по поверхности конструкции подготовленных кромок, Гц	250
параметры, определяющие амплитуду сканирования по поверхности конструкции подготовленных кромок, %	0,5
вид сканирующих колебаний. (Круговая развёртка с градиентом скоростей. Отношение скоростей движения электронного луча в угловых интервалах)	5

деталей являются воздействия импульсным расфокусированным или сфокусированным лучом, а приёмом на основном переходе (сварке) – воздействием импульсным сфокусированным лучом с частотой 10 Гц. Время продолжительности импульса составляло 75% от периода колебаний. Начальный ток луча при нагреве равен 6 мА, при фиксации прихватками – 10 мА, на третьем режиме основного перехода – 13 мА. При полном обороте длинномерного изделия ток луча изменяется до 4 мА при нагреве и до 10 мА при сварке. При фиксации прихватками ток был неизменным, а при сварке – 10 мА. Прихватки производили на участках 30° в четырёх равномерно распределённых по периметру местах. Остальные параметры электронного воздействия приведены в таблицах 1–3.

Полученные сварные швы были подвергнуты рентгенографическому контролю на наличие дефектов. Согласно данным исследований дефектов в сварных швах не обнаружено.

Металлографические исследования показали отсутствие непровара и газовых пор при использовании режимов сварки, описанных в приведённой здесь технологии (рисунок 4). В случае отступления от технологии наблюдаются недопустимые дефекты макроструктуры сварных швов, такие как непровар, деформация тонкой кромки сварного соединения (рисунок 5).

Из рисунка 6 видно, что шов имеет грибовидную форму. Ширина сварного шва достигает 6,0 мм. Усиление шва составляет более 0,5 мм. Режим электронно-лучевой сварки обеспечивает проплавление на всю толщину основного металла до «замка». Граница сплавления тонкая, чёткая без грубых выделений по границам зёрен. Зона термического влияния состоит из рекристаллизованных равновесных зёрен строения и имеет ширину порядка 1,5 мм.

Результаты исследования могут быть использованы в перспективных проектах предприятия по созданию космических аппаратов и для исследования при изготовлении различных элементов других конструкций.

ВЫВОДЫ

1. Предложенная технология электронно-лучевой сварки асимметричных соединений длинномерных трубчатых изделий из алюминиевого сплава АМг6, использующая круговую развёртку с градиентом скоростей, существенно уменьшает изгиб изделия и находится в допуске параллельности на протяжении 300 мм в диапазоне 0–0,2 мм, что соответствует техническим требованиям конструкторской документации на конструкцию, обеспечивает качество металла шва первой категории и равнопрочность сварного соединения со свариваемой конструкцией.

2. Отработка новых режимов сварки конструкций подготовленных кромок позволяет сократить количество дефектов при проведении сварочных работ, что окажет положительное влияние на прочность изделий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Коржов К.Н., Панин Ю.В., Паршуков Л.И., Балыкин М.А. Способ электронно-лучевой сварки кольцевого соединения тонкостенной и толстостенной деталей, выполненных из разнородных алюминиевых сплавов // Патент на изобретение RU № 2803446. 2023. Бюл. № 26.

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.

Коржов К.Н., Паршуков Л.И., Соколова Ю.В. Электронно-лучевая сварка конструкции // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 4. С. 131-136.

Лихачев В.А., Малинин В.Г. Структурно-аналитическая теория прочности. Л.: Наука, 1992. 400 с.

Паршуков Л.И., Панин Ю.В., Коржов К.Н. Новая технология электронно-лучевой сварки для соединения разнородных материалов аксиальных тепловых труб // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 50-54.

Статья поступила в редакцию 16.07.2025

Статья после доработки 16.09.2025

Статья принята к публикации 16.09.2025

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 25.11.2025. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 10,0 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 16.12.2025

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»

424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

 **ВЕСТНИК**
НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

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 авторский 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 предоставляется 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@iaspace.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 ТЕЛЕФОНУ
8 (495) 286-60-00
доб. 26-40



55-ЛЕТИЮ ПОЛЁТА
АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ
«ЛУНА-16» ПОСВЯЩАЕТСЯ
ЗА ЛУНЫМ КАМНЕМ

