

С НОВЫМ
2025
ГОДОМ!



В ЭТОМ ГОДУ ИСПОЛНИЛОСЬ 85 ЛЕТ ОКБ-301
(НЫНЕ ОКБ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА)

ЗА ПОСЛЕДНИЕ ДЕСЯТИЛЕТИЯ НАМИ СОЗДАНЫ
УНИКАЛЬНЫЕ КРУПНОГАБАРИТНЫЕ

АСТРОФИЗИЧЕСКИЕ ОБСЕРВАТОРИИ
ЕДИНСТВЕННЫЕ В СТРАНЕ

ОНИ ИССЛЕДУЮТ ВСЕЛЕННУЮ В РАЗЛИЧНЫХ ДИАПАЗОНАХ
ДЛИН ВОЛН ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

ГЛАВНЫЕ И ГЕНЕРАЛЬНЫЕ КОНСТРУКТОРЫ РУКОВОДИТЕЛИ ОКБ НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ОБЪЕДИНЕНИЯ ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА



**Георгий Николаевич
БАБАКИН**

1965–1971

Герой социалистического труда СССР
Лауреат Ленинской Премии
доктор технических наук
член-корреспондент АН СССР



**Сергей Сергеевич
КРЮКОВ**

1971–1977

Герой социалистического труда СССР
Лауреат Ленинской
и Государственной премий СССР
доктор технических наук



**Вячеслав Михайлович
КОВТУНЕНКО**

1977–1995

Герой социалистического труда СССР
Лауреат Ленинской
и Государственной премий СССР
доктор технических наук, профессор
член-корреспондент АН УССР, АН СССР, РАН



**Станислав Данилович
КУЛИКОВ**

1996–2003

Лауреат Государственной премии РФ
и Премии Правительства РФ
доктор технических наук, профессор
академик РАКЦ



**Константин Михайлович
ПИЧХАДЗЕ**

2003–2005

Лауреат Государственной премии СССР
доктор технических наук, профессор
академик РАКЦ



**Георгий Максимович
ПОЛИЩУК**

2005–2010

Лауреат Государственной Премии РФ
доктор технических наук, профессор
академик РАН, РАКЦ



**Виктор Владимирович
ХАРТОВ**

2010–2015

Лауреат Премии Правительства РФ
доктор технических наук, профессор
академик РАКЦ



**Максим Борисович
МАРТЫНОВ**

2015–2017

кандидат технических наук



**Александр Евгеньевич
ШИРШАКОВ**

2017–н.вр.

кандидат технических наук

КОСМОНАВТИКА И РАКЕТОСТРОЕНИЕ

ВЕСТНИК
НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА
2024 4/66
октябрь–декабрь

с о д е р ж а н и е

Ширшаков А.Е., Моишеев А.А., Шостак С.В. На земле, в небе и в космосе (к 85-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина). Часть 1. ОКБ-301	3
Карчаев Х.Ж., Примаков П.В., Кудрявцев С.В. Первая отечественная рентгеновская орбитальная обсерватория (к 35-летию со дня запуска КА «ГРАНАТ»)	13
Моишеев А.А., Котляров Е.Ю., Кочетков А.Ю., Шабарчин А.Ф. Низкотемпературная система охлаждения фотоприёмных устройств космического телескопа и особенности её экспериментальной отработки	21
Грудев И.А., Литвинчук Э.А., Розин П.Е. Способ обеспечения солнечной ориентации КА при нештатной ситуации, связанной с отключением системы управления	29
Панин Ю.В., Гуров Р.И., Бондаренко В.А. Исследование стабильности функционирования контурных тепловых труб при изменении направления вектора силы тяжести	35
Абдурахимов А.А., Рыльков А.И., Матвеев Г.А. Модель обеспечения живучести СОТР космического аппарата	43
Черников П.С., Хамидуллина Н.М., Зефилов И.В., Артемов М.Е. К вопросу воздействия ионизирующего излучения космического пространства на электронную компонентную базу космических аппаратов информационного обеспечения. Одиночные эффекты	50
Назаров А.Е. Алгоритм формирования многоимпульсных программ коррекций круговых орбит для решения типовых задач. Часть 1	57
Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В., Телепнев П.П. Разработка и верификация расчётно-экспериментального метода исследования виброактивности электромеханического привода системы ориентации солнечных батарей космического аппарата	65
Розин П.Е., Литвинчук Э.А. Навигационное обеспечение малых космических аппаратов на низких орбитах с использованием аппаратуры спутниковой навигации	71
Кудрявцев С.В., Леун Е.В. К вопросу экспертной оценки технического уровня изделий ракетно-космической техники на примере инерционных пенетраторов на основе теории нечётких множеств	78
Петров Ю.А. К вопросу динамики посадки межпланетной станции и особенности конструкции ПУ для обеспечения функционирования трансформируемых систем	86
Вятлев П.А., Шеманов А.Г. Физические процессы взаимодействия лазерного излучения с константановой фольгой при изготовлении электрических нагревателей для космических аппаратов	94
Клименко Н.Н., Занин К.А. Актуальные направления создания и применения космических систем радиолокационного наблюдения в эпоху возрождения противостояния великих держав	101
Шеленкова Т.А., Панин Ю.В. К выбору проектных параметров теплового аккумулятора на основе тригидрата нитрата лития с применением программных пакетов симуляции физических процессов	109
Жуков А.О., Иванов К.А., Бондарева М.К., Окунов Е.В., Демичев А.А. Сеть НКУ ДКА – глобальная радиоинтерферометрическая сеть управления, навигации и связи с космическими аппаратами дальнего космоса	116
Власенков Е.В., Хамидуллина Н.М., Зефилов И.В. Оценка воздействия излучения радиоизотопного источника электроэнергии на космонавтов при эксплуатации пилотируемого негерметичного Лунохода	123
Макаров В.П., Петров А.С., Самойлов С.Ю. Краткий обзор методов подавления надирного эхосигнала в импульсных системах дистанционного зондирования поверхности Земли за рубежом	131
Коржов К.Н., Паршуков Л.И., Соколова Ю.В. Электронно-лучевая сварка конструкции	138
Воронцов В.А., Любезный Б.В., Хмель Д.С., Киспе Мендоза М.В., Шеремет А.А., Яценко М.Ю. Атмосферные зонды для исследования Венеры	144
Александров Л.Г., Константинов С.Б. Технология производства плоских листов пористого сетчатого материала (ПСМ) методом диффузионной сварки, производственная линия и испытательная база для изготовления изделий из ПСМ широкого спектра применения для космической отрасли	151

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
- журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК 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
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspacespace.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»
© АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефоны: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
факс: (495) 572 00 68
адрес электронной почты: VESTNIK@LSPACE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

главный редактор –

к.э.н.

Х.Ж. Карчаев

заместитель главного редактора –

д.т.н., профессор

В.В. Ефанов

редакционная коллегия

чл. СХ СССР, России **В.М. Давыдов**

д.т.н.

К.А. Занин

д.т.н.

Д.А. Кузнецов

к.т.н.

А.А. Моишеев

к.т.н.

И.В. Москатиньев

д.т.н.

А.Е. Назаров

д.т.н.

П.В. Федоркин

к.т.н.

В.С. Финченко

к.т.н.

А.Е. Ширшаков

редакционный совет

академик РАН

О.М. Алифанов

д.ф.-м.н., профессор

В.В. Асмус

д.т.н.

С.Э. Зайцев

академик РАН

Л.М. Зелёный

к.т.н.

Е.Н. Кузин

д.т.н., профессор

А.А. Любомудров

д.т.н., профессор

Ю.А. Матвеев

академик РАН

Г.А. Попов

д.т.н., профессор

В.В. Хартов

д.т.н., профессор

Е.Н. Хохлачев

д.т.н., профессор

С.Н. Шевченко

чл.-корр. РАН

Б.М. Шустов

**журнал является
рецензируемым изданием**

у ч р е д и т е л ь
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

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

ISSN 2075-6941



24004



9 772075 694002

chief editor –

c.sc. (ec.)

Kh.Zh. Karchayev

deputy chief editor –

d.eng., professor

V.V. Efanov

editorial board

member of

UA USSR, URA

d.eng.

d.eng.

c.sc. (eng.)

c.sc. (eng.)

d.eng.

d.eng.

c.sc. (eng.)

V.M. Davydov

K.A. Zanin

D.A. Kuznetsov

A.A. Moisheev

I.V. Moskatiniyev

A.E. Nazarov

P.V. Fedorkin

V.S. Finchenko

A.E. Shirshakov

editorial council

academician RAN

doctor of physical and mathematical

sciences, professor

d.eng.

academician RAN

c.sc. (eng.)

d.eng., professor

academician RAN

d.eng., professor

d.eng., professor

d.eng., professor

corresponding

member RAN

O.M. Alifanov

V.V. Asmus

S.E. Zajcev

L.M. Zelenyi

E.N. Kuzin

A.A. Lyubomudrov

Y.A. Matveev

G.A. Popov

V.V. Khartov

E.N. Khokhlachev

S.N. Shevchenko

B.M. Shustov

the journal is a reviewed publication

founder

«LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»

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

table of contents

Shirshakov A.E., Moisheev A.A., Shostak S.V.

On earth, in the sky and in space. On the 85th Anniversary of Lavochkin Association Research and Development Bureau. Part 1. R&D Bureau-301 3

Karchayev Kh.Zh., Primakov P.V., Kudryavtsev S.V.

On the 35th Anniversary of Granat SC launch: the first national autonomous orbital X-ray observatory 13

Moisheev A.A., Kotlyarov E.Y., Kochetkov A.Y., Shabarchin A.F.

Low-temperature cooling system for the space telescope photoreceivers and some features of its developmental testing 21

Grudev I.A., Litvinchuk E.A., Rozin P.E.

A method for ensuring the solar orientation of the spacecraft in an emergency situation associated with the shutdown of the control system 29

Panin Y.P., Gurov R.I., Bondarenko V.A.

Study of the loop heat pipes operation stability on change of the gravity vector direction 35

Abdurakhimov A.A., Rylkov A.I., Matveev G.A.

The spacecraft Thermal Control System survivability model 43

Chernikov P.S., Khamidullina N.M., Zefirov I.V., Artemov M.E.

On the issue of space ionizing radiation impact the information spacecraft electronic components. Single event effects 50

Nazarov A.E.

An algorithm for making of circular orbits' multiimpulse correction programs aimed at typical tasks solving. Part 1 57

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

Development and verification of a computational and experimental method for investigating the vibration activity of the electromechanical drive of the orientation system of the spacecraft solar panels 65

Rozin P.E., Litvinchuk E.A.

Navigation support for small spacecraft in low orbits using satellite navigation devices 71

Kudryavtsev S.V., Leun E.V.

To the question of expert assessment of the technical level of rocket and space technology products using the example of inertial penetrators based on the theory of fuzzy sets 78

Petrov Yu.A.

The interplanetary station landing dynamics and the landing system structural features aimed at transformable systems' functioning 86

Vyatlev P.A., Shemanov A.G.

The physical processes of interaction of laser radiation with constantan foil in the manufacture of electric heaters for spacecraft 94

Klimenko N.N., Zanin K.A.

Current areas of development and deployment of space-based radar surveillance systems in the renaissance of great powers confrontation 101

Shelenkova T.A., Panin Yu.V.

To the selection of design parameters of a heat storage based on lithium nitrate trihydrate using software packages for simulating physical processes 109

Zhukov A.O., Ivanov K.A., Bondareva M.K., Okunev E.V., Demichev A.A.

NKU DKA network – global radio interferometric network for control, navigation and communications with deep space spacecraft 116

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

An assessment of the radioisotope power source radiation effect on cosmonauts during operation of a manned unpressurized Lunar Rover 123

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

A brief review of nadir reflected signal suppression methods in abroad pulsed Earth remote sensing systems 131

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

Electron beam welding of structures 138

Vorontsov V.A., Liubeznyi B.V., Khmel D.S., Quispe Mendoza M.V., Sheremet A.A., Yatsenko M.Yu.

Atmospheric probes for Venus exploration 144

Aleksandrov L.G., Konstantinov S.B.

Production of porous-net flat sheets by diffused welding, manufacturing line and test facilities for porous-net products of vast scope space applications 151

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link <http://www.elibrary.ru>
- the journal is in the list of Russian editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION, 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 opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA»
- post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspase.ru>
- subscription index 37156 in catalogue periodicals «Gazeti i Jurnalni»
000 GK «URAL-PRESS»
© «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC» © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

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

**НА ЗЕМЛЕ, В НЕБЕ
И В КОСМОСЕ
(К 85-ЛЕТИЮ ОКБ
НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА).
ЧАСТЬ 1. ОКБ-301**

**ON EARTH, IN THE SKY AND IN SPACE.
ON THE 85TH ANNIVERSARY OF
LAVOCHKIN ASSOCIATION RESEARCH
AND DEVELOPMENT BUREAU.
PART 1. R&D BUREAU-301**



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



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



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

В статье (часть 1) содержится ретроспективный обзор работ, проведённых в опытно-конструкторском бюро (ОКБ-301) под руководством С.А. Лавочкина, начиная с 30-х годов прошлого века и по 1965 год, когда в ОКБ была передана космическая тематика.

Ключевые слова:
самолёты-истребители «Ла»;
всепогодный истребитель-перехватчик;
самолёт-мишень;
ЗРК С-25;
система ПВО «Даль»;
МКР «Буря»;
сверхзвуковая автоматизированная система перехвата К-15; Ла-250 («Анаконда»).

DOI: 10.26162/LS.2024.29.11.001

В историческом обзоре деятельности коллектива АО «НПО Лавочкина» можно отметить немало уникальных достижений, которые прославили отечественные проекты в области науки и техники и принесли им мировую известность. В 2022 году исполнилось 85 лет нашему предприятию: сначала это был авиа-

The part 1 of the article covers a lookback of activities of Research and Development Bureau (R&D Bureau-301) headed by Semen A. Lavochkin starting from 30s of last century and up to 1965 when it was handed over a space theme.

Key words:
LA family fighters;
all-weather fighter-interceptor;
target aircraft;
antiaircraft weapons system C-25;
Dal' air defense system;
Burya intercontinental cruise missile;
K-15 supersonic automated intercept system;
LA-250 (Anaconda).

ционный завод № 301, затем Машиностроительный завод имени С.А. Лавочкина, НПО имени С.А. Лавочкина, АО «НПО Лавочкина». А с 1939 года берет начало Опытно-конструкторское бюро (ОКБ). Это творческое объединение: ОКБ и завод – все эти годы успешно реализовывало уникальные проекты

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

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

фронтовых самолётов-истребителей, крылатой межконтинентальной ракеты «Буря», зенитных управляемых ракет, космических аппаратов и комплексов, разгонных блоков ракет космического назначения. Каждый новый проект АО «НПО Лавочкина», каждое новое уникальное задание Российской Академии наук и Роскосмоса – это реализация передовых идей и оригинальных решений, рождённых в конструкторских подразделениях ОКБ.

1. Крылья победы

Во второй половине 1930-х годов милитаризация экономики фашистской Германии, усиление территориальных притязаний Японии на Дальнем Востоке свидетельствовали о том, что война не за горами. Все более актуальной становилась задача скорейшего технического перевооружения Красной Армии, поставка в войска новых образцов военной техники, не уступающей лучшим зарубежным аналогам.

Совет Труда и Оборона нашей страны принимает ряд постановлений, стимулирующих развитие авиационной отрасли и связанных с ней направлений науки и техники и мобилизующих подготовку и приток на эти направления высококвалифицированных специалистов.

Правительство страны обратилось к самолётостроителям с призывом сосредоточить усилия на поиске новых конструкторских решений, позволяющих существенно улучшить тактико-технические характеристики боевых самолётов, не уступающие зарубежным аналогам, и оперативно запустить лучшие образцы в серийное производство. Семён Алексеевич Лавочкин в содружестве с Владимиром Петро-

вичем Горбуновым и Михаилом Ивановичем Гудковым (рисунок 1) разработали проект скоростного истребителя для ведения активного воздушного боя, для поражения и уничтожения самолётов противника мощным огнём в сочетании с большой скоростью полёта и высокой манёвренностью (*Шириаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022*).

Проект был одобрен, и 29 июля 1939 года вышло Постановление Комитета Оборона № 243сс, которое обязывает конструкторов Горбунова, Лавочкина и Гудкова, а также директора завода № 301 Эскина спроектировать и изготовить в 2-х экземплярах одноместный цельнодеревянный скоростной истребитель. Высшим руководством ВВС СССР для истребителя были заданы предельные характеристики: максимальная скорость горизонтального полёта – 650 км/ч; максимальная дальность – 600 км; высота полёта – до 12000 м; вооружение – скорострельная пушка 23 мм; по два пулемёта ШКАС и крупнокалиберных БС, а также возможность подвески восьми реактивных снарядов РС-82.

Дата выхода этого Постановления считается датой образования Опытно-конструкторского бюро (ОКБ) нашего предприятия. Результатом выполнения Постановления № 243 сс было создание самолёта-истребителя ЛаГГ-1 (рисунок 2), первого самолёта нового конструкторского коллектива (*Ефанов В.В., Серов Г.П. и др., 2022*).

ОКБ-301 пришлось создавать с нуля, на базе конструкторов КБ завода 301 и за счёт привлечения бывших сотрудников авиационных КБ Д.П. Григоровича и А.В. Сильванского (*Шириаков А.Е. и др., 2019*).

Истребитель И-301, названный позже ЛаГГ-1, создавался коллективом конструкторов в 95 человек



рисунок 1. С.А. Лавочкин, В.П. Горбунов, М.И. Гудков



рисунок 2. Истребитель И-301 на госиспытаниях, июнь 1940 года

и небольшим количеством рабочих в опытном цехе завода. Хорошо зная состояние нашей авиапромышленности, в том числе дефицит лёгких сплавов, а также новые разработки в области материаловедения и технологии, «триумvirат» предложил разработать скоростной истребитель с максимальным использованием в его конструкции древесины, а в особо нагруженных местах нового материала – так называемой «дельта-древесины».

Работы над опытным экземпляром длились меньше года и были закончены в феврале. После выполнения всех формальностей 30 марта 1940 года И-301 совершил первый вылет под управлением инженер-лётчика-испытателя НИИ ВВС А.И. Никашина. Самолёт сразу привлек внимание своей необычной тёмно-вишнёвой окраской. Весь деревянный планер был покрыт смолой ВИАМ-Б-3 и хорошо отполирован. Аэродромные остряки сразу прозвали И-301 «роялем» (Ефанов В.В., Серов Г.П. и др., 2022). Так появились истребители серии «ЛаГТ» (Лавочкин-Горбунов-Гудков).

Как только проект получил официальное признание, коллегия наркомата авиационной промышленности назначила Семёна Алексеевича Лавочкина ответственным конструктором проекта. Авторский триумvirат, создавший ЛаГТ-3, перестал существовать к концу 1940 года. Каждый из главных конструкторов избрал свой собственный творческий путь.



рисунок 3. Истребитель ЛаГТ-3



рисунок 4. Истребитель Ла-5 на участке сборки завода № 21 (г. Горький, 1943 год)

Второй опытный экземпляр с увеличенной дальностью полёта под именем ЛаГТ-3 (рисунок 3) в конце 1940 года был запущен в серийное производство сразу на нескольких авиационных заводах. К началу Великой Отечественной войны воздушный флот страны располагал более чем тремястами самолётами ЛаГТ-3. Запуск в крупномасштабное серийное производство самолёта ЛаГТ-3 выдвинуло С.А. Лавочкина и его ОКБ на передний край отечественного самолётостроения.

В преддверии войны С.А. Лавочкин был направлен в город Горький на завод им. Орджоникидзе № 21 для организации серийного производства ЛаГТ-3.

Уже при создании своего первого самолёта Семён Алексеевич проявил свою яркую особенность в подходе к решению научно-технических проблем как новатор, первооткрыватель, конструктор с обострённым чувством нового, идущий в своих проектах на шаг впереди. Любимым выражением его было: «При создании летательных аппаратов есть закон: хорошо не то, что хорошо сегодня, а то, что будет хорошо и завтра!». Понимая, что возможности боевого истребителя необходимо наращивать, Лавочкин сумел заменить двигатель М-105 на более мощный двигатель воздушного охлаждения (М-82), применявшийся до этого только на бомбардировщиках (Ефанов В.В., Серов Г.П. и др., 2022).

В сентябре 1942 года новый истребитель, получивший название Ла-5 (рисунок 4), впервые и весьма эффективно участвовал в сражениях за Сталинград, а его последующая модификация Ла-5ФН достиг превосходства над фашистскими истребителями «Мессершмитт-109» и «Фокке-Вульф-190» в боях на Курском направлении. За создание Ла-5 главный конструктор С.А. Лавочкин в июне 1943 года (рисунок 5) был удостоен звания Героя Социалистического Труда. Орденами и медалями также награждены многие работники ОКБ и серийного завода.



рисунок 5. С.А. Лавочкин, 1943 год

С.А. Лавочкин всегда внимательно относился к замечаниям фронтовых лётчиков (рисунок 6) и старался их учесть при ближайшей доработке партии самолётов.

Доработав аэродинамику истребителя, уменьшив его массу за счёт применения в конструкции алюминиевых сплавов и резко увеличив скороподъёмность, работникам ОКБ удалось создать самолёт Ла-7 (рисунок 7), признанный лучшим советским истребителем времён войны (*Ширшаков А.Е. и др., 2019*).



рисунок 6. С.А. Лавочкин и И.Н. Кожедуб, май 1945 год

Всего за 1941–1945 годы было построено 6528 ЛаГГ-3, 10002 Ла-5 и 5905 Ла-7 всех модификаций, т.е. всего 22435 самолётов, что составило 37% от общего выпуска истребителей заводами НКАП за эти годы (*Ефанов В.В., Серов Г.П. и др., 2022*).

Вклад ОКБ С.А. Лавочкина в общее дело защиты Отечества в октябре 1944 года был отмечен высшей государственной наградой – орденом Ленина.

2. У истоков эпохи реактивной авиации

В октябре 1945 года после вынужденного на время войны разобщения коллективы ОКБ и завода № 301 вновь соединили творческий потенциал на Химкинской земле в борьбе за достижение звуковых и сверхзвуковых скоростей полёта. Наступила эпоха реактивной авиации.

Ещё в 1945–1946 годах предпринимались попытки использовать реактивные ускорители конструкции В.П. Глушко, М.М. Бондарюка, В.Н. Челомея на истребителе Ла-7. Это была, что называется «проба пера», вхождение в проблему. Учились на ошибках (рисунок 8).

Борьба за скорость высветила две основные технические проблемы: создание мощных реактивных авиационных двигателей и оптимизация аэродинамики самолётов на сверхзвуковых скоростях.

ОКБ С.А. Лавочкина оказалось на переднем рубеже решений приоритетных научно-технических задач отечественного авиастроения.

За два года (с 1946 по 1947 годы) были разработаны, изготовлены и испытаны шесть модификаций опытных реактивных самолётов: «150», «152», «154», «156», «150Ф», «160». Все они были нацелены на поиск возможностей увеличения скорости полёта за счёт формы и профиля крыла, конструктивных и аэродинамических нововведений.

Большое значение в то время приобретала задача поиска формы крыла. Проектно-конструкторские работы, проводимые в ОКБ, стали отличаться более высоким уровнем кооперации с ведущими профильными научно-исследовательскими учреждениями авиационной отрасли. Больше внимания в ОКБ стало уделяться математическим расчётам, наземной отработке, моделированию (*Ширшаков А.Е. и др., 2019*).

Теоретические изыскания в области аэродинамики больших скоростей привели к необходимости создания стреловидного крыла. ОКБ-301 совместно с ЦАГИ спроектировало, изготовило и испытало в 1947 году первый отечественный истребитель со стреловидным крылом Ла-160.

В декабре 1948 года реактивный Ла-176 (рисунок 9) со стреловидностью крыла 45° первым в стране преодолел звуковой барьер в полёте со снижением. Комиссия в составе профессоров И.В. Остославского,



рисунок 7. Истребитель Ла-7



рисунок 8. Опытный истребитель Ла-7Р-2, повреждённый взрывом реактивного ускорителя РД-1 при испытаниях 27 марта 1945 года



рисунок 9. Истребитель Ла-176

В.Н. Матвеева, В.В. Струминского записала в аварийном акте важный вывод: «В процессе заводских лётных испытаний самолёта «176» с двигателем ВК-1 достигнута скорость, равная скорости звука. Такая скорость получена в СССР впервые. Полученные материалы лётных испытаний самолёта «176» представляют исключительную ценность для нашей скоростной авиации» (Ефанов В.В., Серов Г.П. и др., 2022).

Для обеспечения потребности ВВС СССР в реактивной авиации, в ОКБ-301 были развёрнуты работы по созданию нового фронтового истребителя. Опытный образец «174» был передан на испытания в ЛИИ 31 декабря 1947 года, первый вылет совершён 8 января 1948 года. Самолёт испытывал шеф-пилот ОКБ С.А. Лавочкина Иван Евграфович Федоров.

Для истребителя «174» было выбрано крыло с углом стреловидности $37^{\circ} 20'$ (рисунок 10), большое внимание было уделено обеспечению высокой точности внешних обводов. Важность точности обводов предполагалось конструкторами ещё при проектировании самолёта, поэтому допуски на них были ужесточены в 5–8 раз по сравнению с поршневыми истребителями.

Основываясь на результатах испытаний опытных образцов, были откорректированы чертежи для серийного производства и первые два серийных самолёта Ла-174 были изготовлены заводом № 21 (г. Горький) в январе 1949 года. Апрель месяц 1949 года прошёл под знаком форсирования работ по Ла-174: Совет Министров утвердил акты государственных и контрольных испытаний Ла-174, самолёту официально было присвоено наименование «Ла-15» (рисунок 11). 19 мая 1949 года в 196-м истребительном авиаполку начались войсковые испытания 20 самолётов Ла-15 производства завода № 21. Но к этому времени правительством уже было принято решение об оставлении в серийном производстве только одного истребителя – МиГ-15. Общий выпуск «Ла-15», завершившийся в 1949 году, оказался невелик и составил 235 машин (189 шт. на 21-м заводе и 46 шт. на 292-м в Саратове). Самолёты Ла-15 эксплуатировались затем в строевых частях ПВО Московского и Бакинского округов вплоть до 1954 года (Ефанов В.В., Серов Г.П. и др., 2022)

Новой творческой задачей для ОКБ стало создание всепогодных истребителей-перехватчиков. Первый из них, двухместный самолёт «200», с двумя



рисунок 10. Опытный истребитель «174Д» на госиспытаниях, август 1948 года

двигателями ТРД ВК-1, со среднерасположенным крылом стреловидностью 40° , оснащённый первой отечественной радиолокационной станцией перехвата «Торий-А», совершил первый полёт 16 сентября 1949 года (рисунок 12). При полётном весе 9910 кг показал отличные лётные данные по скорости и скороподъёмности. Максимальная скорость составила 1090 км/ч на высоте 3500 м, время набора высоты 5000 м – 2,35 мин, 10000 м – 5,85 мин, потолок – 15200 м.



рисунок 11. Серийный истребитель Ла-15, лето 1949 года



рисунок 12. Опытный перехватчик «200» с РЛС «Торий-А» на госиспытаниях, 1950 год

В период с 1949 по 1951 год в ОКБ был создан одноместный дневной истребитель-перехватчик «190» со стреловидностью крыла 55° , который должен был иметь: максимальную скорость на $H=5000$ м – 1200–1250 км/ч; потолок – 17000 м; время набора 10000 м – 3,5 мин; дальность полёта на высоте 12000 м – 1200 км; иметь пушечное вооружение 2×37 или 3×23 и радиолокатор перехвата. Все основные конструктивные новшества самолёта в полёте были испытаны, а доводка самолёта и двигателя до боеготового состояния потребовала бы много сил и времени, поэтому работы по нему не возобновлялись (Ефанов В.В., Серов Г.П. и др., 2022).

Испытания реактивных первенцев ОКБ-301 позволили получить неоценимый опыт по проектированию и отработке отечественной реактивной авиации. К этому времени в ОКБ-301 сформировалась конструкторская школа С.А. Лавочкина, способная решать сложные научно-технические задачи совместно с учёными Академии наук, с ведущими НИИ авиационной промышленности – ЦАГИ, ЛИИ, ЦИАМ, ВИАМ и др. Характерными особенностями коллектива ОКБ-301 являлись:

- оригинальная и тщательно проработанная проектная документация;
- высокопрофессиональное проведение аэродинамических, тепловых и прочностных расчётов;
- уникальные конструктивно-технологические решения;
- расширение объёмов наземной экспериментальной отработки, развитие и совершенствование испытательной базы ОКБ.

Семён Алексеевич Лавочкин первым из советских авиаконструкторов решил дополнить своё КБ экспериментальной базой, которая позволяла перенести центр тяжести испытательной работы с воздуха на землю. А лётные испытания должны были только подтвердить результаты, полученные в лаборатории.

3. Опережая на полвека

В 1949–1950 годах Лавочкину для загрузки ОКБ было необходимо найти новую тему для заказов и была предложена разработка управляемого беспилотного самолёта-мишени. Военные активно поддержали эту инициативу и 10 июня 1950 года вышло Постановление Совета Министров СССР, где ОКБ-301 поручалась разработка самолёта-мишени с высотой полёта 8000–10000 м, максимальной скоростью полёта 800–850 км/ч и дальностью управляемого полёта 50 км. Разработанный беспилотник (обозначение «201») представлял собой моноплан со среднерасположенным крылом. Средняя часть фюзеляжа одновременно являлась топливным баком, в передней части фюзеляжа размещался контейнер парашютно-ракетной системы спасения (ПРС),



рисунок 13. Самолёт-мишень Ла-17М готовится к взлёту

в носовой его части под обтекателем размещалось радиооборудование, в хвостовой – автопилот. Под фюзеляжем крепился двигатель ПВРД. В серии самолёт-мишень «201» получил наименование Ла-17. Самолёт-мишень подвешивался под крылом самолёта-носителя ТУ-4, откуда стартовал после набора высоты. Серийно Ла-17 выпускался с 1956 по 1960 годы, всего было изготовлено 847 Ла-17 (Ефанов В.В., Серов Г.П. и др., 2022).

В середине 1956 года вышло Постановление правительства, по которому ОКБ-301 поручалась разработка беспилотного фоторазведчика на базе изделия «201» с индексом «201ФР». Следующая модификация с индексом «203» была призвана внедрить схему запуска самолёта-мишени с подвижной наземной установки. По результатам успешных испытаний самолёт-мишень «203» передали в серийное производство под обозначением Ла-17М (рисунок 13).

В последующие годы было создано ещё несколько модификаций самолёта-беспилотника Ла-17, выпускавшихся серийно и принятых на вооружение. Самолёт-фоторазведчик «204» (Ла-17Р) стал первым в СССР армейским тактическим беспилотным фоторазведчиком. Следующая модернизация «204М» (Ла-17РМ) отличалась складывающимися крыльями и килем, с новой широкозахватной системой фотографирования. Очередная модернизация самолёта-мишени «202» была запущена в серийное производство под обозначением Ла-17ММ. Затем был создан унифицированный беспилотный самолёт Ла-17У. В зависимости от устанавливаемого оборудования использовался как самолёт-мишень (Ла-17УМ) либо как фоторазведчик (Ла-17УР). Выпуск самолётов-мишеней Ла-17ММ продолжался и в восьмидесятые годы, а модификация Ла-17К изготавливалась до середины 1993 года (Ефанов В.В., Серов Г.П. и др., 2022).

Ла-17 стал единственным изделием ОКБ, которое изготавливалось и за рубежом (по лицензии в КНР).

4. На охране наших рубежей

В сентябре 1950 года Лавочкину было предложено заняться разработкой совершенно новой для него самого и его ОКБ техники – первых отечественных зенитных управляемых ракет (ЗУР). С этого момента все основные силы ОКБ и завода были переключены на выполнение этого задания первостепенной важности.

В середине прошлого века ОКБ С.А. Лавочкина становится одним из основных предприятий военно-промышленного комплекса СССР. Ему поручается создание новых средств защиты от воздушного нападения и новых видов стратегического сдерживания. В сентябре 1950 года наше предприятие постановлением Правительства было назначено разработчиком зенитной управляемой ракеты системы ПВО Москвы «Беркут» (в дальнейшем получившей наименование «С-25»). Это была первая в стране система противовоздушной обороны, базирующаяся на применении стационарных зенитных комплексов, размещённых вокруг защищаемого объекта, предназначалась для уничтожения самолётов противника на высотах 20–25 км со скоростями до 1000 км/ч.

С каждой новой задачей ОКБ проявляет всё большую склонность к созданию аппаратов с автоматическим управлением. Соответственно модернизируется производственная и испытательная база, проводится ряд структурных реорганизаций ОКБ, коллектив пополняется специалистами необходимого профиля.

В 1951 году по приглашению С.А. Лавочкина на работу в ОКБ переходит Георгий Николаевич Бабакин на должность руководителя отдела систем управления и электронного моделирования. По решению правительства для участия в создании ракет в коллектив ОКБ-301 были направлены специалисты из НИИ-88: Д.К. Бронтман, Е.А. Вайнер, Н.В. Деревянский, Н.Д. Копырин, М.Б. Файнштейн и другие – всего около 50 опытных инженеров.

Первое задание в области ракетостроения было сформулировано И.В. Сталиным: «...нам надо незамедлительно приступить к созданию системы противовоздушной обороны Москвы, рассчитанной на отражение массированного налёта авиации противника с любых направлений». Речь шла о защите от ядерного оружия, которым располагал потенциальный противник при использовании им авиационных средств доставки. Потребовались специальные системы ПВО на основе зенитно-ракетных комплексов (Мошшеев А.А., 2024).

Перед коллективом ОКБ стояла задача разработки зенитных управляемых ракет класса «земля-воздух» (В-300 и В-500) и управляемых ракет класса «воздух – воздух». Ракета В-300 (заводской индекс «205»)

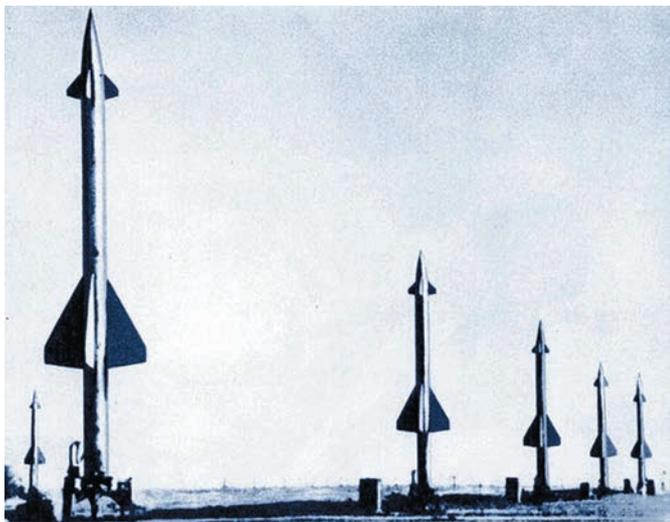


рисунок 14. Зенитная ракета В-300 ЗРК С-25

была создана немногим более чем за год. В начале 1955 года система ПВО «С-25» была принята на вооружение. В дальнейшем ЗУР В-300 (рисунок 14) несколько раз модернизировалась в части совершенствования двигательной установки и увеличения

поражающей способности. Система С-25 была принята на вооружение в 1955 году и несла боевое дежурство около 30 лет. За работы по созданию ракет для ПВО Москвы коллектив ОКБ и завода был награждён орденом Трудового Красного Знамени.

В процессе создания и дальнейшей модификации ракеты в ОКБ С.А. Лавочкина был проделан большой объём работ по обеспечению длительного хранения ракет в заправленном состоянии, включая средства защиты от агрессивных компонентов топлива. Эти конструкторские наработки были в дальнейшем использованы в других ракетных системах ОКБ.

В 1955 году коллектив ОКБ-301 приступил к проектированию зенитной управляемой ракеты для системы ПВО «Даль» (заводской индекс ракеты – «400»). Работы велись в напряжённом ритме, основные проблемы были связаны с отладкой взаимодействия радиолокатора и электронно-вычислительной машины. Система ПВО «Даль» предназначалась для обороны крупных промышленных центров от самолётов и крылатых ракет, летящих на высотах от 5 до 30 км со скоростями от 1500 до 3000 км/ч (Ширшаков А.Е. и др., 2019).

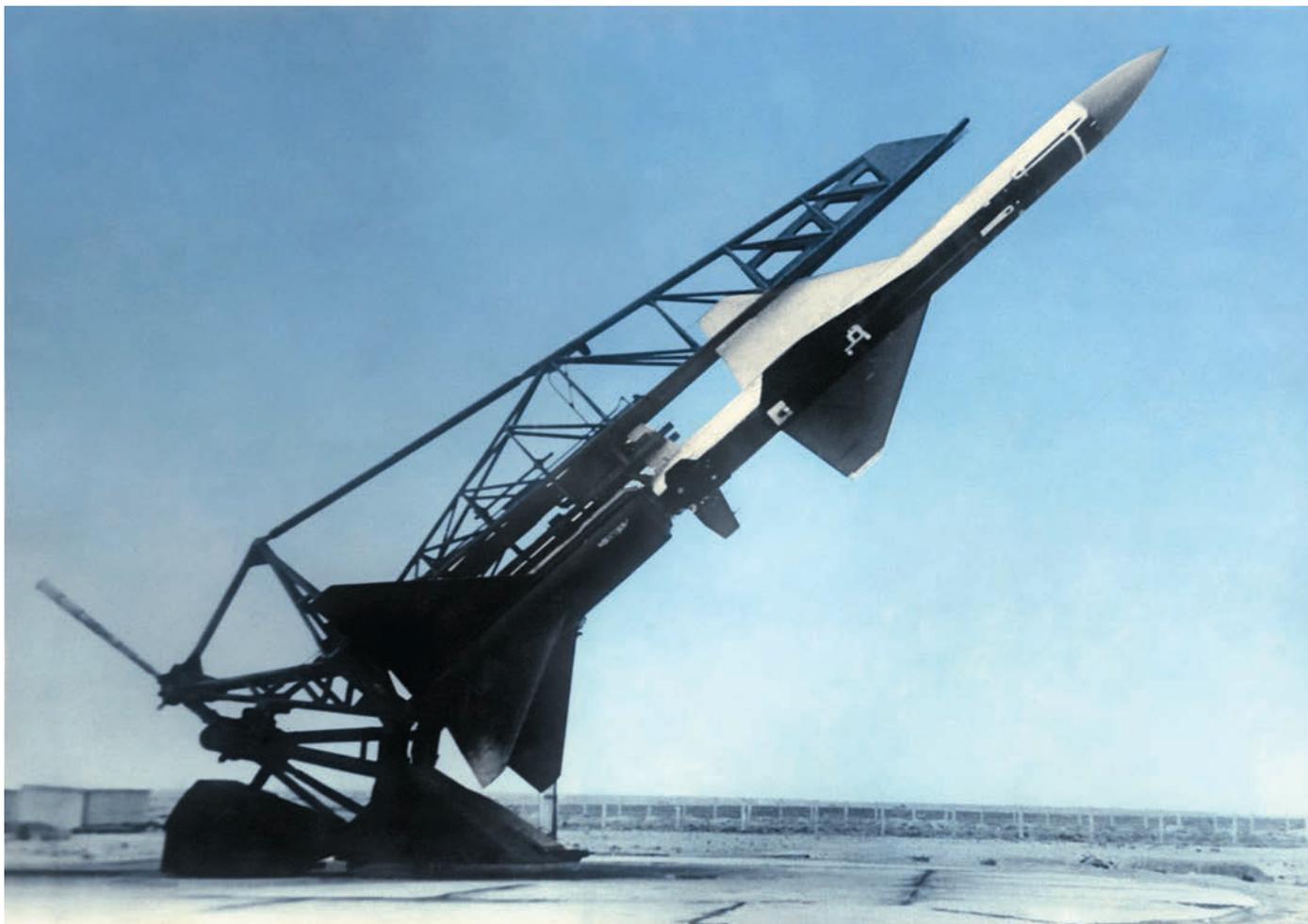


рисунок 15. Зенитная ракета «400» системы ПВО «Даль» на пусковой установке



рисунок 16. Всепогодный сверхзвуковой истребитель-перехватчик Ла-250

Ракета «400» (рисунок 15) к маю 1960 года прошла довольно большой объём автономной лётной отработки: было выполнено уже 25 пусков телеметрических ракет, 19 из которых на полигоне Сары-Шаган.

8 июня в присутствии Лавочкина был произведён 29-й с начала испытаний пуск телеметрической ракеты «400», впервые оснащённой РЛГС «Зенит». РЛГС сработала нормально – начальный промах в 360 метров к 31-й секунде полёта (встрече с мишенью) был доведён до 11 метров. Это был первый, пусть и небольшой успех «Дали» – ракета перехватила цель, продемонстрировав успешную работу контура самонаведения. Главной особенностью системы «Даль» – новая интеллектуальная наземная часть. Система позволяла производить одновременное слежение

и наведение 10 ракет на 10 целей с автоматическим переключением на самонаведение при захвате цели радиолокационной головкой.

В 1953 году правительственным решением было поддержано инициативное предложение ОКБ-301 о создании принципиально новой сверхзвуковой автоматизированной системы перехвата К-15, которая предполагала сочетание потенциала лётных характеристик сверхзвукового всепогодного истребителя-перехватчика, радиоуправляемых ракет класса «воздух-воздух» и возможностей бортовой радиолокационной станции обнаружения целей и наведения ракет. Это был последний проект ОКБ в области создания пилотируемых летательных аппаратов.

Сверхзвуковой высотный истребитель-перехватчик для этой системы получил обозначение «250» («Анаконда») (рисунок 16). Он предназначался для борьбы с бомбардировщиками, летающими на высотах до 20000 м со скоростью до 1250 км/ч. Экипаж истребителя 2 человека, расчётная максимальная скорость 1600 км/ч. Самолёт оснащался двумя радиоуправляемыми авиационными ракетами «275» класса «воздух – воздух» собственной разработки для перехвата целей на удалении до 500 км от аэродрома базирования. Лавочкин С.А. взял на себя непростую задачу – создание не только перехватчика, но и управляемой по радиоканалу ракеты. Система предполагала обнаружение и захват цели с помощью бортового радиолокатора, атаку и пуск ракет по командам бортового



рисунок 17. Общий вид МКР «Буря»

счётно-решающего устройства. Многие в проекте было впервые: от аэродинамических компоновок, конструктивно-технологических решений, систем управления, силовых установок до радиолокационного прицела (*Ширшаков А.Е. и др.*, 2019).

В содружестве со специалистами ЦАГИ была начата работа по созданию экспериментальной базы ОКБ для прочностных и кинематических испытаний. Электронно-вычислительные машины в тот же период только начинали входить в жизнь. С.А. Лавочкин обратился за помощью к академику С.А. Лебедеву, под руководством которого в нашей стране создавалась первая цифровая вычислительная машина (МЭСМ). Вскоре специальный стенд для отработки самолёта ЛА-250 был создан в ОКБ. Лётчик-испытатель М.Л. Галлай, вспоминая о том времени, рассказывал: «Сидя в кабине стенда можно было действовать рычагами управления, а на экране осциллографов наблюдать за ответными действиями самолёта. За несколько минут работ на этом стенде мы с Шияновым в дым разбили «Анаконду» не меньше, чем по 10 раз каждый» (*Ивановский О.Г. и др.*, 2000).

Заводские испытания «Ла-250» продолжались с июля 1956 по март 1959 года. Всего было изготовлено 5 экземпляров самолётов, однако работы по системе К-15 прекратились, задание на разработку аналогичной системы были переданы в ОКБ А.Н. Туполева (*Ефанов В.В., Серов Г.П. и др.*, 2022).

5. Крылатая ракета межконтинентальной дальности

В конце сороковых годов перед советскими конструкторами встал вопрос доставки ядерных боезарядов на большую дальность. Существующие и перспективные баллистические ракеты имели в то время недостаточную дальность полёта для поражения целей на территории вероятного противника, а самолёты для выполнения боевой задачи должны были преодолевать мощную систему ПВО противника.

Постановлением правительства 20 мая 1954 года ОКБ-301 С.А. Лавочкина поручалась разработка межконтинентальной ракеты для доставки ядерной боевой части, получившей название «Буря».

К работам по программе «КРМД» («Крылатая ракета межконтинентальной дальности») «Буря» привлекли ОКБ-301 во главе с С.А. Лавочкиным (рисунки 17).

Заданная скорость полёта МКР должна была соответствовать числу $M=3$, дальность – 8000 км. Руководил работами по «Буре» Н.С. Черняков, ставший в 1957 году главным конструктором по этой теме. Проведённые 18 испытательных запусков МКР

«Буря» доказали возможность достижения характеристик, заданных в техническом задании, и обеспечить расчётную дальность действия.

Работа в области ракетостроения стала мощным импульсом для развития самого предприятия. Были созданы новые подразделения с углублённой спецификой, развивалась испытательная и производственная базы. При создании ракеты ОКБ провело большой объём исследований, были разработаны новые технологии и развито несколько важных направлений. Специально для «Бури» впервые была создана астронавигационная система, освоено производство элементов конструкции из титановых сплавов, разработан сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, для расчётов начали применяться электронные цифровые вычислительные машины (*Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

Успешно была решена задача устойчивой работы прямоточного двигателя на переходных режимах без возникновения эффекта помпажа.

К сожалению, «Буря», задуманная как прорывной проект, попросту не выдержала конкуренции с межконтинентальными баллистическими ракетами, появившимися в СССР в конце пятидесятых годов, вследствие чего, несмотря на ряд успешных испытательных полётов, проект был закрыт.

список литературы

Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж., Серов Г.П., Мошшеев А.А., Ширшаков А.Е. 85 лет НПО Лавочкина. Книга 1. АО «НПО Лавочкина», 2022. 414 с.

Ивановский О.Г. и др. С.А. Лавочкин // Изд. «БЛОК-Информ-Экспресс», 2000. 112 с.

Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. К.М. Пиччадзе и д-ра техн. наук, проф. В.В. Ефанова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 692 с.

Мошшеев А.А. Наш Георгий Николаевич Бабакин (к 110-летию со дня рождения) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 3. С. 3-12.

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

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

Статья поступила в редакцию 21.10.2024

Статья после доработки 28.10.2024

Статья принята к публикации 30.10.2024

ПЕРВАЯ ОТЕЧЕСТВЕННАЯ АВТОНОМНАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ РЕНТГЕНОВСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ (К 35-ЛЕТИЮ СО ДНЯ ЗАПУСКА КА «ГРАНАТ»)

ON THE 35TH ANNIVERSARY OF GRANAT SC LAUNCH: THE FIRST NATIONAL AUTONOMOUS ORBITAL X-RAY OBSERVATORY



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



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



С.В. Кудрявцев¹,
кандидат
технических наук,
KudriavtsevSV@laspace.ru;
S.V. Kudryavtsev

В статье приведён краткий обзор проектов по созданию первой отечественной автономной орбитальной рентгеновской астрофизической обсерватории «ГРАНАТ» и её современной преемницы – орбитальной обсерватории «СПЕКТР-РГ».

Ключевые слова:
орбитальная астрофизическая обсерватория;
ГРАНАТ; СПЕКТР-РГ;
рентгеновский телескоп;
гамма-телескоп.

DOI: 10.26162/LS.2024.20.58.002

Современная астрономия – сложная разветвлённая область знаний. Общее определение астрономии как фундаментальной науки, предметом которой является изучение природы Вселенной, т.е. различных космических объектов и процессов, протекающих в космосе в различных пространственных и временных условиях, понятно каждому. Однако в практике научных исследований можно встретить довольно много различных разновидностей «астрономий». Одни из них получили своё название по предмету исследования и, частично, по историческим причинам («звёздная»,

The article presents a brief survey of development of the first national autonomous GRANAT orbital X-ray astrophysical observatory mission and its present successor – the SPEKTR-RG orbital observatory mission.

Key words:
orbital astrophysical observatory;
GRANAT; SPEKTR-RG;
X-ray telescope;
gamma-ray telescope.

«внегалактическая» и т.д.). Другие – по степени прикладного назначения («практическая», «мореходная» и т.д.). Пожалуй, наиболее часто выделение «астрономий» происходит по спектральному (энергетическому) диапазону и по технологии наблюдений: гамма-, рентгеновская, оптическая, инфракрасная, радио-, гравитационная и т.д. Конечно, все эти «астрономии» не являются «изолированными» друг от друга. Речь идёт лишь о различных технологиях изучения объектов и процессов во Вселенной. Некоторые из таких «астрономий» предоставляют возможность

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

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

ПЕРВАЯ ОТЕЧЕСТВЕННАЯ АВТОНОМНАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ РЕНТГЕНОВСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ (К 35-ЛЕТИЮ СО ДНЯ ЗАПУСКА КА «ГРАНАТ»)

получать важные научные сведения практически обо всех астрономических объектах, другие – только об избранных классах объектов, и каждый технологический подход имеет свои преимущества (Шустов Б.М. и др., 2014).

Создание орбитальных инструментов для исследования космических объектов является апогеем современной астрономии, и наша страна по праву считается лидером в этой высокотехнологичной и наукоёмкой области.

Уже в конце 1980-х годов в Советском Союзе при участии международной кооперации была создана уникальная орбитальная астрофизическая обсерватория «ГРАНАТ» (рисунок 1), которая исследовала галактические и внегалактические источники в рентгеновском и гамма-диапазонах электромагнитного излучения.

Запуск КА «ГРАНАТ» осуществлён 1 декабря 1989 года на четырёхступенчатой ракете-носителе «Протон-К» с разгонным блоком «ДМ» в качестве 4-й ступени. Стартовая масса КА «ГРАНАТ» – 4402 кг. При этом общая масса комплекса научной аппаратуры составила 2146 кг.

Обсерватория была нацелена на проведение детальных исследований компактных и протяжённых космических источников в широком диапазоне излучений – от 2 кэВ до 100 МэВ. Это позволяло определять температуру тепловой плазмы в скоплениях галактик, рентгеновских пульсарах, аккреционных дисках вокруг чёрных дыр, для выявления космических объектов, где работают нетепловые механизмы излучения.

Научная программа КА «ГРАНАТ» включала в себя:

- построение изображения с высоким разрешением и высокой чувствительностью участков небесной сферы в гамма- и рентгеновском диапазонах, локализацию дискретных источников рентгеновского и гамма-излучений;
- исследование спектральных характеристик излучения космических источников в рентгеновском и гамма-диапазонах длин волн и их поведения во времени;
- измерение линейной поляризации излучения рентгеновских источников;
- исследование фонового рентгеновского излучения Вселенной, его мелкомасштабной изотропии;

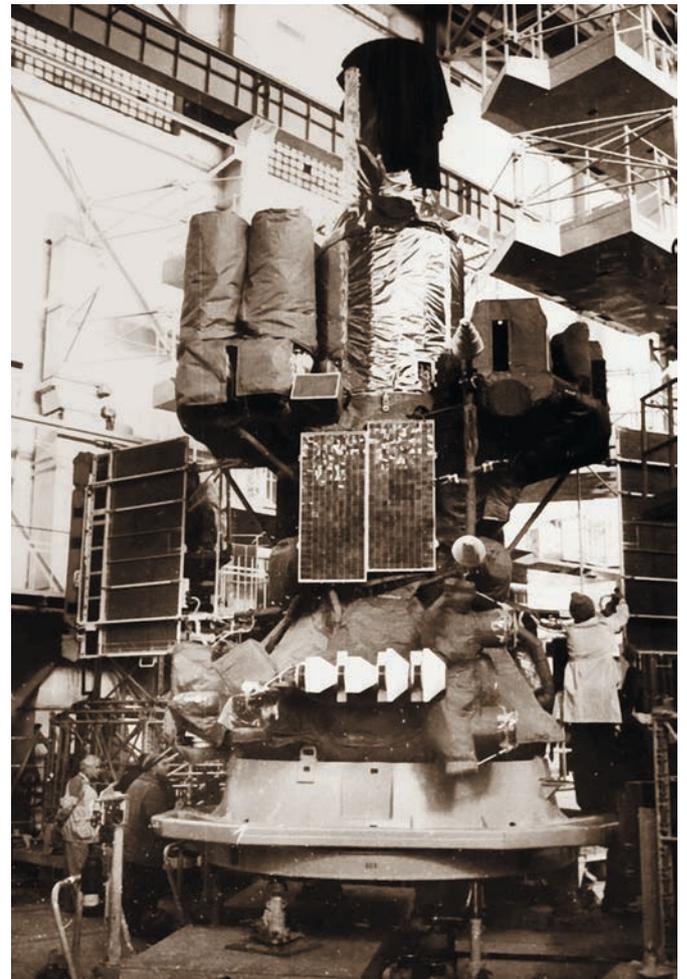


рисунок 1. Орбитальная астрофизическая обсерватории «ГРАНАТ»

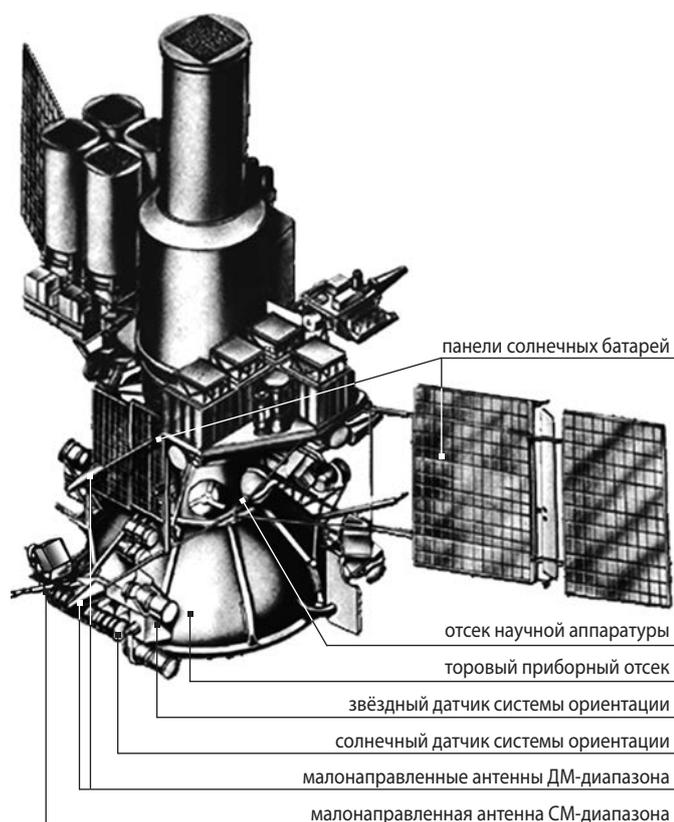


рисунок 2. Схема обсерватории «ГРАНАТ»

- патрульное слежение за небесной сферой с целью обнаружения и изучения источников рентгеновского и гамма-излучений.

При создании астрофизической обсерватории «ГРАНАТ» за основу был взят служебный модуль космического аппарата КА «АСТРОН», конструкция которого была доработана.

В связи с появлением на борту нового и более тяжёлого комплекса научной аппаратуры изготовлена новая коническая проставка, соединяющая торовый приборный отсек с опорным цилиндром (рисунок 2).

Торовый приборный отсек герметичный. В нём размещены жизненно важные системы аппарата, обеспечивающие его функционирование на орбите ИСЗ: радиокomплекс, телеметрическая система, система автономного управления ориентацией и стабилизацией, система электропитания, элементы системы терморегулирования, блоки электроавтоматики. Снаружи на торовом отсеке, на стороне аппарата, постоянно обращённой к Солнцу, расположен блок астродатчиков, состоящий из оптико-электронных приборов ориентации на Солнце и звезду.

Более массивный, чем его предшественник, телескоп «Сигма» потребовал также усиления конструкции опорного цилиндра. Встроена внутренняя перегородка, перпендикулярная продольной оси опорного цилиндра и разделяющая его на две части.

Верхняя часть представляет собой герметичный отсек, в котором расположены электронные блоки научной аппаратуры.

В качестве генератора электрической энергии на космическом аппарате применялись солнечные батареи с кремниевыми фотопреобразователями. Конструктивно они состояли из трёх панелей. Две панели, каждая из которых имеет две складывающиеся секции, расположены симметрично относительно продольной оси аппарата на фермах, крепящихся к опорному цилиндру. До выведения космического аппарата на рабочую орбиту ИСЗ они находятся в сложенном положении и раскрываются после его отделения от разгонного блока. Третья панель солнечной батареи установлена неподвижно на опорном цилиндре. Общая площадь солнечных батарей $8,2 \text{ м}^2$ (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

Устойчивая радиосвязь КА «ГРАНАТ» с Землёй при любой ориентации обеспечивалась установленными на орбитальном модуле малонаправленными приёмопередающими антеннами дециметрового и сантиметрового диапазонов.

Управление угловым положением аппарата при его ориентации и стабилизации в пространстве осуществляется газореактивными соплами, работающими на сжатом азоте.

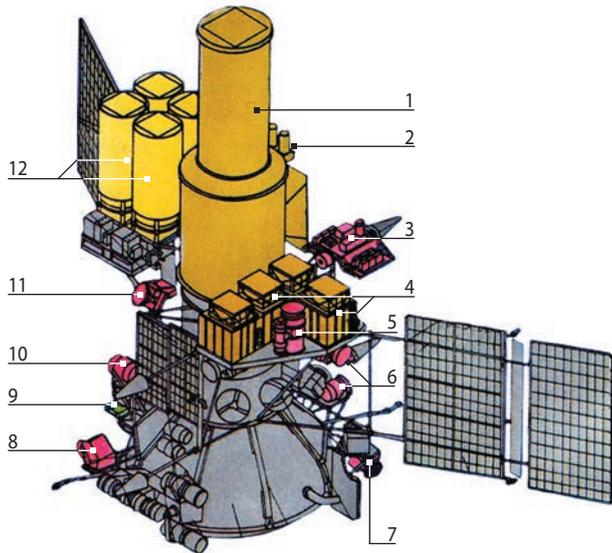
Для поддержания требуемой температуры газа в герметичных приборных отсеках на орбитальном модуле установлены радиаторы. Радиатор-нагреватель размещён на торовом приборном отсеке и своей рабочей поверхностью постоянно обращён к Солнцу, радиатор-охладитель установлен на опорном цилиндре с теневой стороны. Соединённые с герметичными приборными отсеками трубчатыми газоходами, они образуют замкнутую активную газоциркуляционную систему терморегулирования. Появление ещё одного герметичного отсека потребовало изменения, по сравнению с КА «АСТРОН», прокладки воздухопроводов системы терморегулирования.

Снаружи космический аппарат закрыт многослойной экранно-вакуумной теплоизоляцией, за исключением окон оптических датчиков ориентации и рабочих поверхностей некоторых научных приборов, к которым предъявляются специальные требования.

Научная аппаратура на борту орбитальной обсерватории «ГРАНАТ» была разделена на две группы:

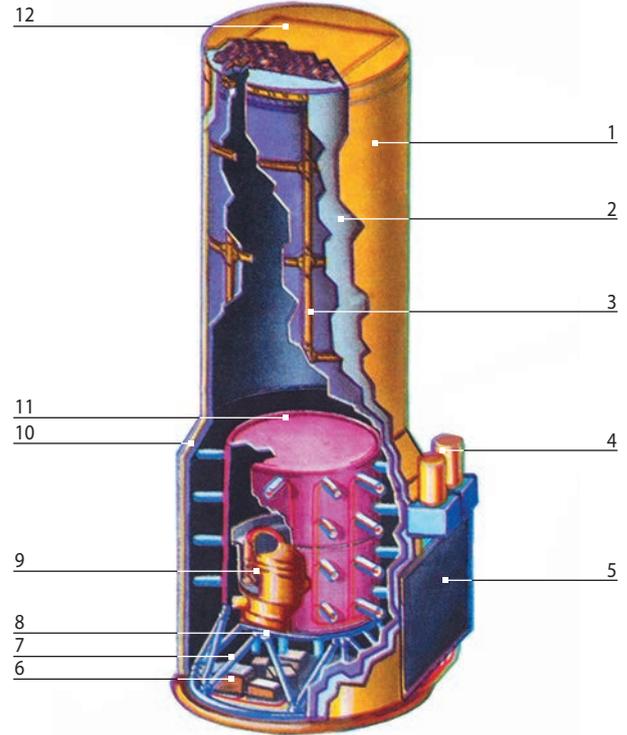
- телескопы с узким полем зрения («Сигма», АРТ-П, АРТ-С) – для наблюдения стационарных источников космического излучения;
- обзорные детекторы («Конус», «Фебус», «Вотч») – для регистрации и исследования переменных источников космического излучения, в частности всплесков (таблица).

**ПЕРВАЯ ОТЕЧЕСТВЕННАЯ АВТОНОМНАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ РЕНТГЕНОВСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ
(К 35-ЛЕТИЮ СО ДНЯ ЗАПУСКА КА «ГРАНАТ»)**



- 1** – гамма-телескоп «Сигма»;
- 2** – звёздный датчик телескопа «Сигма»;
- 3** – комплекс телескопов на поворотной платформе «Подсолнух»;
- 4** – комплекс рентгеновских телескопов АРТ-С;
- 5** – спектрометр высоких энергий «Фебус»;
- 6** – детектор гамма-всплесков «Конус»;
- 7** – обзорный детектор рентгеновских всплесков «Вотч»;
- 8** – обзорный детектор рентгеновских всплесков «Вотч»;
- 9** – монитор заряженных частиц КС-18-14;
- 10** – детектор гамма-всплесков «Конус»;
- 11** – обзорный детектор рентгеновских всплесков «Вотч»;
- 12** – комплекс рентгеновских телескопов АРТ-П.

рисунок 3. Размещение научной аппаратуры на борту КА «ГРАНАТ»



- 1** – экранно-вакуумная теплоизоляция;
 - 2** – экран; **3** – несущая труба;
 - 4** – звёздный датчик;
 - 5** – радиатор системы терморегулирования;
 - 6** – аппаратная панель с блоками электроники;
 - 7** – ферма; **8** – нижняя система антисовпадений;
 - 9** – детектор положения;
 - 10** – боковая система антисовпадений;
 - 11** – пластиковый сцинтиллятор; **12** – кодирующая маска.
- рисунок 4.** Гамма-телескоп «Сигма»

таблица – Обзорные детекторы для регистрации и исследования всплесков

обзорный детектор	назначение	страна
«ВОТЧ»	регистрация и локализация рентгеновских всплесков, исследование их энергетического спектра и временных структур в диапазоне от 5 до 150 кэВ. Патрульное слежение за небесной сферой в рентгеновском диапазоне излучения	Дания
«КОНУС-В»	регистрация, локализация, спектральный и временной анализы космических гамма-всплесков с высоким временным разрешением в энергетическом диапазоне 20÷2000 кэВ	СССР
«ФЕБУС»	регистрация, спектральный и временной анализы космических гамма-всплесков по всем направлениям в пространстве в широком энергетическом диапазоне 100÷40000 кэВ, исследование механизма излучения гамма-квантов в космических всплесках	Франция
БРВ	всплесковый прибор для регистрации рентгеновских и гамма-источников в видимом диапазоне волн (0,4–0,9 мкм) и их локализация с точностью до 4 угловых минут	СССР
«Подсолнух-Д»	спектральный и временной анализы космических рентгеновских и в энергетическом диапазоне 2÷25 кэВ, проведение оптического сопровождения гамма-всплесков	СССР, Болгария
КС-18-М	мониторные измерения потоков заряженных частиц протонов и ядер гелия с энергиями более 1 кэВ и электронов с энергиями более 50 кэВ в космическом пространстве	СССР

Комплекс научной аппаратуры (рисунок 3) подразделяется на приборы со сравнительно узким полем зрения – телескопы – для исследования квазистационарных источников и на всплесковые приборы – для детального исследования источников гамма-всплесков и рентгеновских всплесков – барстеров. Всплесковые приборы позволяют держать в поле зрения практически всю небесную сферу (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

Все три комплекса телескопов – «Сигма», АРТ-П и АРТ-С – обладают примерно равной информативностью. Именно они составляют орбитальную обсерваторию, благодаря которой появилась возможность исследовать космические источники в очень широких диапазонах энергий, от 4 кэВ до 1,5 МэВ. Телескопы «Сигма» и АРТ-П строят изображения в частично перекрывающихся друг друга диапазонах энергий, что позволило впервые наблюдать одновременно рентгеновское и гамма излучения одного и того же светила.

Телескоп «Сигма» – главный прибор комплекса «Сигма», разработанного французским Национальным Центром Исследований и включающего в себя, кроме телескопа, бортовую вычислительную машину UGB (два комплекта), два звёздных датчика и бортовую память ёмкостью 128 Мбит.

Сам телескоп (рисунок 4) имеет массу около тонны, длину – 3,5 м, диаметр базы – 1,2 м. Основные элементы телескопа – кодирующая маска, детектор излучения, средства пассивной и активной защиты детектора и служебных подсистем (запоминающих устройств на магнитных доменах с высокой плотностью хранения информации, компьютера и т.д.).

Поле зрения телескопа (часть небесной сферы, которую можно наблюдать через апертуру телескопа) – $4^{\circ}45' \times 4^{\circ}20'$. Угловое разрешение (точность, с которой можно различить две точки) – $10'$. Точность локализации источника – $2'$. Энергетический диапазон – от 30 кэВ до 2 МэВ. Среднее время накопления изображения – 24 часа.

Программа предполагала проведение наблюдений с участием телескопа «Сигма» более 100 галактических и внегалактических источников излучения.

Комплекс астрономических позиционно-чувствительных рентгеновских телескопов АРТ-П, разработанный в Институте космических исследований АН СССР и ОКБ ИКИ (г. Фрунзе), использует тот же новый принцип получения изображения наблюдаемых объектов, что и телескоп «Сигма». На входном окне телескопа также установлена тенева кодирующая маска с определённым образом расположенными квадратными отверстиями. При «освещении» телескопа параллельным пучком фотонов от удалённого источника в плоскости детектора рентгеновского излучения формируется теневой образ кодирующей маски. Математическая обработка точек распределения регистрации фотонов позволяет восстановить

распределение яркости рентгеновского излучения по небесной сфере, то есть получить «картинку» в рентгеновских лучах.

Телескопы АРТ-П предназначены для построения изображений, проведения спектрометрии, тайминга и локализации дискретных источников рентгеновского излучения с точностью около 1 угловой минуты в диапазоне энергий от 3 КэВ до 100 КэВ на участке небесной сферы размером $1,75 \times 1,75$ угловых градусов.

В составе комплекса АРТ-П четыре идентичных и функционально независимых телескопа с позиционно-чувствительными детекторами (уникальными многопроволочными пропорциональными камерами высокого давления с общей эффективной площадью 2400 см^2) и кодирующими масками. Поле зрения телескопа выбрано таким образом, чтобы в его пределах находилось от трёх до десяти слабых источников. Телескоп позволяет разделять эти источники, исследовать их спектры и поведение во времени. Чувствительность его за 24-часовую экспозицию достаточна для наблюдения квазаров, находящихся на космологических расстояниях. Используемый тип детектора позволяет проводить детальные спектральные исследования источников.

Комплекс телескопов АРТ-С предназначен для детального спектрального исследования и слежения во времени за поведением сравнительно ярких рентгеновских источников в диапазоне энергий от 3 до 150 КэВ.

В составе комплекса АРТ-С четыре идентичных спектральных рентгеновских телескопа, построенных по традиционной методике и позволяющих проводить спектрометрию и тайминг с временным разрешением 100 мкс, и общий блок управления. Телескоп состоит из двух пар устройств детектирования. Каждая пара, благодаря качающемуся коллиматору, наблюдает поочередно источник и фон. В качестве детекторов используются многопроволочные камеры общей эффективной площадью 2400 см^2 . Поле зрения телескопа 2×2 угловых градуса.

В качестве рабочей была выбрана высокоэллиптическая орбита с высотой в перигее 2000 км, высотой в апогее 200000 км, наклонением $51,5^{\circ}$, аргументом перигея $\omega=285^{\circ}$, долготой восходящего узла $\Omega=25^{\circ}$ и периодом обращения 5880 минут (~4 суток).

Выбранная орбита позволяла космической обсерватории находиться вне пределов земной магнитосферы в течение трёх (из четырёх) суток и проводить круглосуточные наблюдения в условиях относительно постоянного фонового излучения.

Программа полёта была рассчитана на восемь месяцев – это во многом определялось тем, что для КА «ГРАНАТ» в целях удешевления проекта и ускорения сроков его реализации при комплектации состава бортовой служебной аппаратуры использован ЗИП, сформированный для КА «ВЕГА».

ПЕРВАЯ ОТЕЧЕСТВЕННАЯ АВТОНОМНАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ РЕНТГЕНОВСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ (К 35-ЛЕТИЮ СО ДНЯ ЗАПУСКА КА «ГРАНАТ»)

Остаточный ресурс приборов, изготовленных в 1983–84 годах, определял именно такую технически гарантированную продолжительность полётного времени.

КА «ГРАНАТ» многократно перевыполнил первоначально намеченную программу. Он проводил научные измерения в штатном режиме в течение 58 месяцев, а общее время его работы на орбите составило 108 месяцев. Количество проведённых сеансов связи составило более 1800. Было выдано более 160000 команд при ресурсе бортового дешифратора в 25000 команд. Большинство приборов и систем превысили свой ресурс в 5-6 и более раз.

Уже первые наблюдения, проведённые обсерваторией «ГРАНАТ», дали сенсационные научные результаты.

Изображения центра Галактики, построенные по информации, полученной с телескопов ART-П и «Сигма», позволили определить местонахождение и идентифицировать мощный источник излучения высоких энергий. Тот факт, что этот источник (1E1740-29) не совпадает с динамическим центром Галактики, а расположен от него в 40 угловых минутах, представлял собой информацию первостепенной важности.

Это первое открытие «ГРАНАТА» было представлено участникам коллоквиума Международного астрономического союза уже в апреле 1990 года.

В дальнейшем наблюдение области центра Галактики проводилось многократно и продолжительное время.

Научные результаты, полученные КА «ГРАНАТ», вошли в историю мировой астрофизики. Среди них: открытие излучения в линии аннигиляции электронов-позитронов в спектрах двух рентгеновских

источников-кандидатов в чёрные дыры; открытие квазипериодических осцилляций рентгеновского потока от кандидатов в чёрные дыры; открытие трёх ярчайших рентгеновских Новых, общепризнанных ныне кандидатов в чёрные дыры; построение уникальных карт Центральной области нашей Галактики в рентгеновских и гамма-лучах; открытие первого источника в нашей Галактике, дающего направленные выбросы, видимая скорость движения которых превышает скорость света (*Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

Были открыты более двух десятков неизвестных ранее рентгеновских источников. Собрана замечательная коллекция спектров излучения чёрных дыр и нейтронных звёзд – рентгеновских пульсаров и барстеров. Зарегистрировано более 250 космических гамма-всплесков. КА «ГРАНАТ» проводил патрульное слежение за активностью нашего Солнца, им был зафиксирован синтез дейтерия в ядерных реакциях на его поверхности во время ярчайших солнечных вспышек. Проводился обзор неба в жёстких рентгеновских лучах.

Результаты исследований характеризуют источники рентгеновского и гамма излучений, расположенных в области составляющей ~80% небесной сферы. Они легли в основу более 200 опубликованных научных работ (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

Реализация в конце 80-х–90-х годов проекта «ГРАНАТ» позволила России в области астрофизических исследований не только сравняться по уровню с западными странами, но и в этот период даже выйти в лидеры.

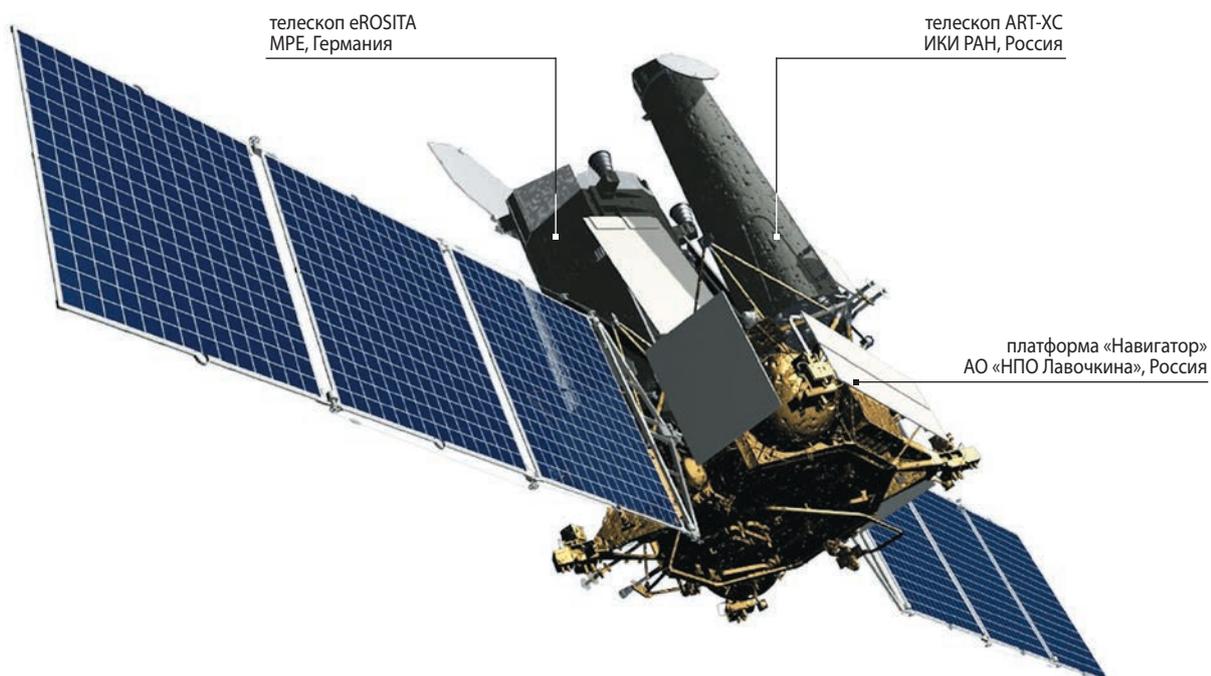


рисунок 5. Космический аппарат «СПЕКТР-РГ»

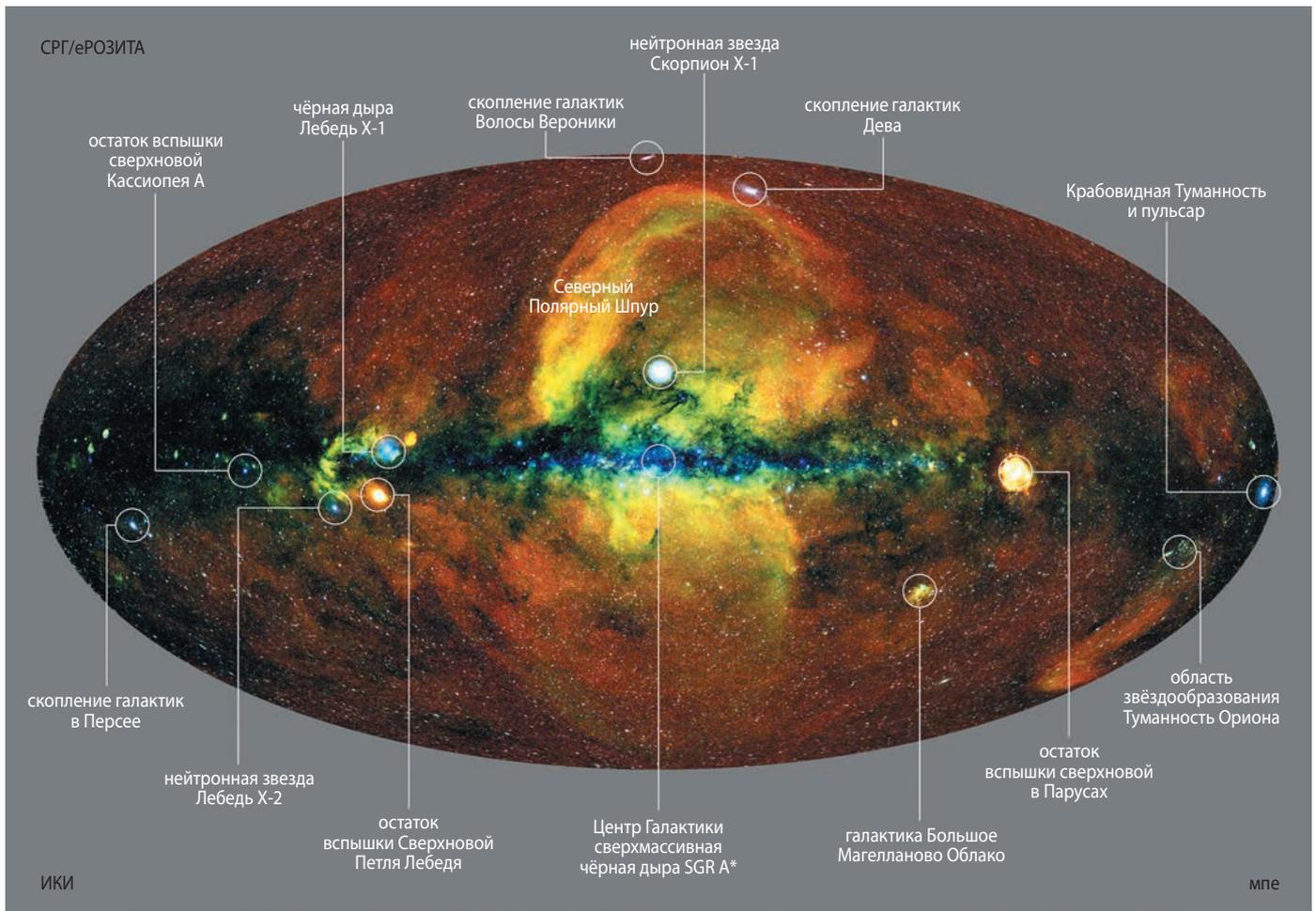


рисунок 6. Карта рентгеновских источников, построенная обсерваторией «СПЕКТР-РГ»



рисунок 7. Вручение премии имени Марселя Гроссмана (слева направо: А.Е. Ширшаков, Р.А. Сюняев, Х.Ж. Карчаев)

И сегодня Россия подтверждает своё лидерство в области создания уникальных инструментов для проведения астрофизических исследований.

В 2019 году впервые в истории отечественной космонавтики в окрестность точки Лагранжа L_2 на расстоянии около полутора миллионов километров от Земли была выведена астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-РГ», разработанная в АО «НПО Лавочкина».

Обсерватория оснащена двумя уникальными рентгеновскими зеркальными телескопами: ART-XC имени М.Н. Павлинского (ИКИ РАН, Россия) и eROSITA (MPE, Германия), работающими по принципу рентгеновской оптики косоугольного падения. Телескопы установлены на космической платформе «Навигатор» (НПО Лавочкина, Россия), адаптированной под задачи проекта.

Основные задачи миссии «СПЕКТР-РГ» (рисунок 5):

- проведение обзора всего неба в рентгеновском диапазоне с рекордной чувствительностью;
- поиск сотен тысяч массивных скоплений галактик в рентгеновском диапазоне;
- обнаружение нескольких миллионов сверхмассивных чёрных дыр;
- регистрация нескольких сотен тысяч коронально активных звёзд;
- изучение чёрных дыр и нейтронных звёзд в нашей Галактике;
- исследование остатков Сверхновых, скоплений галактик и других диффузных объектов;
- исследование крупномасштабных диффузных объектов в нашей и других галактиках;
- поиск приливных разрушений звёзд и других транзиентных явлений в рентгеновском диапазоне;
- локализация жёсткого рентгеновского излучения от протяжённых объектов;
- исследование формы спектра активных галактических ядер (Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошшеев А.А., Лоханов И.В., 2019).

За пять лет работы КА «СПЕКТР-РГ» провёл четыре полных сканирования небесной сферы. Построена самая подробная на сегодняшний день карта рентгеновских источников во Вселенной (рисунок 6). За создание лучшей в мире карты всего неба в рентгеновских лучах, за открытие миллионов неизвестных ранее сверхмассивных чёрных дыр на космологических расстояниях, за регистрацию рентгеновского излучения от десятков тысяч скоплений галактик, заполненных в основном «тёмным веществом», и за возможность детального исследования роста крупномасштабной структуры Вселенной в эпоху доминирования «тёмной энергии» орбитальная обсерватория «СПЕКТР-РГ» в 2021 году была удостоена самой престижной международной

награды в области астрофизики – премией имени Марселя Гроссмана (рисунок 7).

В 2022 году один из двух телескопов на борту обсерватории — германский eROSITA был переведён в «спящий» режим и обзор всего неба был приостановлен. Российский телескоп ART-XC им. М.Н. Павлинского продолжил работу в рамках обновлённой программы научных наблюдений, составленной с учётом уже полученных результатов и оптимизированной под характеристики телескопа ART-XC им. М.Н. Павлинского. Одной из основных её задач стал глубокий обзор нашей Галактики – Млечного пути. Помимо этого, проводились наблюдения наиболее интересных областей неба и источников, в том числе, впервые обнаруженных.

Обзор Галактики был завершён осенью 2023 года, после чего ART-XC им. М.Н. Павлинского вернулся к решению основной задачи проекта и возобновил программу обзора всего неба. Пятый полный осмотр небесной сферы был проведён с 19 октября 2023 по 24 апреля 2024 года.

К настоящему времени число научных статей по данным обсерватории «СПЕКТР-РГ» составляет 114, число «Астрономических телеграмм» (коротких оперативных сообщений) – около 30.

На текущий момент «СПЕКТР-РГ» сделал десять полных витков по гало-орбите вокруг точки Лагранжа L_2 и передал на Землю более 1 петабайта данных (официальный сайт ИКИ РАН в сети Интернет <https://iki.cosmos.ru/news/spektr-rg-pyat-let-v-kosmose>).

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: МАИ ПРИНТ, 2010. С. 257-298.

Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе и д-ра техн. наук, проф. В.В. Ефанова. М.: Изд-во МАИ ПРИНТ, 2010. С. 71-76.

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

Шустов Б.М., Сачков М.Е., Боярчук А.А., Мошшеев А.А., Гомес де Кастро А.И. Космические перспективы изучения ультрафиолетовой Вселенной: проект «Спектр-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 4-15.

Статья поступила в редакцию 28.10.2024

Статья после доработки 28.10.2024

Статья принята к публикации 28.10.2024

НИЗКОТЕМПЕРАТУРНАЯ СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ФОТОПРИЁМНЫХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА И ОСОБЕННОСТИ ЕЁ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

LOW-TEMPERATURE COOLING SYSTEM FOR THE SPACE TELESCOPE PHOTORECEIVERS AND SOME FEATURES OF ITS DEVELOPMENTAL TESTING



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



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



А.Ю. Кочетков¹,
кандидат
технических наук,
KochetkovEIU@
laspace.ru;
A.Y. Kochetkov



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

В статье рассмотрены состав и конструктивное исполнение низкотемпературной системы охлаждения ПЗС-детекторов фотоприёмных устройств, размещенных в инструментальном отсеке космического телескопа. Приведены температурные условия эксплуатации ПЗС-детекторов в режиме научных наблюдений и в режиме отжига.

Даны характеристики теплового макета низкотемпературной системы охлаждения, разработанного для наземных тепловакуумных испытаний. Приведены результаты испытаний и сформулированы условия, обеспечивающие заданные температуры эксплуатации ПЗС-детекторов.

Ключевые слова:
космический телескоп;
низкотемпературная система охлаждения;
фотоприёмное устройство;
тепловакуумные испытания.

DOI: 10.26162/LS.2024.24.26.003

The article reviews design and composition of low-temperature cooling system for the photoreceiver CCD-detectors in instrument compartment of space telescope. The thermal environment of CCD-detectors operation is given both for scientific observation mode and annealing mode.

Properties of the low-temperature cooling system thermal mockup are provided developed for ground thermal vacuum test. The test outcome is presented and conditions are laid down to ensure the prescribed temperatures of CCD-detectors operation.

Key words:
space telescope;
low-temperature cooling system;
photoreceiver;
thermal vacuum test.

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

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

Введение

Перспективный космический телескоп предназначен для проведения орбитальных наблюдений за космическими объектами в ультрафиолетовом диапазоне электромагнитного излучения, т.к. данный спектральный диапазон недоступен для наблюдений с поверхности Земли.

Основными научными приборами космического телескопа являются блок спектрографов (БС) и блок камер поля (БКП) (Саванов И.С и др., 2014), которые размещены в инструментальном отсеке (ИО) телескопа. БС и БКП оснащены фотоприёмными устройствами (Шугаров А.С. и др., 2014), включающими фоточувствительные блоки приемника излучения (БПИ), внутри которых установлены детекторы на основе приборов с зарядовой связью (ПЗС-детекторы). Основным недостатком ПЗС-детектора является наличие шума считывания, для снижения которого требуется охлаждение ПЗС-детектора до низких температур.

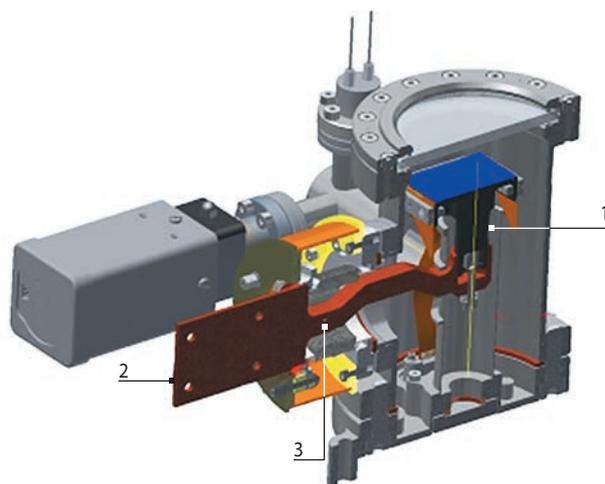
Для достижения рабочих температур ПЗС-детекторов (минус 100°C) разработана низкотемпературная система охлаждения (НСО). Охлаждение ПЗС-детекторов осуществляется пассивным образом с помощью внешнего радиатора, соединенного с каждым БПИ теплопроводами на базе тепловых труб. В данной статье приводится описание конструктивного исполнения НСО и представлены результаты ее наземной тепловакуумной отработки.

1. Описание конструкции и характеристики агрегатов низкотемпературной системы охлаждения

В инструментальном отсеке космического телескопа установлены четыре фотоприёмных устройства (ФПУ) – три из них входят в состав БС и работают в разных спектральных диапазонах, четвёртый принадлежит БКП. Для отвода тепла от ПЗС-детектора каждый блок приемника излучения ФПУ снабжен холодным пальцем (контактным интерфейсом для соединения с НСО), соединённым с ПЗС-детектором медным теплопроводом (рисунок 1). Для стабилизации температуры ПЗС-детектора во время научных наблюдений в непосредственной близости от ПЗС-детектора установлены электронагреватель и термодатчики.

Температурные требования к холодному пальцу предъявляются для двух режимов – режиму научных наблюдений и режиму отжига.

Температура холодного пальца каждого ПЗС детектора в режиме научных наблюдений должна быть не выше минус 105°C.



1 – ПЗС-детектор; **2** – холодный палец;
3 – теплопровод ПЗС-детектора.

рисунок 1. Компоновка блока приемника излучения

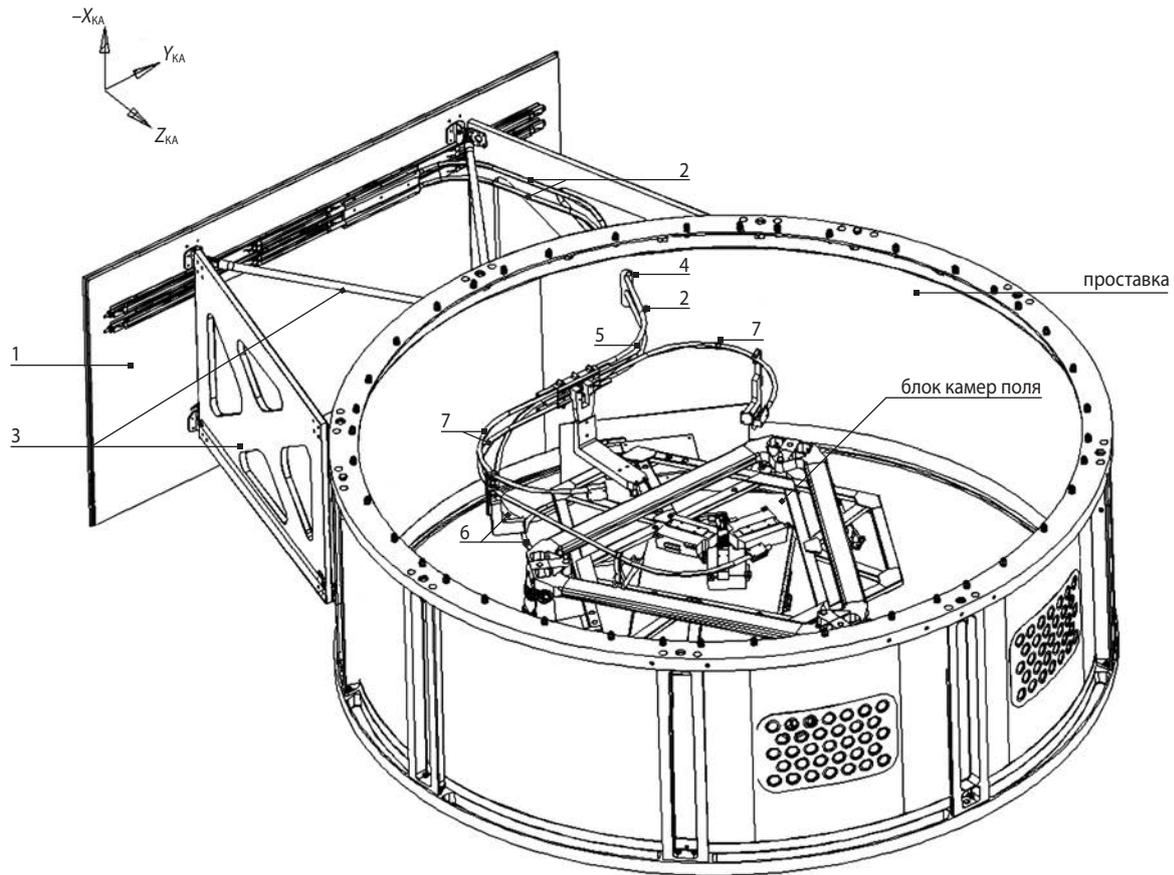
Раз в месяц температуру холодного пальца каждого БПИ необходимо повышать с минус 105°C до 20°C на шесть часов с целью частичного восстановления кристаллической структуры ПЗС-детектора. Данный процесс называется отжигом.

1.1. Состав низкотемпературной системы охлаждения

НСО включает (рисунок 2) радиатор, стыковочную плату, теплопроводы БПИ, соединяющие холодные пальцы БПИ со стыковочной платой, теплопровод радиатора, соединяющий стыковочную плату с радиатором.

Радиатор НСО имеет габаритные размеры 1600×800 мм и размещён по оси $-Z_{КА}$, что обеспечивает минимальные внешние тепловые потоки на его излучающую поверхность. Площадь излучающей поверхности радиатора составляет 1.28 м², покрытие излучающей поверхности – эмаль ЭКОМ-1 белая, имеющая термооптические характеристики (с учётом деградации) – $A_5=0.5$; $\epsilon=0.9$.

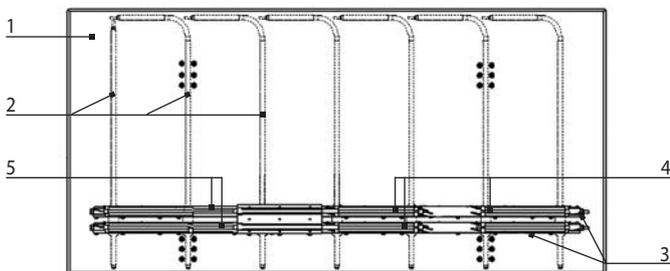
Радиатор установлен на проставке инструментального отсека космического телескопа с помощью панелей и подкосов. Панель радиатора выполнена из листов обшивки (алюминиевый сплав В95), между которыми размещен сотовый наполнитель. Между обшивками панели имеются встроенные аксиальные тепловые трубы (ТТ) (рисунок 3), обеспечивающие коэффициент эффективности излучающей поверхности радиатора, близкий к 1.0. Встроенные ТТ соединены аксиальными коллекторными ТТ, размещёнными на тыльной стороне радиатора (снаружи панели). Теплоноситель в тепловых трубах – пропилен. К коллекторным тепловым трубам крепится фланец теплопровода радиатора.



- 1 – радиатор; 2 – теплопровод радиатора; 3 – кронштейны крепления радиатора;
 4 – узел крепления теплопровода радиатора к проставке; 5 – стыковочная плата;
 6 – теплопровод БПИ БКП; 7 – теплопроводы БПИ БС.

рисунок 2. Состав низкотемпературной системы охлаждения

Нерабочие поверхности радиатора закрыты теплоизоляцией с величиной удельного термического сопротивления не менее $30 \text{ K}\cdot\text{m}^2/\text{Вт}$. Суммарное термическое сопротивление узлов крепления радиатора не менее $50 \text{ K}/\text{Вт}$.



- 1 – радиатор низкотемпературной системы охлаждения;
 2 – тепловые трубы радиатора;
 3 – коллекторные тепловые трубы;
 4 – электронагреватели режима «отжиг»;
 5 – теплопровод радиатора.

рисунок 3. Радиатор низкотемпературной системы охлаждения

Для режима отжига на коллекторных ТТ радиатора установлены шесть электронагревателей суммарной мощностью 510 Вт , которые включаются последовательно через определенные интервалы времени.

Теплопроводы НСО созданы на базе артериальных тепловых труб, где в качестве продольной капиллярной структуры служит сегментная пристеночная артерия. ТТ имеют наружный диаметр 12 мм , теплоноситель – пропилен. Ввиду значительного расстояния между БПИ, расположенными в инструментальном отсеке телескопа и выносным радиатором, а также из технологических соображений, определяемых удобством сборки, заправки, пофрагментной экспериментальной отработки и др., теплопроводы НСО разделены на теплопроводы БПИ и теплопровод радиатора. Теплопроводы соединяются между собой с помощью стыковочной платы.

Теплопроводы и стыковочная плата устанавливаются в инструментальном отсеке на кронштейнах, содержащих термовставки из капролона с высоким термическим сопротивлением. Термическое сопротивление элементов крепления каждого теплопровода и стыковочной платы не менее $100 \text{ K}/\text{Вт}$.

На теплопроводы установлена беспылевая экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) марки ЭБК-2М. Для повышения эффективности ЭВТИ при её установке использован метод послойной спиральной намотки (Мошнеев А.А. и др., 2024).

1.2. Производительность радиатора низкотемпературной системы охлаждения

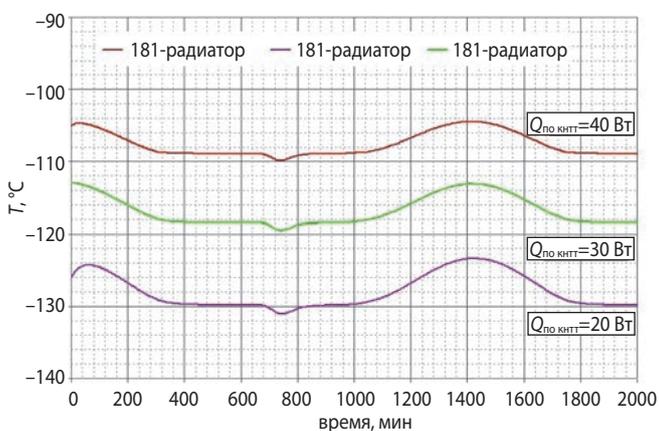
Для определения производительности радиатора НСО с выбранными параметрами проведены тепловые расчеты, задачами которых являлись:

- определение температуры радиатора с заданными параметрами и условиями его размещения на КА в зависимости от внешних тепловых потоков и тепловых потоков, подводимых по теплопроводу низкотемпературного контура;
- определение предельно допустимых тепловых потоков на радиатор, обеспечивающих заданную температуру холодных пальцев БПИ.

Температурный режим радиатора зависит от следующих факторов:

- инфракрасных и отражённых солнечных потоков от Земли;
- собственных и отражённых потоков с внешних поверхностей КА, находящихся в лучистом теплообмене с радиатором;
- теплопритоков по узлам крепления радиатора;
- тепловых потоков по теплопроводу радиатора (от ПЗС-детекторов, через теплоизоляцию теплопроводов, через элементы крепления теплопроводов).

Расчёты температуры радиатора были проведены для значений суммарных потоков по теплопроводу радиатора 20, 30 и 40 Вт. Результаты расчетов приведены на рисунке 4. Моделируемый по принятым отраслевым методикам суммарный (локальный по времени) внешний тепловой поток к радиатору по результатам расчетов не превышал 10 Вт.



рисунк 4. Изменение температуры радиатора для различных тепловых потоков по теплопроводу

Как следует из расчёта, при движении КА по орбите температура радиатора меняется на 6...8°C, при этом стабилизация ПЗС-детекторов в более узком диапазоне температур проводится средствами ФПУ.

При выбранных параметрах радиатора и заданных условиях эксплуатации КА на основании расчетов сформулированы требования к теплопроводам по их конструктивному исполнению и тепловым нагрузкам на теплопроводы. Для обеспечения заданной температуры холодных пальцев (минус 105°C) теплопроводы должны обеспечить:

- перепад температуры между фланцем холодного пальца каждого БПИ и радиатором не более 10...20°C при тепловой нагрузке на теплопровод соответственно 30...20 Вт, включая тепловые потоки от ПЗС-детекторов, через теплоизоляцию теплопроводов и через элементы крепления теплопроводов.

2. Тепловакуумные испытания низкотемпературной системы охлаждения

2.1. Объект испытаний

В качестве объекта испытаний использовался тепловой макет, включающий в свой состав:

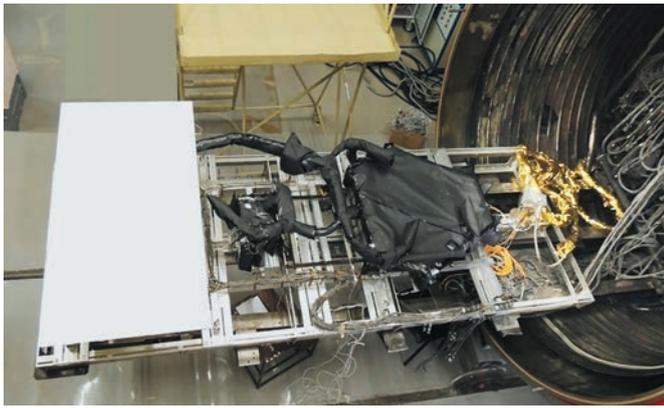
- агрегаты НСО (радиатор, теплопроводы, стыковочная плата, кронштейны крепления теплопроводов) в летном исполнении;
- тепловые имитаторы конструктивных элементов ИО – платформы БС, платформы БКП, проставки ИО с мембраной;
- имитаторы холодных пальцев БПИ БС и БКП;
- теплоизоляцию в лётном исполнении;
- кабельную сеть теплового макета.

В составе НСО широко используются тепловые трубы. В условиях земной гравитации на работоспособность тепловых труб существенно влияет их ориентация. При горизонтальном расположении тепловых труб влияние гравитации на их работу сведено к минимуму. Но для полностью собранного ИО не существует положения, при котором все тепловые трубы НСО расположены горизонтально.

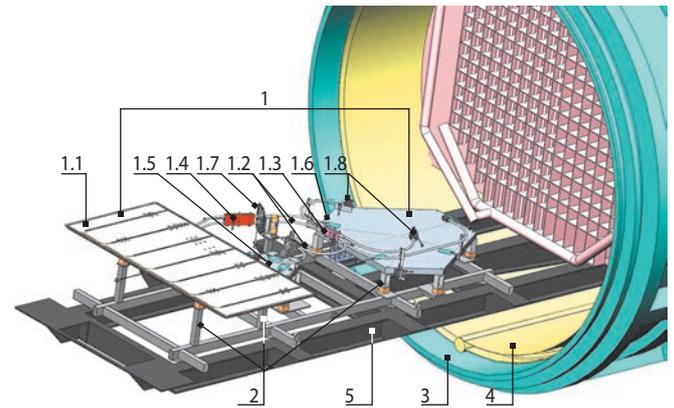
На тепловом макете для устранения влияния гравитации на работу тепловых труб в горизонтальное положение переведены радиатор и теплопровод БКП. При этом специальным образом адаптирована конструкция фланца, соединяющего радиатор с теплопроводом радиатора.

Тепловой макет установлен в вакуумной камере (ВК) на установочных опорах с терморазвязкой, исключаяющей кондуктивный теплообмен теплового макета с монтажной платформой камеры.

Размещение теплового макета в вакуумной камере показано на рисунке 5.



а



б

1 – тепловой макет НСО:

1.1 – радиатор, **1.2** – артериальные ТТ, **1.3** – стыковочная плата, **1.4** – электронагреватель режима «отжиг»,

1.5 – имитатор платформы БКП, **1.6** – имитатор платформы БС, **1.7** – имитатор проставки ИО,

1.8 – имитаторы холодных пальцев;

2 – установочные опоры; **3** – корпус ВК; **4** – азотный экран ВК; **5** – монтажная платформа ВК.

рисунок 5. Размещение теплового макета НСО в вакуумной камере:

а – оригинальная матчасть с установленной теплоизоляцией, **б** – 3D-схема объекта испытаний без ЭВТИ

2.2. Результаты испытаний и их анализ

Испытания теплового макета НСО были выполнены в вакуумной камере ВК-27, в рабочем объёме которой в процессе испытаний поддерживались давление не более 10^{-5} мм рт. ст. и температура азотных экранов минус 170°C .

На имитаторах платформ БС, БКП, имитаторе проставки ИО и установочных опорах с помощью управляемых по температуре электронагревателей поддерживалась температура от 19°C до 21°C .

В процессе испытаний определялась температура агрегатов НСО для различных тепловых нагрузок на холодные пальцы от ФПУ (от 0 до 5 Вт на каждый холодный палец).

Зарегистрированная температура агрегатов НСО для различных тепловых потоков от ФПУ приведена в таблице 1. Результаты получены для теплопотоков по узлам крепления радиатора 3 Вт.

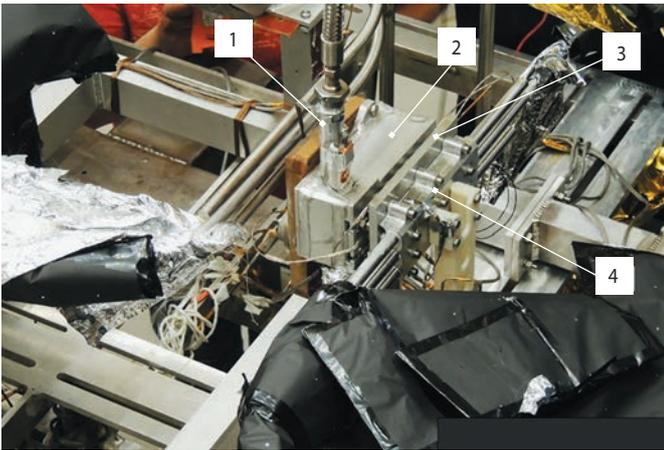
Кроме теплового потока от ФПУ, к агрегатам НСО поступают (как при ТВИ, так и при лётной эксплуатации) тепловые потоки по установочным опорам теплопровода радиатора (ТПР) и через ЭВТИ.

Для определения суммарного теплового потока, который поступает к ТПР НСО и далее отводится к радиатору, был «разомкнут» теплопередающий тракт в зоне стыковочной платы (рисунок 6.) При этом, вместо отсоединенных ТПР и радиатора к стыковочной плате был присоединен (заранее откалиброванный)

таблица 1 – Температура агрегатов НСО для различных тепловых потоков от ФПУ

тепловой поток от ФПУ, Вт	температура, $^{\circ}\text{C}$					
	радиатор	коллектор	фланец	стыковочная плата	холодный палец БКП	холодные пальцы БС
0	-125.5	-121.11	-122.91	-119.72	-114.78	-115.82
	-129.32	-123.95				-116.18
						-117.77
3	-117.42	-114.32	-114.81	-109.81	-99.76	-99.26
	-120.8	-115.7				-100.36
						-102.75
5	-108.78	-106,27	-105,93	-99,65	-86,14	-84,86
	111,9	107,94				-86,88
						-89,50

НИЗКОТЕМПЕРАТУРНАЯ СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ФОТОПРИЁМНЫХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА И ОСОБЕННОСТИ ЕЁ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ



- 1 – трубопровод с жидким азотом;
- 2 – теплообменник; 3 – стыковочная плата;
- 4 – контактные фланцы теплопроводов НСО.

рисунок 6. Установка теплообменника-тепломера на стыковочную плату

теплообменник-тепломер. Данное решение позволило оценивать теплопритоки, поступающие на стыковочную плату от ТПР НСО.

Для калибровки теплообменника-тепломера при тепловакуумных испытаниях (ТВИ) был предусмотрен отдельный (автономный) этап испытаний и разработана соответствующая методика (Кочетков А.Ю. и др., 2022).

В процессе измерения суммарного теплового потока (к НСО) мощность установленного на контактной пластине теплообменника-тепломера компенсационного нагревателя подбиралась таким образом, чтобы сумма всех тепловых потоков, поступающих к пластине, изменялась незначительно, и за счёт этого температура стыковочной платы поддерживалась на заданном уровне – минус $110 \pm 5^\circ\text{C}$. Результаты

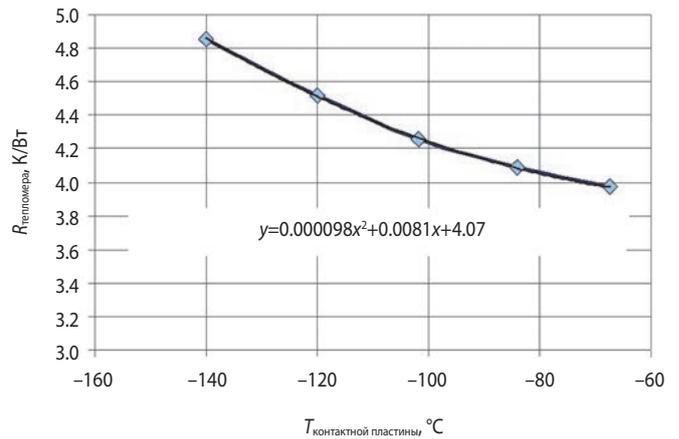


рисунок 7. Зависимость термического сопротивления тепломера от температуры стыка (контактной пластины), полученная в процессе калибровки

анализа теплового баланса на контактной пластине тепломера демонстрирует таблица 2. Рассмотрены четыре наиболее показательных (характеризующих работоспособность НСО) режима.

В таблице 2: $Q_{\text{пол.нагр.}}$ – (полезная) суммарная тепловая нагрузка на нагревателях холодных пальцев (соответственно 0, 9, 15 и 21 Вт); $W_{\text{ТМ}}$ – подобранная для соответствующего режима мощность компенсационного нагревателя теплообменника-тепломера; $T_{\text{пласт.}}$ – температура контактной пластины теплообменника-тепломера; $T_{\text{Т/О}}$ – температура корпуса азотного теплообменника; dT – перепад температуры по теплообменнику-тепломеру; $R_{\text{ТМ}} = f(T_{\text{пласт.}})$ – термическое сопротивление теплообменника-тепломера (рассчитываемое с помощью аппроксимации, рисунок 7).

таблица 2 – Результаты анализа теплового баланса на контактной пластине

	1 «холодный»	2 «холодный»	3 «горячий»	4 «горячий»
$Q_{\text{пол.нагр.}}$, Вт	0	3×3	5×3	7×3
$W_{\text{тепломера}}$, Вт	14.0	6.0	0.5	0.0
$T_{\text{пласт.}}$, °C	-111.8	-109.1	-107.7	-90.7
$T_{\text{Т/О}}$, °C	-188.1	-187.3	-188.0	-187.2
$R_{\text{ТМ}}$	4.39	4.35	4.34	4.14
dT , °C	76.4	78.2	80.3	96.5
$Q_{\text{ТМ}}$, Вт	17.4	17.9	18.5	23.3
$Q_{\text{ТН}}$, Вт	3.4	3.0	3.0	2.3

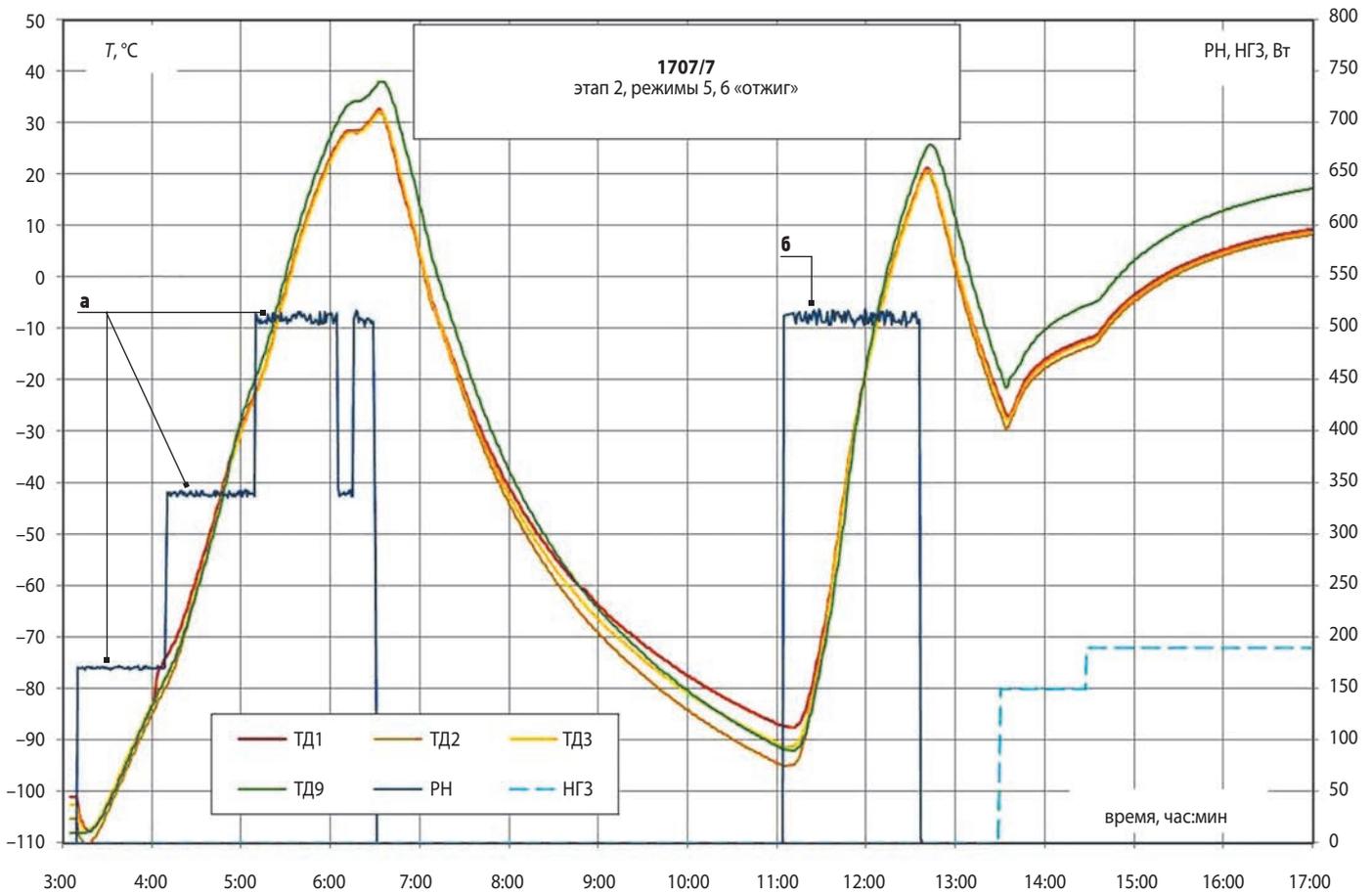


рисунок 8. Изменение температуры холодных пальцев для режима отжига

Тепловой поток, измеряемый тепломером, рассчитывается, как $Q_{\text{TM}} = dT/R_{\text{TM}}$, а теплопритоки по установочным опорам ТРП и через ЭВТИ Q_{TP} рассчитываются по формуле $Q_{\text{TP}} = Q_{\text{TM}} - W_{\text{TM}} - Q_{\text{пол.нагр.}}$.

Итак, мы видим, что теплопритоки к платформе БС составляют порядка 3 Вт, причём, когда температура контактной пластины более низкая – теплопритоки выше (3.4 Вт), а когда температура контактной пластины наиболее высокая – теплопритоки ниже (2.3 Вт).

Приведённые оценки можно проверить менее точным, но более простым методом. Предполагая, что в режимах 2 «холодный» и 3 «горячий» термическое сопротивление теплообменника – тепломера и теплопритоки к системе отличаются незначительно, мы можем решить систему двух уравнений теплового баланса, считая в них неизвестными параметры R_{TM} и Q_{TP} .

С помощью простых преобразований и подстановки регистрируемых в испытаниях dT и W_{TM} получим:

$$Q_{\text{TP}} = (dT_3/dT_2 \times W_2 - W_3) / (1 - dT_3/dT_2) = 3.6 \text{ Вт};$$

$$R_{\text{TM}} = dT_2 / (Q_{\text{TP}} + W_2) = 4.2 \text{ К/Вт}.$$

То есть вычисленные здесь значения R_{TM} и Q_{TP} близки к тем, которые при составлении таблицы 2 были

получены более точным методом и это дополнительно подтверждает достоверность оценок Q_{TP} .

Оценим хладопроизводительность радиатора НСО, который в ТВИ рассеивает тепловой поток в условиях, несоответствующих условиям эксплуатации КА. Очевидно, что рабочая температура радиационного теплообменника (РТО) будет ниже, если НСО из камеры ВК-27 перенести в условия космоса. То есть регистрируемую в ходе ТВИ температуру холодных пальцев можно обоснованно считать несколько завышенной, поскольку РТО рассеивает тепло на азотный экран, а не в открытое космическое пространство.

Для прогнозирования температурного состояния НСО в штатных условиях выполним анализ результатов ТВИ для режима 2 «холодный». В этом режиме температура составляла минус 118°C, а температура азотных экранов минус 171°C. Радиатор имеет излучательную способность $\epsilon_{\text{РТО}} = 0.9$ и площадь излучения 1.28 м². Для азотных экранов $\epsilon_{\text{ЭК}} = 0.95$.

Выполняя оценку в запас (т.е. считая коэффициент взаимооблучённости РТО и азотного экрана максимально возможным, а эффективность ребра РТО=1) получаем

$$Q_{\text{РТО}} = \sigma \times 0.9 \times 0.95 \times 1.28 \times ((-118 + 273)^4 - (-171 + 273)^4) = 29.1 \text{ Вт}.$$

Если в уравнении Стефана – Больцмана заменить температуру фона минус 171°C на минус 269°C (условия космоса), тогда для рассеивания этого же теплового потока (29.1 Вт) необходимо будет снизить температуру РТО до значения минус 127.6°C , т.е. на 9.6 К. Однако, вместе со снижением температуры элементов НСО будут возрастать теплопритоки к системе.

Располагая данными испытаний с теплообменником-тепломером, можно утверждать, что в рассеиваемой РТО мощности 29.1 Вт (для анализируемого здесь режима 2 «холодный») доля собственных теплопритоков ТПР и РТО составляет около $Q_{\text{тп-рто}}=29.1-(12+3)=14.1$ Вт. (Здесь $4\times 3=12$ Вт полезная нагрузка на «холодные пальцы», а 3 Вт – теплопритоки).

Теперь можно уточнить прогнозируемую величину изменения температуры элементов НСО (9.6К), но с учётом возрастания теплопритоков. Для этого предположим, что температурный потенциал, от которого эти теплопритоки поступают, формируется на уровне нормальных температур (порядка 20°C). Тогда для стыка поток с 3.0 Вт может возрасти до 3.06 Вт, а для РТО с 14.1 Вт до 14.89 Вт.

Из уравнения Стефана – Больцмана получим, что соответствующая температура РТО будет составлять уже не -127.6°C , а -126.8°C . Таким образом, учитывая эффект поправок (который незначителен), мы можем предположить, что измеренная в режиме 2 «холодный», температура стыка и «холодных пальцев» НСО в штатных условиях понизится примерно на 8.8°C .

По зачетным температурным датчикам, установленным на холодных пальцах, будет получено соответственно: -108.06°C ; -111.06°C ; -109.16°C ; -108.56°C , что удовлетворяет температурным требованиям, предъявляемым к низкотемпературному комплексу охлаждения ФПУ БС и ФПУ БКП (не более минус 105°C).

В процессе испытаний обрабатывался также режим отжига, когда температуру холодных пальцев необходимо поднять с -105°C до 20°C .

Отжиг проведён с помощью шести электронагревателей суммарной мощностью 510 Вт, установленных на коллекторных трубах радиатора. При проведении режима для проверки устойчивости работы теплопроводов отрабатывались алгоритмы включения электронагревателей, предусматривающие последовательное и одновременное их включение. Зарегистрированное в ТВИ изменение температуры холодных пальцев для режима отжига приведено на рисунке 8. Результаты подтверждают, что заданная температура отжига достигаема и ее можно поддерживать. Кроме того, получена достоверная

информация о длительности переходных режимов (для объективной оценки протяжённости полного цикла выполнения отжига).

заключение

Для обеспечения заданных температурных условий эксплуатации ПЗС-детекторов в различных режимах научных наблюдений (а также режиме отжига) разработана низкотемпературная система охлаждения и проведена её наземная тепловакуумная отработка.

Достижение необходимых характеристик приемников излучения космического телескопа возможно при выполнении строгих требований по тепловому режиму ПЗС-детекторов, входящих в состав ФПУ.

Определены характеристики агрегатов НСО и тепловые нагрузки на НСО от ФПУ и элементов конструкции инструментального отсека телескопа, при которых выполняется задача обеспечения теплового режима ПЗС-детекторов.

Результаты работы могут быть полезны для разработчиков низкотемпературных систем охлаждения полезной нагрузки КА.

список литературы

Кочетков А.Ю., Котляров Е.Ю., Шабарчин А.Ф., Шеметова Е.В. Экспериментальные исследования и калибровка характеристик низкотемпературного теплообменника-тепломера с целью контроля параметров теплового интерфейса в тепловакуумных испытаниях // XXIX научно-техническая конференция с участием зарубежных специалистов «Вакуумная наука и техника». Крым, Судак, 16–21 сентября 2022 года, С. 129-140.

Мошнеев А.А., Котляров Е.Ю., Кочетков А.Ю., Михайлов А.Н. и др. Исследование влияния способа установки экранно-вакуумной теплоизоляции на эффективность низкотемпературной системы охлаждения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 1. С. 4-10.

Саванов И.С. и др. Блок спектрографов проекта «Спектр-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 74-80.

Шугаров А.С., Саванов И.С., Кузин С.В. Приемники излучения в проекте «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 86-91.

Статья поступила в редакцию 21.10.2024

Статья после доработки 24.10.2024

Статья принята к публикации 24.10.2024

СПОСОБ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СОЛНЕЧНОЙ ОРИЕНТАЦИИ КА ПРИ НЕШТАТНОЙ СИТУАЦИИ, СВЯЗАННОЙ С ОТКЛЮЧЕНИЕМ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

A METHOD FOR ENSURING THE SOLAR ORIENTATION OF THE SPACECRAFT IN AN EMERGENCY SITUATION ASSOCIATED WITH THE SHUTDOWN OF THE CONTROL SYSTEM



И.А. Грудев¹,
ivan.grudev@yandex.ru;
I.A. Grudev



Э.А. Литвинчук¹,
borisovaEA@laspace.ru;
E.A. Litvinchuk



П.Е. Розин¹,
кандидат технических наук,
rozinPE@laspace.ru;
P.E. Rozin

В работе рассмотрены теоретические исследования предложенного способа, позволяющего сохранить заранее реализованную на КА средствами двигателей-маховиков (ДМ) солнечную ориентацию.

Область применения рассматриваемого способа заключается в обеспечении стабилизации КА в солнечной ориентации в процессе возникновения нештатной ситуации, связанной с полным отключением системы управления аппарата.

Разработана математическая модель, проведено моделирование и исследование возможности применения способа для микро-КА дистанционного зондирования Земли, функционирующего на низкой околоземной солнечно-синхронной орбите.

Ключевые слова:

стабилизация вращением;

солнечная ориентация;

ориентация в нештатной ситуации.

The paper considers theoretical studies of the proposed method that allows to preserve the solar orientation previously implemented on the spacecraft by means of flywheel engines (DM).

The scope of the considered method is to ensure the stabilization of the spacecraft in the solar orientation during the occurrence of an emergency situation associated with the complete shutdown of the control system of the device.

A mathematical model has been developed, modeling and investigation of the possibility of using the method for remote sensing of the Earth operating in a low near-Earth solar synchronous orbit have been carried out.

Keywords:

rotation stabilization;

solar orientation;

orientation in an emergency situation.

DOI: 10.26162/LS.2024.79.67.004

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

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

1. Описание способа и области его применимости

Рассмотрим ситуацию, когда космический аппарат функционирует на низкой околоземной солнечно-синхронной орбите. Для обеспечения ориентации и стабилизации на практически всех современных КА, в т.ч. микро-класса, используются ДМ. Принцип управления ориентацией КА с помощью ДМ хорошо известен и заключается в изменении кинетического момента системы КА-маховик за счёт изменения скорости вращения роторов двигателей. Изменение кинетического момента системы приводит к изменению скорости вращения аппарата. Уравнение динамики Эйлера, описывающее вращательное движение КА как твёрдого тела при использовании в его составе кластера ДМ, записывается в форме Коши следующим образом:

$$\dot{\omega} = J^{-1}(\mathbf{M}_{\Sigma} - \omega \times \mathbf{K} - \dot{\mathbf{K}}_{\text{ДМ}}), \quad (1)$$

где ω – вектор угловой скорости вращения КА; \mathbf{M}_{Σ} – суммарный вектор момента внешних сил действующих на КА; \mathbf{K} – вектор кинетического момента КА; $\dot{\mathbf{K}}_{\text{ДМ}}$ – суммарный вектор кинетического момента кластера ДМ в проекции на оси аппарата; J – тензор инерции КА. Вектор кинетического момента \mathbf{K} является суммой собственного вектора кинетического аппарата $\mathbf{K}_{\text{ка}}$ и вектора кинетического момента кластера ДМ в проекции на оси КА. В предположении, что моменты инерции роторов каждого из ДМ одинаковы, запишем:

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_{\text{ка}} + \mathbf{K}_{\text{ДМ}} = J\omega + I_{\text{ДМ}}\mathbf{\Omega}_{\text{ДМ}}, \quad (2)$$

где $\mathbf{\Omega}_{\text{ДМ}}$ – вектор проекции угловых скоростей вращения роторов кластера ДМ на оси КА. Из уравнений (1) и (2) видно, что при вращении ДМ с постоянной скоростью он не изменяет общего кинетического момента системы, т.е. $\dot{\mathbf{K}}_{\text{ДМ}} = 0$. Однако если ДМ ускоряется или тормозится, то КА изменяет свою скорость вращения пропорционально изменению $\mathbf{K}_{\text{ДМ}}$.

Пусть в начальный момент времени КА находится в штатной ориентации дежурного режима: ось $+Z$ направлена в сторону Солнца, ось $+Y$ направлена в сторону надира и имеет с этим направлением наименьший возможный угол, ось $+X$ дополняет систему до правой координатной тройки. Пусть также для обеспечения ориентации используются три ДМ, оси вращения роторов которых совпадают с соответствующими осями КА. Для разгрузки ДМ на борту аппарата устанавливаются магнитные исполнительные органы, которые обеспечивают управление вектором кинетического момента системы.

Суть предлагаемого способа заключается в следующем. Если КА управляется системой ДМ и ось вращения одного из них сонаправлена с осью КА, которую требуется наводить на Солнце, а также момент инер-

ции КА вокруг этой оси (в рассматриваемом примере ось Z) отвечает условиям (Попов В.И., 1986):

$$J_z \leq 0.7 \cdot J_i \text{ или } J_z \geq 1.3 \cdot J_i, \quad i=x, y; \quad J_x \approx J_y, \quad (3)$$

то поддерживая в ходе солнечной ориентации или ориентации дежурного режима, описанного выше, вектор кинетического момента системы ДМ в виде

$$\mathbf{K}_{\text{ДМ}} = [0 \ 0 \ K_{\Delta}]^T$$

можно в случае возникновения нештатной ситуации, связанной с отключением работы системы управления, обеспечить стабилизацию КА вращением требуемой осью в направлении на Солнце, тем самым обеспечив на некотором продолжительном интервале времени положительный энергобаланс аппарата.

Кроме условия (3), для минимизации прецессии оси закрутки также к выполнению следующая рекомендация по величине центробежных моментов инерции аппарата:

$$\max(J_{\text{цб}}) / \min(J_i) \in [0.01; 0.05], \quad (4)$$

где $\max(J_{\text{цб}})$ – максимальный центробежный момент инерции КА; $\min(J_i)$ – минимальный среди главных центральных моментов инерции.

Рассмотрим подробнее процессы, появляющиеся при возникновении нештатной ситуации, связанной с отключением системы управления.

В случае отключения системы управления на все ДМ перестаёт поступать управляющий сигнал, т.е. прибор отключается от электропитания. Это приводит к тому, что все роторы кластера ДМ переходят в режим выбега, когда начинается их плавное торможение под действием моментов сухого и вязкого трения на валу ротора. Поскольку кинетический момент системы ДМ вне направления оси Z , т.е. требуемой оси закрутки, поддерживался близким к нулю, то это означает что скорости вращения ДМ, обеспечивавших эти составляющие кинетического момента, были также околонулевыми. Поэтому выбег их роторов не приведёт к существенному изменению соответствующих угловых скоростей вращения КА. В то же время кинетический момент ДМ, установленного по оси, направленной в сторону Солнца, составлял на момент начала выбега K_{Δ} , поэтому аппарат приобретёт вокруг этой оси угловую скорость (в примере для оси Z), равную $\omega = K_{\Delta} / J_x$. При этом выполнение условий (3) обеспечит устойчивость процесса стабилизации вращением.

Строго говоря, ДМ системы могут располагаться на КА и не соосно как в рассматриваемом примере, главное условие – это установка одного из них соосно оси КА, наводимой в сторону Солнца. Связана эта необходимость с различными для каждого ДМ моментами сухого и вязкого трения, что не позволит обеспечить требуемый характер изменения кинетического момента системы ДМ, т.е. процесс закрутки в ином случае.

2. Прототип рассматриваемой системы и используемые модели

С целью подтверждения применимости предложенного способа, проведём математическое моделирование всех процессов, используя следующие параметры прототипа, в качестве которого выступает микро-КА.

Тензор инерции рассматриваемого КА выглядит следующим образом:

$$J = \begin{bmatrix} 0.78 & 0.002 & 0.027 \\ 0.002 & 0.93 & 0.0266 \\ 0.027 & 0.0266 & 0.5 \end{bmatrix}, \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Параметры каждого из управляющих ДМ, установленных соосно КА представлены в таблице 1.

Космический аппарат функционирует на солнечно-синхронной орбите с высотой 500 км и местным солнечным временем прохождения восходящего узла орбиты 10 часов 30 минут.

Моделирование кинематики вращательного движения осуществляется путём численного интегрирования уравнений Пуассона:

$$\dot{\Lambda} = 0.5 \Lambda \otimes \Lambda_{\omega}.$$

Моделирование динамики вращательного движения осуществляется путём численного интегрирования уравнений Эйлера (1).

Математическая модель вращения ротора каждого из ДМ рассматривается в виде уравнения (Розин П.Е., 2016):

$$\dot{\Omega}_{\text{ДМ}} = I_{\text{ДМ}}^{-1} \left(\text{sign}(\Omega_{\text{ДМ}}) M_{\text{ст}} + K_{\text{вт}} \frac{\Omega_{\text{ДМ}}}{\Omega_{\text{max}}} - u_{\text{ДМ}} \right),$$

где $u_{\text{ДМ}}$ – управляющий сигнал, отправляемый на ДМ со стороны системы управления, определяемый соотношением (6).

Модель орбитального движения рассмотрена в упрощённой форме в виде нижеследующих соотношений, численно интегрируемых совместно

с уравнениями динамики и кинематики. Во второй экваториальной СК, зафиксированной на стандартную эпоху J2000, уравнения приняты в следующем виде (Розин П.Е., Симонов А.В. и др., 2023):

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{|\mathbf{r}|^3} \mathbf{r} + \mathbf{a}_{\text{grav}}, \quad (5)$$

где \mathbf{a}_{grav} – изменение ускорения за счёт влияния несферичности гравитационного поля.

Возмущающее ускорение в гринвичской вращающейся системе координат, возникающее под влиянием второй зональной гармоники из разложения в ряд по сферическим функциям гравитационного потенциала Земли, определяется из соотношения (Landis Markley F., 2014):

$$\mathbf{a}_{\text{grav}}^g = -1.5 J_2 \left(\frac{\mu}{|\mathbf{r}_g|^2} \right) \left(\frac{R_e}{|\mathbf{r}_g|} \right)^2 \begin{bmatrix} \left(1 - 5 \left(\frac{z}{|\mathbf{r}_g|} \right)^2 \right) \frac{x}{|\mathbf{r}_g|} \\ \left(1 - 5 \left(\frac{z}{|\mathbf{r}_g|} \right)^2 \right) \frac{y}{|\mathbf{r}_g|} \\ \left(1 - 5 \left(\frac{z}{|\mathbf{r}_g|} \right)^2 \right) \frac{z}{|\mathbf{r}_g|} \end{bmatrix},$$

где $R_e = 6.378137 \cdot 10^6$ м – средний радиус Земли; $\mu = 3.986004418 \cdot 10^{14}$ м³/с² – гравитационный параметр Земли; $J_2 = 1.08262668355 \cdot 10^{-3}$ – коэффициент второй

зональной гармоники; $\mathbf{r}_g = M_{\text{ГП}}^{j2k} \mathbf{r} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$ – радиус-вектор

КА в гринвичской СК; $\mathbf{a}_{\text{grav}}^g$ – вектор возмущающего ускорения от несферичности гравитационного поля Земли в проекции на оси Гринвичской СК. В соотношении (5):

$$\mathbf{a}_{\text{grav}} = M_{j2k}^{\text{ГП}} \mathbf{a}_{\text{grav}}^g.$$

Моделирование магнитного поля, необходимое для исследования погрешности поддержания кинетического момента системы ДМ с использованием МИО, рассмотрено в виде дипольного варианта, который определяется соотношением (Landis Markley F., 2014):

таблица 1 – Параметры ДМ

параметр	наименование	единица измерения	значение
$K_{\text{ДМ}}$	максимальный кинетический момент	мНмс	60
$\dot{K}_{\text{ДМ max}}$	максимальное изменение кинетического момента	мНм	3
$\dot{K}_{\text{ДМ min}}$	минимальное изменение кинетического момента	мНм	0.03
$I_{\text{ДМ}}$	момент инерции ротора	кг·м ²	$9.554 \cdot 10^{-5}$
$\Omega_{\text{ДМ max}}$	максимальная скорость вращения ротора	рад/с	628
$M_{\text{ст}}$	момент сухого трения	мНм	0.1
$K_{\text{вт}}$	коэффициент момента вязкого трения	мНм	0.05

СПОСОБ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СОЛНЕЧНОЙ ОРИЕНТАЦИИ КА ПРИ НЕШТАТНОЙ СИТУАЦИИ, СВЯЗАННОЙ С ОТКЛЮЧЕНИЕМ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

$$\mathbf{B}_g(\mathbf{r}_g) = -\nabla V = \frac{3(\mathbf{m}, \mathbf{r}_g)\mathbf{r}_g - |\mathbf{r}_g|^2 \mathbf{m}}{|\mathbf{r}_g|^5},$$

где

$$\mathbf{m} = a^3 \begin{bmatrix} -1450.9 \\ 4652.5 \\ -29404.8 \end{bmatrix}, a = 6371.2.$$

В инерциальной системе координат будем иметь:
 $\mathbf{B} = M_{j2k}^{tp} \mathbf{B}_g(\mathbf{r}_g).$

Соотношения перехода между инерциальной 2ЭСК и неинерциальной гринвичской СК (ГрСК), необходимые для вычисления матрицы M_{j2k}^{tp} , вычисляются согласно указаниям из (РД 50-25645.325-89).

В качестве \mathbf{M}_Σ в выражении (1) рассмотрен только гравитационный момент, как вносящий основной вклад в возмущение вращательного движения. Соотношение для его вычисления:

$$\mathbf{M}_{grav} = 1.5 \cdot (\mu/R^3) \cdot (\boldsymbol{\eta} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\eta}),$$

где R – расстояние от центра масс Земли до центра масс КА (м); $\boldsymbol{\eta}$ – единичный вектор от центра масс Земли до центра масс КА в проекции на оси ССК КА.

Вектор направления на Солнце в инерциальной СК может быть получен из предположения о невозмущённом движении Земли относительно Солнца. Для получения модели вектора Земля – Солнце применяются следующие параметры (Montenbruck O., Gill E., Lutze F.H., 2002): ω – аргумент перигея; Ω – долгота восходящего узла; M – средняя аномалия.

Модель, определяющая орт Земля – Солнце в СК J2000 формализуется следующим образом:

$$\Omega + \omega = 282.940, M = (357.5226 + 35999.049T),$$

$$\lambda = \Omega + \omega + M + 6892'' \sin(M) + 72'' \sin(2M),$$

$$\mathbf{r}_\odot = R_x(-\varepsilon) \begin{pmatrix} \cos\lambda \cos\beta \\ \sin\lambda \cos\beta \\ \sin\beta \end{pmatrix},$$

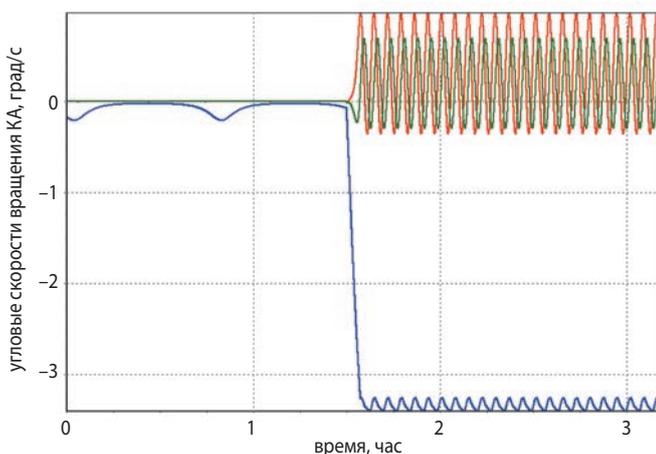


рисунок 1. Угловые скорости вращения КА

где $\varepsilon = 23.43929111$ – угол наклона эклиптики; λ – эклиптическая долгота орбиты; β – эклиптическая широта орбиты; \mathbf{r}_s – орт Земля – Солнце во второй экваториальной СК; T – модифицированная юлианская дата; $R_x(-\varepsilon)$ – матрица пространственного поворота относительно оси X на угол $-\varepsilon$.

Если для упрощения предположить, что $\beta = 0$, то:

$$\mathbf{r}_s = \begin{pmatrix} \cos\lambda \\ \sin\lambda \cos\varepsilon \\ \sin\lambda \sin\varepsilon \end{pmatrix}.$$

3. Алгоритмы управления ориентацией и кинетическим моментом

Задача управления КА до момента возникновения нештатной ситуации включает в себя вычисление управляющего сигнала на ДМ согласно соотношению ПИД-регулятора вида:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{k}_p \Delta \boldsymbol{\theta} - \mathbf{k}_d \Delta \dot{\boldsymbol{\theta}} - \mathbf{k}_i \int \Delta \boldsymbol{\theta} dt, \quad (6)$$

где \mathbf{u} – вектор управления в проекции на оси ССК КА; $\Delta \boldsymbol{\theta}$ – вектор отклонений от требуемой ориентации; $\Delta \dot{\boldsymbol{\theta}}$ – вектор приращений угла за такт работы системы управления; $\mathbf{k}_p, \mathbf{k}_d, \mathbf{k}_i$ – вектора коэффициентов пропорциональности.

Управление вектором кинетического момента в ходе штатного полёта осуществляется МИО по следующему алгоритму. Определяем вектор потребного управляющего момента из соотношения:

$$\mathbf{M}_{tr} = k_w (\mathbf{K}_{dm} - \mathbf{K}_{dmp}),$$

где k_w – коэффициент пропорциональности. Определим величины «полезной» и «вредной» составляющей момента по соотношениям:

$$M_p = |\mathbf{M}_{tr} \times \mathbf{B}_{сск}|, M_v = |(\mathbf{M}_{tr}, \mathbf{B}_{сск})|.$$

Формируем управляющие сигналы на магнитные исполнительные органы (направление включения):

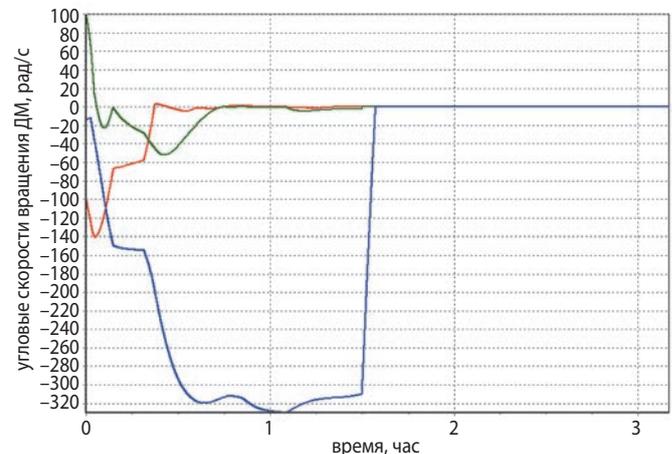


рисунок 2. Угловые скорости вращения ДМ КА

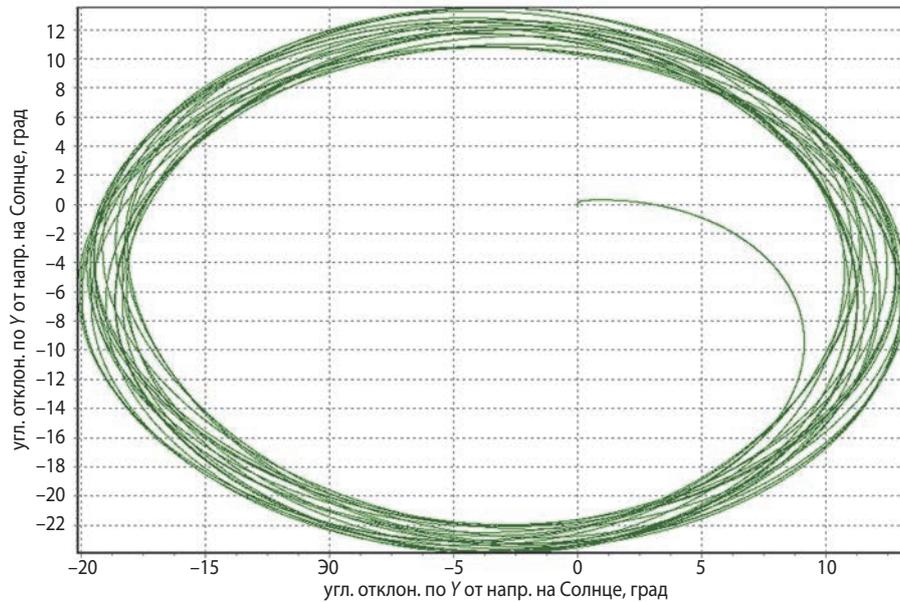


рисунок 3. Траектория вектора КА – Солнце (один виток)

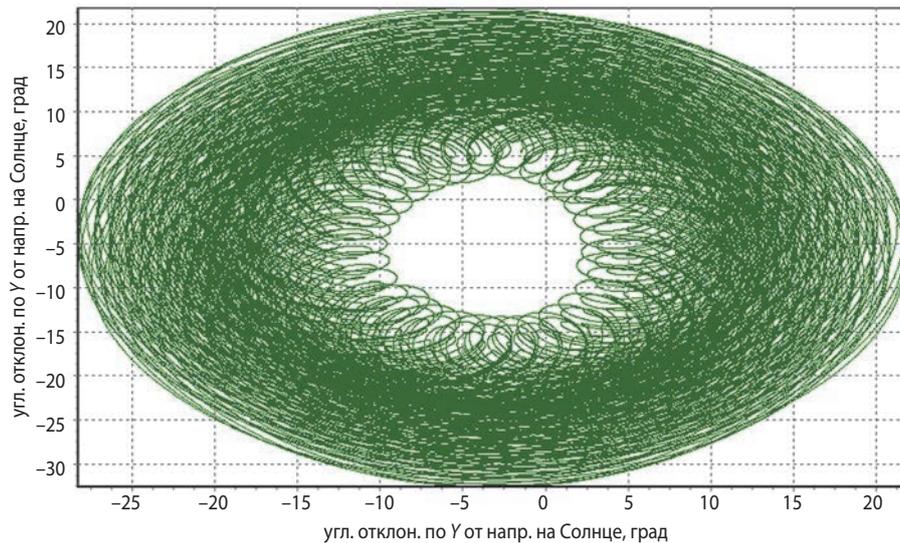


рисунок 4. Траектория вектора КА – Солнце (десять витков)

$$\mathbf{L} = k \frac{\mathbf{M}_{\text{тр}} \times \mathbf{B}_{\text{сск}}}{(\mathbf{B}_{\text{сск}}, \mathbf{B}_{\text{сск}})}$$

$$L_{mi} = L_{\max} \cdot \begin{cases} \text{sign}(L_i), & \text{если } |L_i| \geq L_0 \text{ и } \frac{M_p}{M_v} > \xi \\ 0, & \text{иначе} \end{cases}, \quad i=x,y,z,$$

где L_0 – порог магнитного момента срабатывания МИО; ξ – величина определяющая допуск на отношение полезного момента к вредному; k – коэффициент пропорциональности. При моделировании движения величина управляющего момента моделируется исходя из соотношения: $\mathbf{M}_{\text{упр}} = \mathbf{L}_m \times \mathbf{B}_{\text{сск}}$.

В качестве МИО рассмотрим электромагнитные катушки с магнитным моментом $1 \text{ А} \cdot \text{м}^2$. В реальном полете на КА такой располагаемый момент избыточен, однако для быстроты получения результатов

разгрузки примем данный параметр чуть больше действительно необходимого. В алгоритме управления кинетическим моментом примем:

$$K_{\Delta} = -0.03, K_H = 2, k = 5, L_{\max} = 1, \xi = 1.3.$$

4. Начальные условия и результаты моделирования

Примем начальные угловые скорости вращения ДМ равными $\Omega_x = -100$, $\Omega_y = 100$, $\Omega_z = -30$ рад/с.

В течение первого витка орбиты осуществляется стабилизация КА в ориентации дежурного режима и средствами МИО обеспечивается приведение вектора кинетического момента ДМ к требуемому. Затем, начиная со второго витка, осуществляется отключение ДМ, которые переходят в режим выбега ротора, а также отключаются МИО.

СПОСОБ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СОЛНЕЧНОЙ ОРИЕНТАЦИИ КА ПРИ НЕШТАТНОЙ СИТУАЦИИ, СВЯЗАННОЙ С ОТКЛЮЧЕНИЕМ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

На рисунке 1 представлена зависимость угловых скоростей вращения КА от времени, на рисунке 2 – угловых скоростей вращения ДМ от времени. На рисунке 3 – изображающая траектория вектора КА – Солнце в проекции на плоскость XOY КА. Время моделирования составило два витка орбиты.

Как видно, за счёт действия возмущающего момента со временем амплитуда угловых отклонений орта нормального к плоскости солнечных батарей КА увеличивается. Для рассмотренного прототипа КА – с максимальной амплитуды 14 градусов за время в один виток орбиты, до 22 градусов за десять витков. Тем не менее даже такие максимальные величины способны обеспечивать положительный энергобаланс КА и достаточно быстрый заряд его аккумуляторных батарей в условиях выключенной системы управления. Рассмотрим более длительный процесс моделирования – аналогично в течении одного витка КА управляется, а затем в течение десяти витков не управляется. На рисунке 4 приведена аналогичная рисунку 3 изображающая траектория вектора КА – Солнце в проекции на плоскость XOY КА.

Результаты моделирования для разных величин $|K_{\Delta}|$ применительно к рассматриваемому прототипу приведены в таблице 2.

таблица 2 – Результаты оценки точности стабилизации

$ K_{\Delta} $, мНмс	ω закрутки, %/с	максимальная амплитуда отклонений через виток, °	максимальная амплитуда отклонений через десять витков, °
0.03	3.25	23	32
0.02	2.3	17	33
0.01	1.2	16	45

заключение

Исследование предложенного в работе способа показало, что он может быть достаточно эффективно использован для обеспечения солнечной ориентации КА микро- класса, находящихся на околоземной солнечно-синхронной орбите, для которой основным возмущающим моментом является гравитационный. Условие (3) является необходимым для обеспечения стабилизации вращением и должно быть обеспечено на этапе проектирования КА.

Размещение на борту аппарата ДМ, обеспечивающих достаточно высокий запас кинетического момента (в примере рассмотрены ДМ, позволяющие иметь такой запас, который позволит реализовать угловую скорость разворота порядка трёх градусов в секунду вокруг оси с наибольшим моментом инерции) также является необходимым. Данное условие также достаточно легко выполнить для микро- и ма-

лых КА, в частности, используемых для дистанционного зондирования Земли, поскольку требования предполагаемой скорости разворота на данных аппаратах имеют сопоставимый порядок.

Рассмотренный пример прототипа микро-КА показал, что в случае возникновения отказа системы управления в режиме обеспечения ориентации дежурного режима, когда одна ось направлена на Солнце, а другая составляет с направлением в надира наименьший возможный угол, возможно обеспечить длительную стабилизацию КА на ССО высотой 500 км с амплитудами отклонения оси, нормальной к плоскости СБ, на угол менее 25 градусов на интервале десяти витков орбиты.

Важным аспектом применения предложенного способа является необходимость исследования условий стабильности и точности закрутки: математическое моделирование движения КА с выбором K_{Δ} , а также выполнении в ходе проектирования аппарата условий (4).

список литературы

Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. Пассивные и комбинированные системы. Изд. 2, перераб. и доп. 1986. 184 с.

РД 50-25645.325-89. Руководящий нормативный документ. Методические указания. Спутники Земли искусственные. Основные системы координат для баллистического обеспечения полётов и методика расчёта звёздного времени. М.: Изд-во стандартов, 1989. 19 с.

Розин П.Е., Симонов А.В., Гордиенко Е.С., Мерзлинкин В.Е. Навигационно-баллистическое обеспечение полёта КА, функционирующих на околокруговых орбитах, с использованием измерений ГНСС-приёмника // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 29-36. DOI 10.26162/LS.2023.62.4.004. EDN: URVVFY.

Розин П.Е. Методика обработки бортового программного обеспечения системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «АУРИГА» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 118-125. EDN: XWOABJ.

Landis Markley F., John L. Crassidis Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control // Springer, 2014. P. 486.

Montenbruck O., Gill E., Lutze F.H. Satellite orbits: models, methods, and applications // Appl. Mech. Rev. 2002. Vol. 55, № 2. P. B27-B28.

Статья поступила в редакцию 28.08.2024

Статья после доработки 04.09.2024

Статья принята к публикации 05.09.2024

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАБИЛЬНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ НАПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРА СИЛЫ ТЯЖЕСТИ

STUDY OF THE LOOP HEAT PIPES OPERATION STABILITY ON CHANGE OF THE GRAVITY VECTOR DIRECTION



Ю.В. Панин¹,
кандидат
технических наук,
PaninIUV@laspace.ru;
Y.P. Panin



Р.И. Гуров¹,
аспирант,
GurovRI@laspace.ru;
R.I. Gurov



В.А. Бондаренко¹,
BondarenkoVA@laspace.ru;
laspace.ru;
V.A. Bondarenko

В статье анализируются функциональные особенности технических решений, построенных на совместном применении аксиальных и контурных тепловых труб с целью обеспечения теплового режима приборной панели лунной посадочной станции на этапах её эксплуатации в условиях гравитации. Представлены результаты наземной отработки контурных тепловых труб при различных относительных положениях испарителя и конденсатора-радиатора, а также при различных пространственных положениях компенсационной полости. Обсуждаются особенности запуска и циркуляции теплоносителя в контуре с учётом влияния тепловой связи испарителей двух контурных тепловых труб.

Ключевые слова:
тепловые трубы;
аксиальные тепловые трубы;
контурные тепловые трубы;
система терморегулирования;
тепловые испытания.

DOI: 10.26162/LS.2024.44.93.005

The article analyzes characteristics of the engineering design based on co-use of axial and loop heat pipes to ensure the thermal environment of the lunar lander's instrument panel during its gravitational operation. The article presents results of the loop heat pipes ground testing at different relative positions of the evaporator and condenser radiator, as well as at different spatial positions of the compensation chamber. The article discusses special aspects of the heat transfer fluid initiating and circulating in the heat pipe considering the influence of the two loop heat pipes evaporators' thermal connection.

Key words:
heat pipes;
axial grooved heat pipes;
loop heat pipes;
thermal control system;
thermal tests.

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

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

Введение

Система терморегулирования посадочной лунной станции должна обеспечивать работу служебных систем и научного оборудования в заданном температурном диапазоне на всех этапах миссии. Существенное тепловыделение аппаратуры на приборной панели требует достаточно развитую радиационную поверхность для сброса избытков тепла в период лунного дня одновременно с необходимостью обеспечивать минимальные потери тепла в период лунной ночи. Решение данной задачи может быть возложено на регулируемые теплопроводы на базе контурных тепловых труб.

Контурные тепловые трубы (КнТТ) являются уникальными устройствами и часто выделяются в отдельный класс теплопередающих устройств из-за особенности своего конструктивного исполнения и функционирования. КнТТ способна без затрат энергии, в существенных пределах, изменять своё термическое сопротивление это позволяет заданным образом организовать пассивно управляемый сток тепла от приборной панели к радиатору. Эти особенности позволяют обеспечивать поставленную задачу без использования дополнительных источников энергии, что является важнейшим условием для долгоживущих лунных станций, но требуют тщательной проработки и оценки их работоспособности в зависимости от широкого уровня изменения внешних условий на всех этапах существования КА при космической и наземной эксплуатации.

1. Постановка задачи

Современные КА отличает негерметичное расположение приборного оборудования на тепловых сотовых панелях (ТСП) с использованием тепловых труб (Финченко В.С. и др., 2018). Применительно к посадочным станциям НПОЛ принцип обеспечения теплового режима научного и служебного оборудования, размещённого в приборном контейнере, строится на использовании ТСП с аксиальными тепловыми трубами (АТТ), которые собирают всю избыточную тепловую энергию и переносят её на испарители теплопроводов радиаторов на основе контурных тепловых труб.

Особенность технологии изготовления корпуса АТТ методом горячей экструзии, позволяет получать сложный внутренний и внешний профиль трубы, что позволяет интегрировать их в конструкции сотовых панелей. Конструкция капиллярной структуры АТТ представляет собой продольные канавки сужающиеся к центру корпуса трубы. Капиллярный напор, создаваемый такой структурой, обеспечивает малое ограничение по гидравлическому сопротивлению, что позволяет эффективно передавать тепло на расстояние до нескольких метров в горизонтальном

положении или в условиях невесомости, однако недостаточен для противодействия земной гравитации в вертикальном положении. Нормальная работа АТТ под действием гравитации обеспечивается при выполнении условия, при котором участок конденсации должен быть расположен выше или хотя бы на одном уровне с участком испарения. Соблюдение указанного условия необходимо для работы АТТ при проведении тепловых испытаний в земных условиях и также распространяется на их работоспособность после посадки КА даже с учётом гораздо меньшего значения гравитации Луны.

Считается, что в отличие от АТТ чувствительность КнТТ к гравитационному полю крайне мала, что позволяет ей эффективно работать в любой пространственной ориентации при наземной эксплуатации, а также в условиях микрогравитации (Майдалик Ю.Ф. и др., 1996). Однако каждая конструкция КнТТ индивидуальна и такие особенности её конструктивного исполнения, как несоединённое расположение компенсационной полости (КП) относительно испарителя, разветвление конденсатора, гидравлическое сопротивление протяжённого конденсатора и тому подобное могут оказать существенное влияние на условия запуска КнТТ и стабильность циркуляции в ней теплоносителя особенно при малых тепловых нагрузках.

В связи с перечисленными особенностями применения теплопередающих агрегатов в составе рассматриваемой системы терморегулирования была выполнена работа по анализу функционирования тепловых труб при наземной отработке теплового режима. Данное исследование является факультативным, выходящим за границы формальной постановки задачи тепловых испытаний, заключающейся в подтверждении работоспособности системы терморегулирования и требований к её характеристикам в целом.

2. Тепловые трубы в составе системы терморегулирования

Особенность применения тепловой сотопанели (ТСП) с аксиальными тепловыми трубами (АТТ) в системе терморегулирования (СТР) рассматриваемого типа заключается в обеспечении гарантированной циркуляции в них теплоносителя в условиях гравитации Луны за счёт подвода тепла от радиоизотопного теплоэлектрогенератора (РИТЭГ). РИТЭГ обеспечивает циркуляцию теплоносителя в АТТ в режиме термосифона, так как они не обладают достаточным капиллярным напором, чтобы поднимать теплоноситель вверх ТСП против силы тяготения (Казмерчук П.В. и др., 2016). Тепловая мощность собирается аксиальными тепловыми трубами, которые подводят тепло к двум испарителям теплопровода

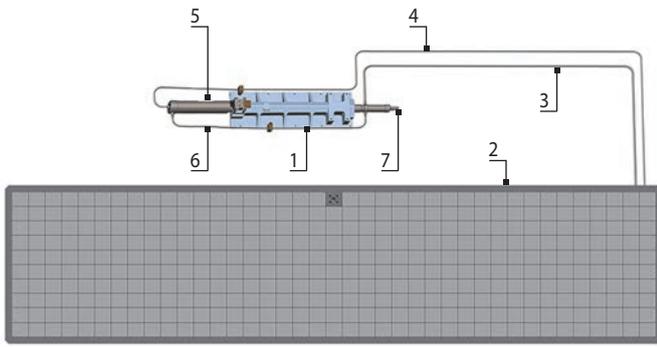


рисунок 1. Теплопровод радиатора на базе КнТТ

для последующего сброса в окружающее пространство с помощью радиаторов. Испарители расположены зеркально с противоположных сторон ТСП и имеют непосредственную тепловую связь через АТТ.

Остановимся более подробно на особенностях работы теплопроводов радиаторов на базе КнТТ. Общий вид теплопровода радиатора (далее по тексту ТПП), а также его основные элементы показаны на рисунке 1.

ТПП состоит из испарителя (1), транспортных каналов и радиатора-излучателя (2) с термооптическим покрытием. В процессе функционирования КА в период лунного дня в испарителе ТПП под действием теплового потока происходит испарение рабочего тела – пропилена. Парообразный теплоноситель по паропроводу (3) поступает в радиационный-излучатель, где происходит излучение избыточной тепловой энергии и конденсация, после чего теплоноситель возвращается по конденсатопроводу (4) в компенсационную полость (5) и цикл повторяется.

В период лунной ночи тепловыделение приборов прекращается, а жизнеспособность аппарата поддерживается за счёт тепловыделения, размещённого на приборной панели РИТЭГ. В этот период теплопроводы радиаторов переходят в режим регулирования,

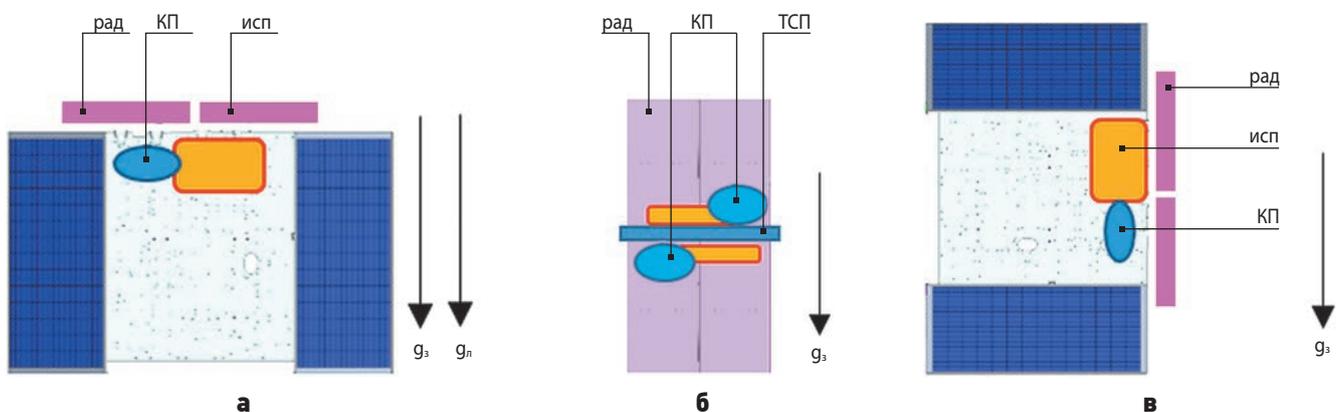
перенаправляя рабочее тело по байпасу (6) напрямую в компенсационную полость испарителя, минуя радиатор. Увеличение теплового потока приводит к открытию регулятора (7) и циркуляции теплоносителя по большому контуру с охлаждением в радиаторе.

3. Влияние пространственного положения и гравитации на работу тепловых труб в составе изделия

Особенность посадочных станций, оснащаемых рассматриваемыми агрегатами системы терморегулирования, в части экспериментальной отработки и предстартовой подготовки с точки зрения функционирования тепловых труб и в частности КнТТ, заключается в обеспечении их стабильной работы в условиях гравитации при изменении пространственного положения КА. Например, земная гравитация может оказать влияние на работу КнТТ при неблагоприятном положении испарителя относительно радиатора, а также несоосном расположении испарителя относительно КП при подводе минимальной тепловой мощности. Также важно отметить, что в настоящей работе рассматривается работа КнТТ в системе, где необходимо учитывать особенности работы АТТ в составе ТСП в режиме термосифона.

Рассмотрим положения элементов КнТТ на всех этапах функционирования СТР с учётом влияния гравитации:

- положение при проведении тепловакуумных испытаний ($g=1$);
- положение при установке РИТЭГ перед накаткой обтекателя ($g=1$);
- положение при накатке обтекателя и подготовке к старту ($g=1$);
- положение при перелёте ($g=0$);
- положение после посадки при гравитации Луны ($g=0,16$).



а – при проведении приёмсдаточных испытаний и после посадки при гравитации Луны;
б – при установке РИТЭГ; **в** – при накатке обтекателя.

рисунок 2. Положение ТПС и ТПП при наземных испытаниях и эксплуатации

В соответствии с логикой экспериментальной отработки положение КА при тепловвакуумных испытаниях совпадает с положением на поверхности Луны (рисунок 2а). Положение при установке РИТЭГ обуславливается появлением существенной тепловой нагрузки на ТСП, передаваемой через АТТ на радиаторы (рисунок 2б), а положение при накатке обтекателя и подготовке к старту – изменением положения испарителей и АТТ (рисунок 2в). Ориентация тепловых труб при межорбитальном перелёте не имеет существенного значения, так как отсутствует влияние гравитации.

Работоспособность ТТ в положение КА после посадки не вызывала опасений (Бугрова А.Д. и др., 2021), так как было сказано выше, что АТТ приборной панели работают в режиме термосифона, а испарители КнТТ расположены горизонтально и ниже радиаторов, при этом контактная плоскость испарителя располагается вертикально, а его компенсационная полость повёрнута на 90° вокруг оси испарителя, что не является критичным для запуска КнТТ. Работы, проведённые в рамках наземной экспериментальной отработки СТР, в целом подтвердили заданные параметры всех тепловых труб.

С точки зрения постановки задачи более важно рассмотреть частный случай работы КнТТ в составе СТР, связанный с необходимостью обеспечивать тепловой режим приборной панели после установки на неё РИТЭГ на техническом комплексе космодрома перед накаткой обтекателя. На данном этапе КА повернут на 90°, а радиаторы расположены вертикально и частично ниже испарителей, при этом панель расположена в горизонте. На рисунке 3 показано расположение радиаторов и испарителей, а также схематичное направление движения теплоносителя.

АТТ располагаются в горизонте и работают в благоприятном для себя положении. Данное положение может вызвать проблемы только при функционировании КнТТ. Во-первых, КП испарителя 2

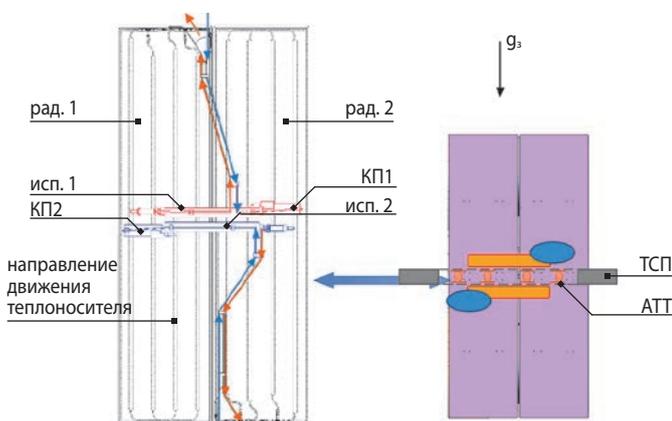


рисунок 3. Расположение элементов КнТТ при горизонтальном положении ТСП

перевернута относительно оси пористой втулки (рисунок 2в и рисунок 3), что повышает гидравлическое сопротивление при подводе теплоносителя из КП, во-вторых, испарители КнТТ имеют непосредственную тепловую связь между собой. Особенности работы двух КнТТ, имеющих тепловую связь, описываются в различных статьях (Панин Ю.В. и др., 2021), авторы этих работ сходятся во мнении, что при недостаточной мощности может запуститься только одна КнТТ, после чего запущенная КнТТ будет мешать работать второй КнТТ. В таких условиях чаще всего полноценный запуск удаётся зафиксировать только на одном теплопроводе или получить нестабильное поддержание циркуляции во второй КнТТ, что не является недостатком, а лишь следствием избыточности площади радиаторов для данного этапа эксплуатации.

4. Положение испаритель ниже радиатора

Рассмотрим работу КнТТ в системе при вертикальном положении КА, соответствующему положению после посадки (рисунок 2а), когда испарители находятся ниже радиаторов, а АТТ работают в режиме термосифона. Испытания проводились в замкнутом объёме при комнатной температуре без обдува радиатора. Результаты показаны на рисунке 4.

Цифрами 1–4 обозначены основные события при испытаниях. Событие 1 – включение имитатора РИТЭГ мощностью 147 Вт. Циркуляция в теплопроводах при этом отсутствует. В данных условиях отследить начало циркуляции в АТТ было достаточно проблематично, т.к. датчик установлен в центре ТСП. Однако можно утверждать, что событие 2 скорее всего связано с началом циркуляции теплоносителя в АТТ, так как наблюдается явное изменение динамики нагрева на испарителях при одновременном падении температур имитатора РИТЭГ, что говорит о том, что испарители стали получать тепло от имитатора РИТЭГ через АТТ.

Событие 3 обусловлено началом циркуляции в одном из теплопроводов, где происходит понижение температуры испарителя ТПП-1 и повышение температуры на входе радиатора 1. При этом испаритель 2 тоже охладился, но не запустился, что говорит о том, что понижение температуры связано с тепловой связью через панельные АТТ с испарителем ТПП-1 и его запуском. Событие 4 обуславливает начало циркуляции в ТПП-2, где наблюдалось повышение температуры на входе в радиатор 2.

Особенность проведения испытаний заключалась в расположении объекта в открытом помещении при комнатной температуре без обдува радиаторов, что не позволяло достигнуть стационарного режима

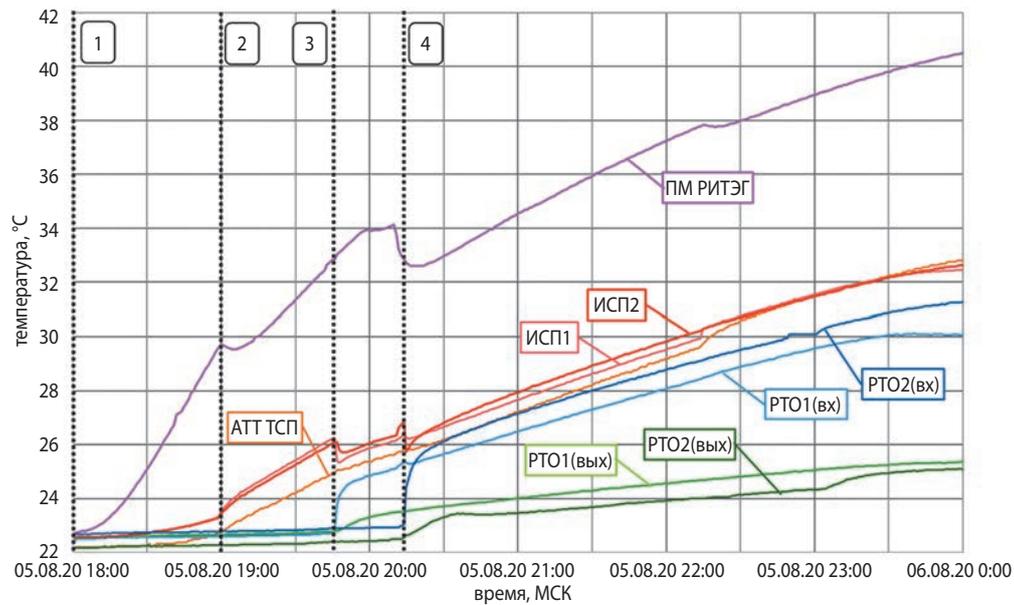


рисунок 4. Температура элементов конструкции ТПР-1, ТПР-2 и ТСП

работы ТПР, однако не помешало наблюдать взаимное влияние работы ТПР-1 и ТПР-2 друг на друга. Представленные графики можно использовать как обоснование последовательного запуска ТПР-1 и ТПР-2. Тем не менее важно отметить, что на термограмме (рисунок 5) наблюдается отсутствие изменения температуры в центре радиатора ТПР-1, т.е. он прогревается только на входе за счёт подвода пара, что говорит о том, что циркуляция практически отсутствует и вся мощность отводится радиатором ТПР-2. При этом радиатор ТПР-2 функционирует стабильно, хотя очевидно не на полную мощность, что скорее всего связано с недостаточным количеством подводимого тепла к теплопроводам на данном режиме испытаний, тогда как каждый ТПР рассчитан на передачу не менее 240 Вт.

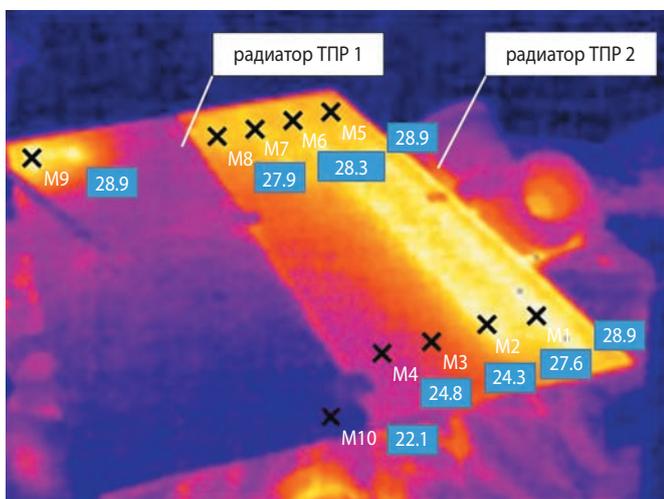


рисунок 5. Термограмма радиаторов (частный случай). Положение в соответствии с рисунком 2а после события 4 по рисунку 4.

5. Изменение положения испарителей относительно радиатора

Далее рассмотрим изменение работы теплопроводов при горизонтальном положении КА. В ходе испытаний проверялось изменение работы тепловых агрегатов в динамике при повороте макета КА вокруг своей оси из положения рисунок 2б в положение рисунок 2в соответственно. Положение ТПР-1 и ТПР-2 рисунка 2б в основном обусловлено тем, что испаритель находится на уровне середины радиатора, а положение рисунка 2в, тем что испаритель 2 располагается в положении компенсационной полостью вниз, а испаритель 1 компенсационной полостью вверх.

Испытания проводились в атмосферных условиях без обдува радиаторов. Изменение температур на элементах конструкции ТПР-1, ТПР-2 и ТСП показаны на рисунке 6.

Цифрами 1–4 обозначены основные события при испытаниях. Событие 1 – включение тепловой нагрузки на имитаторе РИТЭГ при ориентации объекта испытаний соответствующей рисунку 2б, при этом ТСП в горизонтальном положении. Событие 2 – начало циркуляции в ТПР-2, и возможно в ТПР-1, при этом важно отметить, что температура на выходе радиатора-1 не меняется, что может говорить об отсутствии полноценной циркуляции или малой мощности, сбрасываемой на небольшом участке радиатора. Событие 3 соответствует полной остановке циркуляции ТПР-1 и выходу на стабильный режим циркуляции в ТПР-2. Событие 4 – поворот объекта испытаний вокруг своей оси. Наблюдается резкое изменение температур, переход ТПР-1 в стационарный режим и остановка циркуляции в ТПР-2.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАБИЛЬНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ НАПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРА СИЛЫ ТЯЖЕСТИ

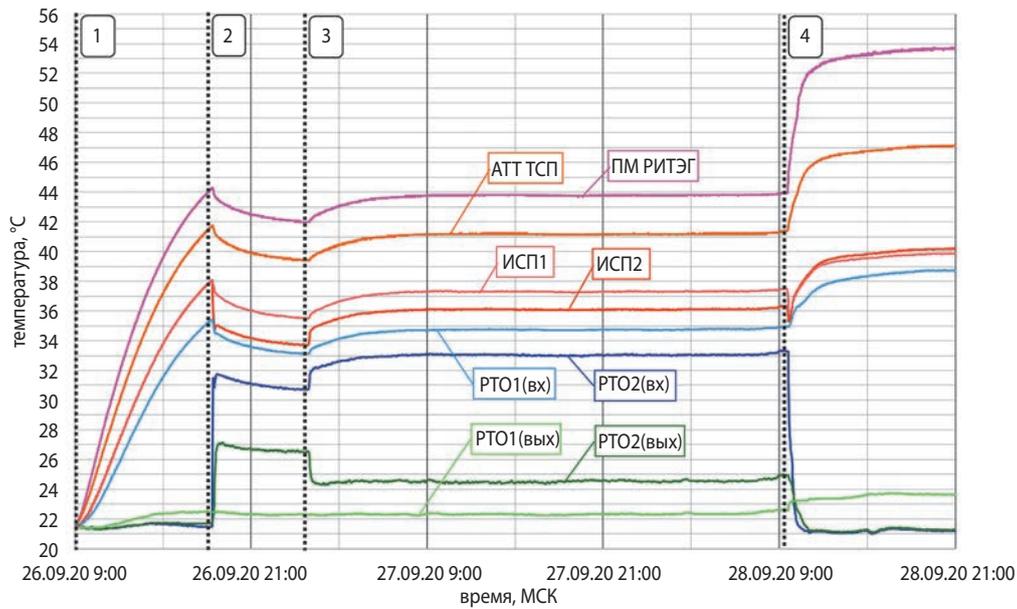


рисунок 6. Температура элементов конструкции ТТР-1, ТТР-2 и ТСП

Анализ испытаний показал, что поворот испарителя компенсационной полостью вниз оказал решающее воздействие на остановку ТТР-2. Также важно отметить, что при этом характер работы ТТР-1 был нестабильным. Так, при положении, соответствующем рисунку 2б, радиаторы были частично ниже испарителей, а испаритель 2 и, следовательно, его КП были перевернуты, в связи с чем наблюдалось затухание циркуляции в ТТР-2, т.е. жидкий теплоноситель перестал подпитывать испаритель 2 из КП. Интересно отметить, что при этом радиатор ТТР-1 имел циркуляцию по одной из двух параллельных веток конденсатора. Данное явление очевидно связано с прохождением нижней части конденсатора на расстоянии 800 мм ниже уровня плоскости испарителя и существенным гидравлическим сопротивлением при малой мощности, не позволяющим прокачать теплоноситель по обеим веткам. Данное явление было хорошо заметно на термограмме рисунок 7а, где чётко видно, что полностью прокачивается только одна ветка, а вторая заполняется подогретым теплоносителем лишь на небольшом начальном участке. Термограмма рисунок 7б показывает изменение распределения теплоносителя по веткам радиатора, где равномерно задействованы обе ветки, но только до середины радиатора, без последующего чёткого отслеживания прокачки подогретого теплоносителя по траектории конденсатора. Неравномерность распределения температуры веток конденсатора на термограммах, по-видимому, связана с пульсациями при работе ТТР при значении мощности, недостаточной для создания давления, необходимого для прокачки теплоносителя в данном положении. При этом отмеченное на рисунке 7б явление было достаточно

краткосрочным, и существенно не повлияло на величину мощности, сбрасываемой радиатором.

Важно отметить, что замеченные выше явления стали основой для понимания ожидаемых процессов при установке штатного РИТЭГ и обеспечения нормального функционирования СТР приборной панели вплоть до подготовки к старту.

Необходимость обеспечения теплового режима РИТЭГ на подготовительных и предстартовых работах привела к появлению в качестве основного средства обеспечения теплового режима РИТЭГ на техническом и стартовом комплексе передвижного холодильного устройства (ПХУ) с принудительной прокачкой теплоносителя. Таким образом, полноценно ТТР могут быть задействованы только на участках, где ПХУ временно отключается. В связи с этим рассмотрим распределение температур на двух основных участках подготовительных и предстартовых работ – перед накаткой головного обтекателя и после установки в космическую головную часть.

На графике (рисунок 8) показаны температуры тепловых агрегатов при увеличении мощности в зоне установки РИТЭГ. Пунктирные линии на графике указывают на следующие события: 1 – начало захлаживания посадочного места РИТЭГ с помощью ПХУ; 2 – отключение ПХУ; 3 – установка РИТЭГ (в положении КА рисунок 2б), начало циркуляции в ТТР-2; 4 – поворот КА на 180°, стабильная циркуляция в ТТР-2; 5 – включение ПХУ.

На графике (рисунок 9) показаны температуры тепловых агрегатов после накатки головного обтекателя с ранее установленным РИТЭГ. Пунктирные линии на графике указывают на следующие события: 1 – технологическое отключение ПХУ и системы измерения; 2 – запуск ПХУ и системы измерения;

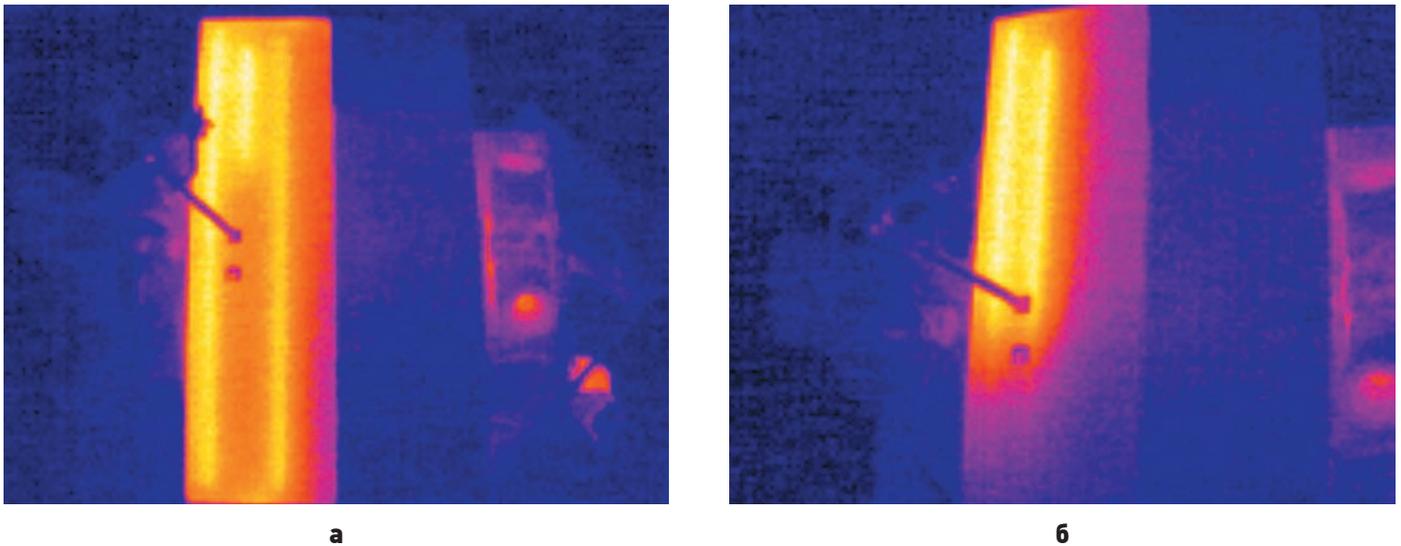


рисунок 7. Изменение распределения температур по радиатору ТПР-1. Положение в соответствии с рисунком 2б

3 – отключение ПХУ и начало транспортировки КА; 4 – окончание транспортировки КА и новый запуск ПХУ, начало циркуляции в ТПР-1, при этом температура окружающей среды в зале выше, из-за солнечной засветки помещения и работы охлаждающих вспомогательных агрегатов возвращающих, горячий воздух из-под головного обтекателя непосредственно в зал; 5 – переключки на транспортно-установочный агрегат, серия технологических отключений ПХУ и системы измерения; 6 – запуск ПХУ и принудительного воздушного охлаждения.

Как можно видеть из представленных графиков, функционирование ТПР зависит не только от изменения пространственной ориентации, но и от изменения внешних условий на радиаторах и тепловой нагрузки в зависимости от наличия и отсутствия непосредственного теплоотвода от РИТЭГ с помощью ПХУ. Температуры на графиках говорят в основном о попеременной работе одного или другого ТПР в зависимости от изменения пространственной ориентации КА, а также уменьшения или увеличения подводимой к испарителям тепловой нагрузки.

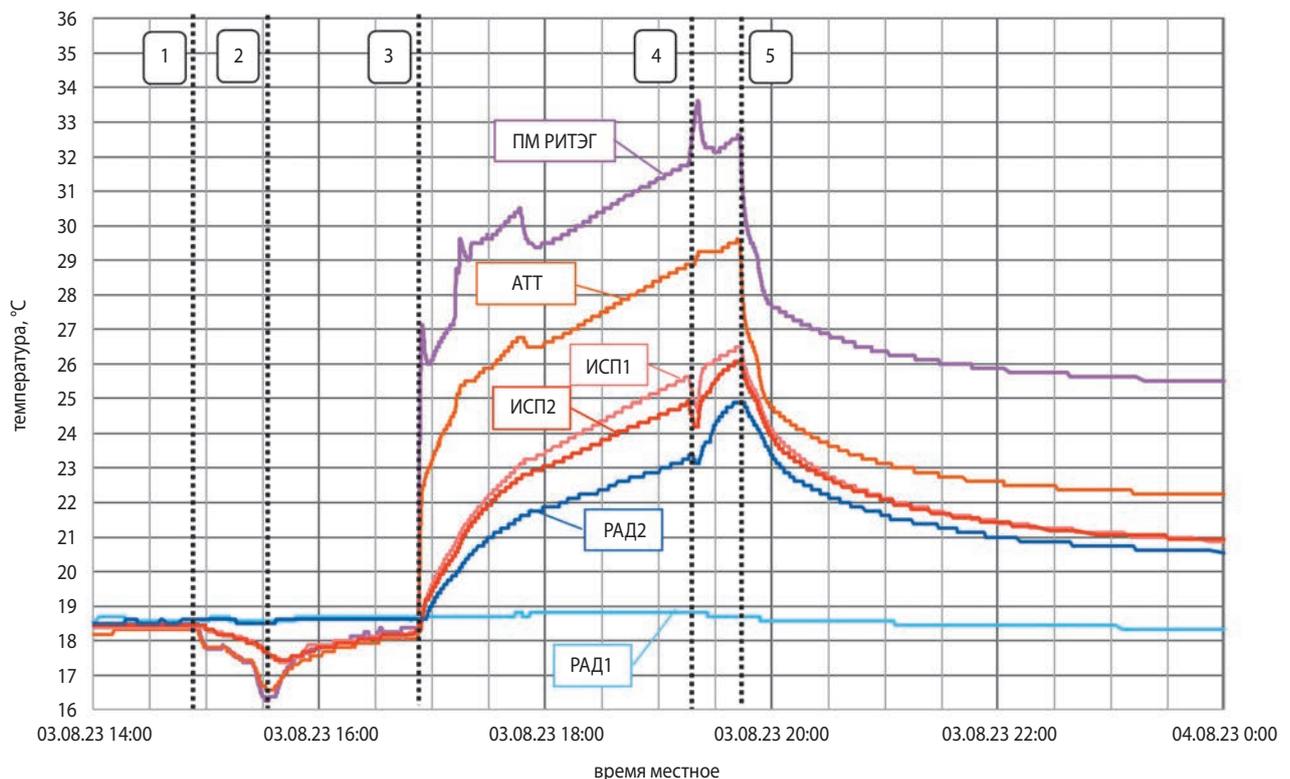


рисунок 8. Температура элементов конструкции ТПР-1, ТПР-2 и ТСП перед накаткой обтекателя

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАБИЛЬНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ НАПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРА СИЛЫ ТЯЖЕСТИ

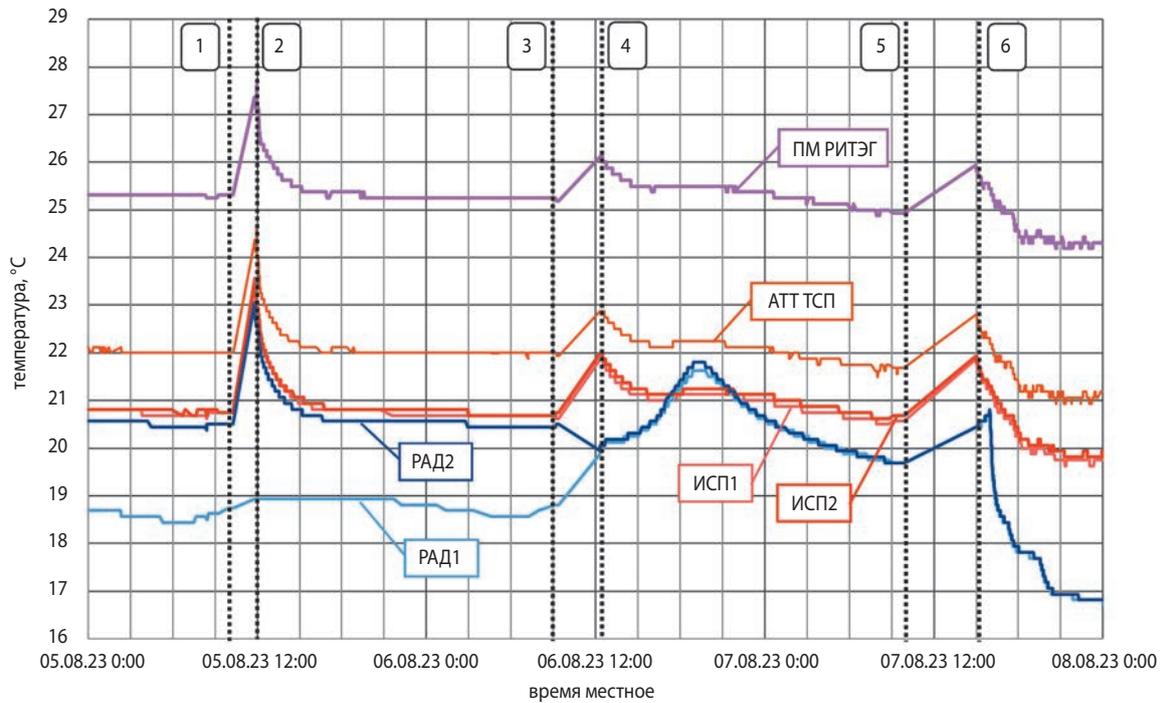


рисунок 9. Температура элементов конструкции ТПР-1, ТПР-2 и ТСП после накатки обтекателя

заключение

Рассмотрены особенности функционирования системы терморегулирования в наземных условиях, основанной на совместном применении ТСП на базе АТТ и регулируемых КнТТ. Проведён анализ проблемных вопросов использования КнТТ при обеспечении теплового режима КА во время технологических работ на техническом и стартовом комплексе. Показано, что положение испаритель ниже конденсатора, а также предыстория тепловых воздействий на КнТТ и величина подводимой мощности, играют существенную роль на стабильность запуска КнТТ и циркуляцию теплоносителя. Проведён анализ взаимного влияния КнТТ друг на друга с учётом тепловой связи.

Экспериментально подтверждено влияние изменения положения испарителя относительно радиатора на гидравлическое сопротивление в КнТТ и стабильность циркуляции теплоносителя под воздействием гравитации. Так, наземные испытания при малых мощностях показали снижение циркуляции теплоносителя в одном из теплопроводов. С другой стороны, при тех же положениях, но при подводе большей мощности оба ТПР функционировали и поддерживали циркуляцию теплоносителя, хотя и с увеличением сопротивления.

Результаты исследований позволяют учесть особенности функционирования КнТТ на этапе работ при наземной отработке и подготовке к старту таким образом, чтобы они не отразились на качестве обеспечения теплового режима КА.

список литературы

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

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

Майданик Ю.Ф., Солодовник Н.А., Ферштатер Ю.Г., Гончаров К.А., Котляров Е.Ю. Патент РФ № 2062970: Способ регулирования температурного уровня контурной тепловой трубы. // Опубликовано бюллетень № 18. 1996.

Панин Ю.В., Антонов В.А., Балыкин М.А., Бондаренко В.А., Холяков А.Е. К вопросу проектирования и эксплуатации ТТ в составе СТР посадочных модулей межпланетных станций для исследования тел солнечной системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 31-38.

Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций: науч. издание // Под ред. В.В. Ефанова и В.С. Финченко. Изд-во АО «НПО Лавочкина». 2018. 400 с. ISSN 978-5-905646-11-9.

Статья поступила в редакцию 09.07.2024

Статья после доработки 16.07.2024

Статья принята к публикации 19.07.2024

МОДЕЛЬ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ СОТР КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

THE SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEM SURVIVABILITY MODEL



А.А. Абдурахимов¹,
профессор, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
A.A. Abdurakhimov



А.И. Рыльков¹,
кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
A.I. Rylkov



Г.А. Матвеев¹,
адъюнкт,
vka@mil.ru;
G.A. Matveev

В статье представлена модель обеспечения живучести СОТР космического аппарата в условиях воздействия неблагоприятных факторов космического пространства на основе анализа невязок значений параметров функционирования системы с использованием бортовых средств космического аппарата и приоритетным применением бортового комплекса управления. Также представлены обобщённая модель управления техническим состоянием системы обеспечения теплового режима (СОТР) космического аппарата и схема работы бортового комплекса управления по адаптации системы.

Ключевые слова:
космический аппарат;
система обеспечения теплового режима;
модель; живучесть;
нештатная ситуация.

DOI: 10.26162/LS.2024.20.57.006

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время космические аппараты (КА) получили широкое применение в различных отраслях деятельности государства и частных компаний. Без КА сегодня невозможно эффективное решение большинства социально-экономических, военных и на-

The article presents the SC TCS survivability model under harsh outer space environment based on analysis of the system functioning parameters' discrepancies using onboard SC hardware with priority use of the onboard control complex. Beyond that the article covers an expanded model of the SC Thermal Control System (TCS) health control and an operating procedure of the TCS customization by onboard control complex.

Keywords:
spacecraft;
thermal management system;
model; survivability;
emergency situation.

учно-исследовательских задач, и обеспечение способности КА выполнять целевые функции является приоритетной задачей при планировании его жизненного цикла. Однако на практике бывает, что на КА оказывает воздействие какой-то незапланированный

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint Petersburg.

внешний фактор либо же известный, но с экстремальным значением, что может привести к появлению в какой-либо системе КА дефекта, который будет препятствовать выполнению целевых задач, а в некоторых случаях и к возникновению отказа, ставящему под сомнение саму возможность выполнения целевых функций КА. Причём прекращение штатного функционирования КА может произойти как мгновенно после воздействия неблагоприятного фактора, так и впоследствии из-за изменения структуры системы и неправильного её функционирования. Такие события принято называть нештатными ситуациями (НС).

Необходимо учитывать, что так как КА функционирует в космическом пространстве, то отсутствует возможность проведения с ним непредусмотренных операций технического обслуживания или ремонта. Из этого следует, что в случае выхода из строя любого элемента исправить ситуацию можно с помощью заложенных изначально резервов и за счёт оперативного изменения программы функционирования как всего КА, так и отдельных его систем и элементов, что может обеспечить безопасность функционирования систем, а также их последующую диагностику и, при возможности, восстановление работоспособности или даже исправности КА (*Дементьев Г.П., Захаров А.К., Казаров Ю.К., 1987*).

В первую очередь такие функции выполняет бортовой комплекс управления (БКУ), который использует контрольно-диагностические средства. Однако необходимо учитывать, что каждый случай выявления неисправности рассматривается и на наземном комплексе управления, а в случае невозможности обеспечения БКУ работоспособности КА последний переводится в аварийный режим, в котором выполнение им целевых задач ограничено или вообще невозможно, пока не сформируется дальнейший порядок действий в центре управления полётом и не будет осуществлена передача команд управления на КА. При этом нужно отметить, что БКУ далеко не всегда может осуществить качественный прогноз дальнейшего состояния КА, и иногда за счёт накопительного эффекта система также может выйти из строя (*Кирилин А.Н. и др., 2010*).

Проблема заключается в том, что выработка решения на наземном комплексе управления и его передача на борт КА занимает значительный промежуток времени, и аппарат все это время будет находиться в аварийном режиме, из-за чего снижается производительность КА.

Одной из уязвимых систем КА является СОТР, которая предназначена для обеспечения требуемого теплового режима КА и представляет из себя совокупность бортовых устройств и элементов конструкции. Так как КА находится в тяжёлых тепловых условиях

(температура поверхностей КА может варьироваться от -150 до $+150^{\circ}\text{C}$), а бортовая аппаратура, устанавливаемая на КА, часто работоспособна лишь в температурном диапазоне от 0 до $+40^{\circ}\text{C}$, то СОТР относится к числу самых важных бортовых обеспечивающих систем и любое незапланированное воздействие на СОТР КА может привести к множеству негативных последствий (*Ермолаев В.И., Езерский В.В., Полетаев В.В., 2009*).

Таким образом, обеспечение живучести СОТР является важнейшей задачей при проектировании и эксплуатации КА, а модель живучести СОТР позволит разработчику данной системы заложить в неё рациональный комплекс средств обеспечения живучести, что в процессе функционирования позволит системе выполнять свои функции несмотря на полученные повреждения либо адаптируясь к ним.

1. Основные этапы управления живучестью системы обеспечения теплового режима космического аппарата

В СОТР современных КА входит множество элементов, как правило, пассивных, образующих комплекс средств пассивного терморегулирования (СПТР), но в некоторых случаях данная система может включать и компоненты активных систем терморегулирования (СТР), которые осуществляют теплообмен с помощью теплообменных устройств и специальных агрегатов. СПТР используются во всем КА, а СТР, как правило, в герметичных отсеках крупных КА и функционирует на основе какого-либо промежуточного теплоносителя (жидкости или газа), температура которого регулируется, и за счёт которого производится перераспределение тепла между теплообменными устройствами различного типа. В качестве СПТР используются терморегулирующие покрытия (ТРП), тепловые экраны, теплопроводники, термосопротивления, тепловые аккумуляторы (*Ермолаев В.И., Езерский В.В., Полетаев В.В., 2009*).

СТР является сложной технической системой, включающей в себя множество элементов (*Дементьев Г.П., Захаров А.К., Казаров Ю.К., 1987*):

1. Газожидкостная СТР включает в себя герметичные отсеки с газовой средой и вентиляторами; жидкостный контур (ЖК) с жидким теплоносителем (ЖТ), в который также входят насосы, регуляторы расхода ЖТ, компенсационные бачки, клапаны и чувствительные элементы (различные датчики).

2. Средства теплообмена: радиационные (РТО) и газожидкостные (ГЖТ) теплообменники.

3. Вспомогательные средства: электрообогреватели (ЭО), жалюзи радиаторов.

Целесообразно рассматривать газожидкостную СОТР герметичных КА, включающую СТР и СПТР, из-за наибольших возможностей БКУ по диагностированию и реконфигурации данной системы по сравнению с негерметичными КА. Также стоит отметить, что, как правило, герметичные КА выполняют наиболее важные задачи и имеют значительную массу (их вывод на орбиту требует больших затрат) соответственно обеспечение их живучести является приоритетным.

Управление живучестью СОТР КА средствами БКУ состоит из нескольких этапов, направленных на устранение самой НС и её последствий с минимальными временными затратами. Первым этапом является анализ текущего технического состояния (ТС) данной системы и выявления (при наличии) НС (Кирилин А.Н., 2010; Ахметов Р.Н., 2008).

Основной характеристикой этого этапа с позиций обеспечения живучести системы является длительность обнаружения аварийной ситуации $T_{об}$:

$$T_{об} = t_{об} - t_{нс} \rightarrow \min,$$

где $t_{об}$ – момент обнаружения НС; $t_{нс}$ – момент появления НС.

В данный этап входят контроль текущего функционирования СОТР и контроль состояния внутренней среды в герметичных отсеках:

- контроль абсолютного давления в ЖК;
- контроль перепада давления ЖТ в ЖК в районе гидроблоков;
- контроль температуры в ЖК;

- контроль температуры в герметичных отсеках;
- контроль параметров функционирования агрегатов СОТР (например, сила тока на катушке гидроблока, температура отдельных приборов), по которым косвенно в дальнейшем можно выявить причины нарушений в системе.

После анализа текущего ТС СОТР и выявления НС осуществляется второй этап, который заключается в парировании отказов и восстановлении данной системы при автономном управлении с помощью БКУ. Второй этап характеризуется длительностью парирования НС и восстановления штатных функций СОТР T_p (Кирилин А.Н., 2010; Ахметов Р.Н., 2008):

$$T_p = t_p - t_{об} \rightarrow \min,$$

где t_p – момент восстановления СОТР.

К данному этапу относятся:

1. Управление СОТР КА:
 - 1.1 парирование нарушений и предотвращение негативного развития НС;
 - 1.2 анализ наличия резервов;
 - 1.3 выбор плана восстановления СОТР КА.
2. Управление резервами и восстановлением работоспособного состояния СОТР КА.
3. Адаптация СОТР КА к возникшим повреждениям.

На третьем этапе осуществляется восстановление штатного функционирования КА в случае его перехода после обнаружения НС, возникшей в СОТР КА, в частично работоспособный или аварийный режим.

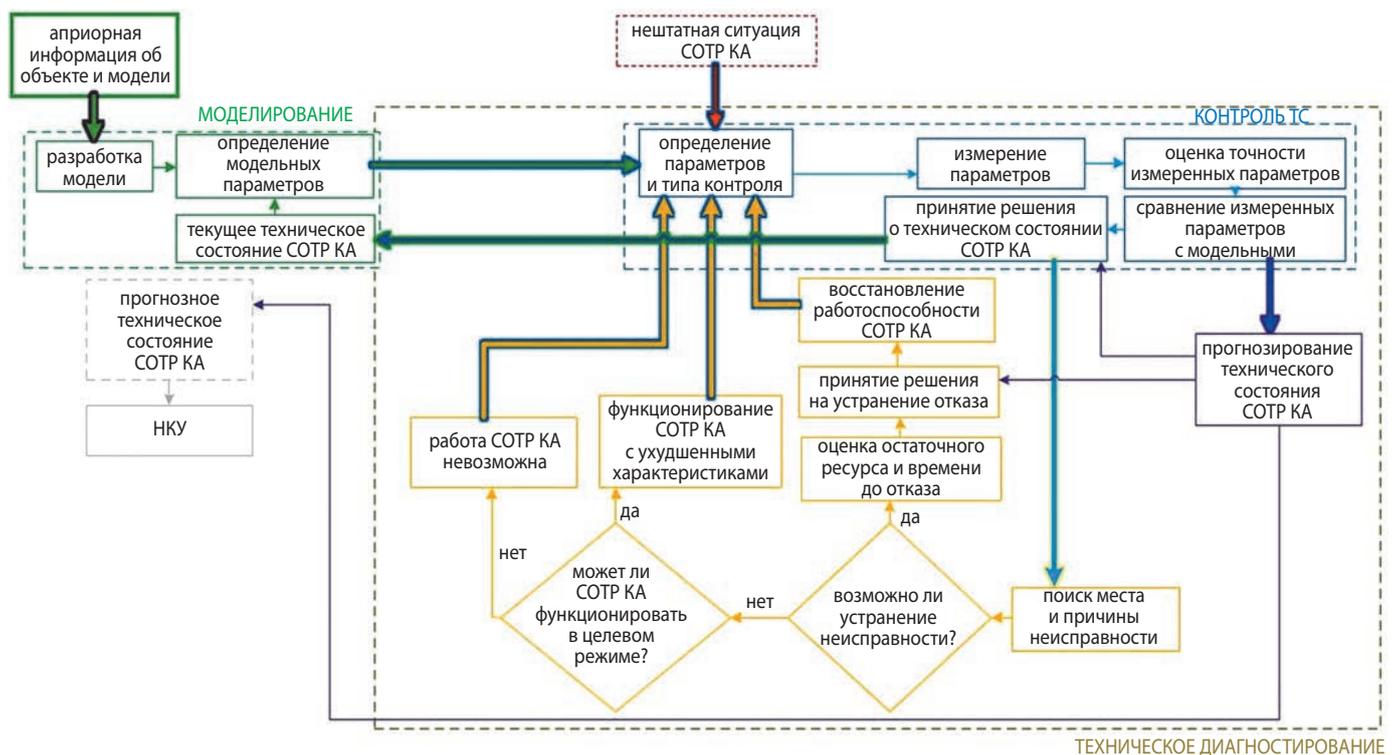


рисунок 1. Обобщённая модель анализа ТС СОТР КА

Данный этап характеризуется длительностью возобновления штатного решения задач КА $T_{\text{шр}}$:

$$T_{\text{шр}} = t_{\text{шр}} - t_p \rightarrow \min,$$

где $t_{\text{шр}}$ – момент возобновления штатного решения задач КА.

К данному этапу относятся:

1. Выбор плана восстановления КА и принятие решения либо о продолжении текущего процесса функционирования, либо о выборе нового.

2. Уточнение плана-циклограммы штатного управления системами КА.

3. Реализация циклограммы управления восстановлением штатного функционирования КА.

Обобщённая модель анализа ТС СОТР КА представлена на рисунке 1.

2. Модель управления живучестью системы обеспечения теплового режима космического аппарата

При выявлении НС в СОТР КА осуществить её парирование и восстановление системы можно различными способами:

1. Задействование резервов, заложенных на этапе создания КА, которые увеличивают возможности по парированию НС и восстановлению СОТР (Матвеев Ю.А., 2022):

- внедрение тепловых экранов для экранирования РТО;
- применение ТРП с предельными значениями оптических коэффициентов и самовосстанавливающихся ТРП (нанотехнологии);
- применение объектов регулирования (ОР) с более высокой температурой выхода из строя;
- дополнительное резервирование ОР и применение тепловых аккумуляторов;
- установка теплопроводников на приборах для равномерного распределения тепла по несущей раме;
- резервирование площади и повышение многокурсности РТО.

2. Парирование НС в СОТР с помощью функциональных изменений в работе самой системы, а также КА в целом:

- затенение элементов СОТР менее чувствительными элементами других систем (например, затенение РТО с помощью солнечных батарей);
- изменение ориентации РТО в тень;
- увеличение скорости циркуляции ЖТ в ЖК с помощью включения дополнительных гидроблоков, что приведёт к увеличению скорости теплообмена РТО с окружающей средой;
- увеличение скорости циркуляции газа в герметичных отсеках с помощью ускорения вращения вентилятора или включения резервного, что при-

ведёт к увеличению скорости теплообмена между газовой средой и ЖТ;

- автоматическое снижение энерговыделения элементами СОТР с помощью ограничений в работе целевой аппаратуры.

Определить саму НС помогает математическая модель функционирования СОТР, с использованием которой определяются невязки e_i между измеренными (F_i) и модельными (Fm_i) параметрами СОТР (Кирилин А.Н., 2010; Ахметов Р.Н., 2008), где:

$$e_i = |F_i - Fm_i|, \tag{1}$$

где $i=1, \dots, n$; $n \in N$; N – количество параметров СОТР.

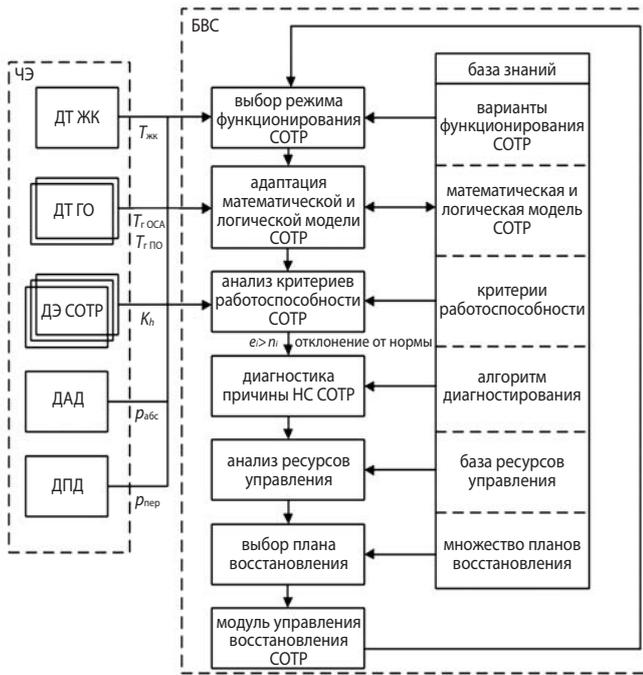
Далее невязки относятся к классу $W1$ («норма») или $W2$ («не норма»). При отнесении e_i к классу $W2$ фиксируется наличие НС в СОТР КА. У КА, как правило, герметичными являются приборные и специальные отсеки. БКУ определяет СОТР КА как работающую в штатном режиме без НС при выполнении условий соблюдения допустимых отклонений параметров контроля (Ахметов Р.Н., 2008):

$$\left[\begin{array}{l} e_1 = |T_{\text{жк}} - T_{\text{жк}}^m| < n_1 \\ e_2 = |T_{\text{г оса}} - T_{\text{г оса}}^m| < n_2 \\ e_3 = |T_{\text{г по}} - T_{\text{г по}}^m| < n_3 \\ e_4 = |p_{\text{абс}} - p_{\text{абс}}^m| < n_4 \quad e_i \in W1, \\ e_5 = |p_{\text{пер}} - p_{\text{пер}}^m| < n_5 \\ \{e_{6_h}\} = \{|K_h - K_h^m| < n_{6_h}\} \end{array} \right. \tag{2}$$

где $T_{\text{жк}}$ – температура ЖТ в ЖК; $T_{\text{г оса}}$ – температура газа в отсеке специальной аппаратуры; $T_{\text{г по}}$ – температура газа в приборном отсеке; $p_{\text{абс}}$ – абсолютное давление в ЖК; $p_{\text{пер}}$ – переходное давление в ЖК; K – показатели датчиков отдельных агрегатов СОТР, по которым можно в дальнейшем выявить причины нарушений в системе; n_i – допуски контроля, определяемые по априорной информации о параметрах контроля состояния СОТР с учётом их изменения во времени; m – модельные значения параметров; $h=1, \dots, x$, $x \in X$; X – количество показателей датчиков отдельных агрегатов СОТР.

Если хотя бы одно из условий (2) не соблюдено, то БКУ фиксирует НС (Мозговой Ю.В., 2023). Далее он должен осуществить вмешательство в управление СОТР, которое позволит не переводить КА в аварийный режим, и полностью или частично выполнять целевые задачи. Для управления СОТР КА при выявлении НС БКУ на основе анализа поведения параметров контроля должен определить, какой из элементов СОТР отказал, далее выработать конкретные рекомендации по дальнейшему управлению системой. На рисунке 2 показана схема работы БКУ по управлению СОТР КА.

При управлении живучестью СОТР КА можно выделить три этапа:



ДТ ЖК – датчик температуры в жидкостном контуре;
 ДТ ГО – датчики температуры в герметичных отсеках;
 ДЭ СОТР – датчики в элементах СОТР, определяющие частные показатели характеристик отдельных элементов;
 ДАД – датчик абсолютного давления;
 ДПД – датчик переходного давления;
 ЧЭ – чувствительные элементы;
 БВС – бортовая вычислительная система.

рисунок 2. Схема работы БКУ по управлению СОТР КА

1. Выявление нарушения функционирования СОТР и определение его причины по результатам анализа взаимосвязанных изменений комплекса контролируемых параметров.

2. Анализ влияния применения возможных мер парирования НС и восстановления СОТР на работоспособность данной системы и дальнейшее состояние КА.

3. Выбор комплекса мер для парирования НС и восстановления СОТР, обеспечивающих функционирование КА до момента получения управляющих команд с наземного комплекса управления при условии сохранения ресурса аппарата.

Модель обеспечения живучести СОТР КА, построенная в соответствии с основными положениями технической диагностики (Дмитриев А.К., 1999; Дмитриев А.К., Юсупов Р.М., 1987; Чикуров В.А. и др., 2019), представлена на рисунке 3.

В качестве исходных выступают входные параметры в виде характеристик СОТР КА, из которых вытекают выходные параметры в виде показаний датчиков. Ограничением является требование к сохранению срока активного существования (САС).

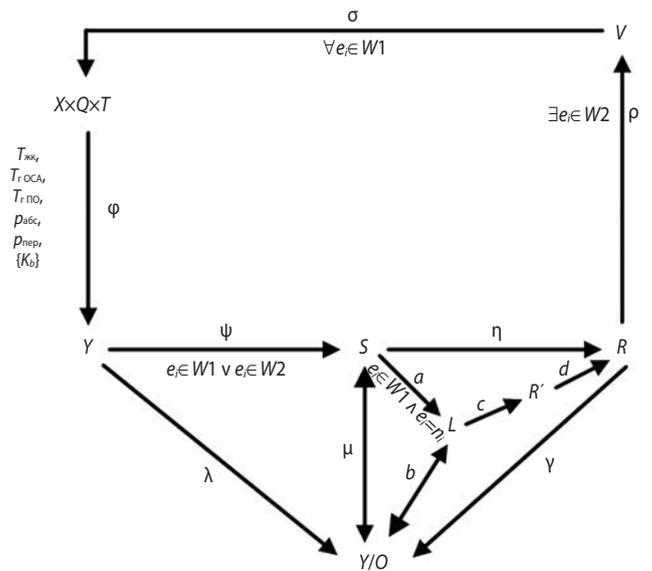


рисунок 3. Модель обеспечения живучести КА

Обозначим входные параметры, а именно: множество характеристик СОТР КА как X , а множество выходных параметров в виде показаний датчиков как Y . При этом необходимо учитывать, что всякое состояние СОТР Q характеризуется в каждый момент времени $t \in T$ набором переменных q_i , изменяющихся под влиянием воздействий. При этом состояние объекта как динамической системы и его ТС не являются эквивалентными понятиями. ТС является совокупностью признаков, позволяющим установить, является объект исправным или неисправным, работоспособным или неработоспособным и так далее. А состояние объекта – это набор переменных, которые, хотя и полностью определяют положение объекта как динамической системы в некотором пространстве в рассматриваемый момент времени, но не позволяют установить, правильно ли функционирует объект и исправен ли он, так как для такого рода суждения необходимо сравнение с некоторым конкретным значением, характеризующим уровень работоспособности и так далее (Дмитриев А.К., 1999; Дмитриев А.К., Юсупов Р.М., 1987; Чикуров В.А. и др., 2019).

Тогда необходимо решить задачу наблюдения:

$$\phi: X \times Q \times T \rightarrow Y,$$

где ϕ – отображение множества текущих состояний в множество параметров; X – множество допустимых входных параметров СОТР; $Q = \{q_i\}$ – множество состояний СОТР; $T = \{t_i\}$ – множество моментов времени t , в которые наблюдается СОТР; Y – множество выходных параметров СОТР.

Задача наблюдения решается ещё при разработке системы. Результатом её решения являются, например, места установки датчиков.

При этом выходными параметрами СОТР являются:

$$Y = \langle T_{\text{жк}}, T_{\text{Г ОСА}}, T_{\text{Г ПО}}, p_{\text{абс}}, p_{\text{пер}}, \{K_b\} \rangle.$$

В соответствии с формулой (1) выходные параметры y_i сравниваются с модельными y_i^m и выявляются отклонения (невязки) e_i :

$$e_i = |y_i - y_i^m|.$$

Затем невязки сравниваются с допусками контроля n_i , и в зависимости от этого сравнения относятся к классам $W1$ («норма») или $W2$ («не норма»), т.е. решается задача дихотомии:

$$\begin{cases} n_i > e_i \Rightarrow e_i \in W1; \\ n_i \leq e_i \Rightarrow e_i \in W2. \end{cases}$$

Конечной целью контроля состояния СОТР является определение одного из заданных видов ТС, к которому может быть отнесено наблюдаемое текущее состояние системы. Задача отнесения наблюдаемого состояния к одному из видов его ТС называется задачей классификации:

$$\psi: Y \rightarrow S,$$

где ψ – отнесение наблюдаемого состояния к одному из множеств заданных видов ТС в зависимости от отнесения невязок e_i к $W1$ или $W2$; S – множество ТС СОТР.

Для классификации наблюдаемого состояния СОТР необходимо задание множества (алфавита) классов, которое получается путём факторизации (разбиения) множества на классы по некоторому отношению эквивалентности (толерантности). Данное отношение задаёт разбиение множества на непересекающиеся (частично пересекающиеся) классы. Факторизация имеет вид отображения:

$$\lambda: Y \rightarrow Y/Q,$$

где λ – отображение, обозначающее факторизацию, т.е. разбиение множества Y на непересекающиеся классы, число которых конечно и ограничено, и каждый из которых соответствует определённому виду ТС; Y/Q – фактор-множество.

Таким образом, на основании выходных параметров и их отклонений выявляется НС в СОТР. При этом необходимо, чтобы множество видов ТС СОТР и фактор-множество находились во взаимно однозначном соответствии (Дмитриев А.К., 1999; Дмитриев А.К., Юсупов Р.М., 1987; Чукуров В.А. и др., 2019):

$$\mu: S \leftrightarrow Y/Q,$$

где μ – взаимно-однозначное отображение (биекция) видов ТС и фактор-множества.

Такое соответствие означает, что всякому наблюдаемому состоянию СОТР должен быть поставлен в соответствие единственный вид его ТС, то есть множество состояний объекта, которое, вообще говоря, может быть бесконечным, разбивается на конечное и обычно небольшое число классов, каждый из которых соответствует определённому виду ТС.

Далее принимается решение о ТС СОТР КА с учётом вероятностных характеристик, возможных ошибок, погрешностей и помех [10]:

$$\eta: S \rightarrow R, \tag{3}$$

где η – отображение реализации процесса принятия решения о конкретном ТС СОТР; R – решение о ТС СОТР.

При этом необходимо осуществлять прогнозирование ТС СОТР, которое заключается в поиске развигивающихся отказов, оценивании риска возникновения НС, а также выявлении потенциального дефекта. На основании этих данных делается вывод о прогнозируемом ТС, который сводится к реализации отображений:

$$a: S \rightarrow L;$$

$$b: Y/Q \leftrightarrow L,$$

где a – отображение, обозначающее выбор из множества заданных видов ТС СОТР наиболее вероятных будущих ТС с учётом предельных значений e_i ; L – множество вероятных будущих ТС; b – взаимно-однозначное отображение (биекция) видов вероятных будущих ТС и фактор-множества

Затем, по аналогии с формулой (3) принимается решение о прогнозируемом ТС СОТР КА:

$$c: L \rightarrow R',$$

где c – отображение реализации процесса принятия решения о прогнозируемом ТС СОТР; R' – решение о ТС СОТР.

Соответственно на принятие решения о текущем ТС влияет прогнозируемое:

$$d: R' \rightarrow R,$$

где d – отображение, характеризующее влияние прогнозируемого ТС на решение о текущем.

После выработки решения о ТС фактор-множество Y/Q может быть уточнено:

$$\Upsilon: R \rightarrow Y/Q,$$

где Υ – естественное отображение, обозначающее процесс влияния решения о текущем ТС СОТР на фактор-множество Y/Q .

Таким образом, при дефектах или отказах в СОТР КА, БКУ должен выявить текущую НС с помощью процессов технической диагностики или определить будущую НС с помощью процессов прогнозирования ТС. При этом что при непосредственном возникновении НС, что при спрогнозированном, процессы парирования будет схожи, вся разница сводится к возможному количеству принятых мер.

Тогда, если хотя бы одно значение e_i входит в $W2$ или по итогам прогнозирования войдёт в него в будущем, то:

$$\rho: R \rightarrow V, \exists e_i \in W2,$$

где ρ – отображение, характеризующие начало процесса парирования НС и восстановления СОТР;

V – множество мероприятий парирования НС и восстановления СОТР, а также возможное принятие решения на функционирование КА с пониженными характеристиками СОТР.

После реализации комплекса парирования НС и восстановления СОТР КА:

$$\sigma: V \rightarrow X \times Q \times T,$$

где σ – отображение, обозначающее реализацию комплекса мероприятий парирования НС и восстановления СОТР, характеризующееся отнесением всех невязок e_i к $W1$ («норма»), либо принятие решение на частично работоспособное состояние, заключающееся в отнесении каких-то e_i , изначально входивших в $W2$, к $W1$.

Живучесть КА можно раскрыть через коэффициент готовности, который отражает вероятность того, что КА окажется в работоспособном состоянии в произвольный момент времени:

$$k_r = \frac{T}{T + T_b},$$

где T – время безотказной работы КА; T_b – время восстановления КА.

При этом

$$k_r = \prod_{i=1}^n k_{ri},$$

где n – количество систем и элементов бортового оборудования; k_{ri} – коэффициенты готовности систем и элементов бортового оборудования.

Из чего следует

$$k_{r\text{СОТР}} = 0 \Rightarrow k_r = 0.$$

Соответственно при НС в СОТР КА работоспособность КА будет характеризоваться $k_{r\text{СОТР}}$, тогда:

$$\forall e_i \in W2 \Rightarrow k_r = 1.$$

Анализ и выбор мероприятий парирования и восстановления осуществляется на основе результатов прогнозирования. В итоге выбирается тот комплекс, который позволит сохранить работоспособное состояние КА до получения команд управления с наземного комплекса управления, то есть сохранить максимально возможный $k_{r\text{СОТР}}$, при этом не влияя на САС:

$$r^* = \arg \max_{r \in R} (k_{r\text{СОТР}}(r) | T_{\text{САС}} = \text{const}),$$

где r^* – оптимальный комплекс парирования НС и восстановления СОТР; r – один из множества комплексов парирования НС и восстановления СОТР; $T_{\text{САС}}$ – срок активного существования.

ВЫВОДЫ

В работе описана типовая структура СОТР КА и схема работы БКУ по управлению данной системой, построена обобщённая модель анализа ТС

СОТР КА с помощью БКУ. На основе полученных данных с помощью отнесения невязок показателей основных параметров системы к множествам «норма» или «не норма» в зависимости от их соответствия допускам контроля, разработана модель обеспечения живучести СОТР КА

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Ахметов Р.Н. Методы и модели автоматического управления живучестью автоматических космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. № 2. 2008. С. 194-210.

Дементьев Г.П., Захаров А.К., Казаров Ю.К. Физико-технические основы создания и применения космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1987. 264 с.

Дмитриев А.К. Модели и методы анализа технического состояния бортовых систем: учеб. пособие. СПб.: ВИКУ имени А.Ф. Можайского, 1999. 169 с.

Дмитриев А.К., Юсупов Р.М. Идентификация и техническая диагностика: учеб. пособие. МО СССР, 1987. 524 с.

Ермолаев В.И., Езерский В.В., Полетаев В.В. Бортовое оборудование космических аппаратов: учебник. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2009. 507 с.

Кирилин А.Н. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 2010. 384 с.

Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 2010. 384 с.

Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 1980. 232 с.

Матвеев Ю.А. Модели оценки безопасности (живучести) КА при разработке: системный подход // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 29-37.

Мозговой Ю.В. К вопросу создания бортовых и наземных программных средств управления системами и устройствами автоматических космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 48-55.

Чикуров В.А. и др. Анализ технического состояния космических средств: учебник. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2019. 399 с.

Статья поступила в редакцию 31.07.2024

Статья после доработки 05.08.2024

Статья принята к публикации 06.08.2024

К ВОПРОСУ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА НА ЭЛЕКТРОННУЮ КОМПОНЕНТНУЮ БАЗУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ. ОДИНОЧНЫЕ ЭФФЕКТЫ

ON THE ISSUE OF SPACE IONIZING RADIATION IMPACT THE INFORMATION SPACECRAFT ELECTRONIC COMPONENTS. SINGLE EVENT EFFECTS



П.С. Черников¹,
*ChernikovPS@
laspace.ru;*
P.S. Chernikov



Н.М. Хамидуллина¹,
*кандидат физико-
математических наук,
KHamidullinaNM@
laspace.ru;*
N.M. Khamidullina



И.В. Зефирова¹,
*кандидат
технических наук,
ZefirovIV@laspace.ru;*
I.V. Zefirov



М.Е. Артемов¹,
*кандидат
технических наук,
ArtemovME@laspace.ru;*
M.E. Artemov

Статья содержит результаты анализа одиночных эффектов (ОЭ), вызываемых ионизирующими излучениями космического пространства, в интегральных микросхемах (ИМС) в составе аппаратуры, устанавливаемой на космических аппаратах информационного обеспечения, которые функционируют на круговых солнечно-синхронных орбитах. Для решения поставленных задач проводится расчёт частоты и вероятности одиночных сбоев и отказов в ИМС с различными уровнями стойкости.

*Ключевые слова:
ионизирующее излучение космического пространства;
радиационная стойкость;
одиночные эффекты – сбои и отказы;
интегральные микросхемы;
космический аппарат.*

DOI: 10.26162/LS.2024.58.25.007

The article provides the analysis of single event effects caused by space ionizing radiation in integrated circuits in equipment onboard of information spacecraft in circular solar synchronous orbit. The calculation of frequency and probability of single upsets and failures in the integrated circuits with various hardness levels is given.

*Key words:
space ionizing radiation;
radiation hardness;
single event effects – upsets and failures;
integrated circuits;
spacecraft.*

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

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

Введение

Разработка, изготовление и запуски космических аппаратов (КА) информационного обеспечения, в частности, дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) носят все более массовый характер.

Статья посвящена оценке уровня стойкости электрорадиоизделий, используемых в бортовой аппаратуре КА информационного обеспечения по отношению к воздействию высокоэнергетических протонов (ВЭП) и тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ) ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП). Подобное воздействие приводит к возникновению одиночных радиационных эффектов, которые могут вызвать нарушения в штатной работе бортовой аппаратуры КА, вплоть до её катастрофического отказа и тем самым к срыву всей миссии. В данной работе рассматривается КА информационного обеспечения, функционирующий на низкой круговой солнечно-синхронной орбите (ССО).

Выбор данной орбиты обоснован тем фактом, что в этой области околоземного пространства функционирует большое количество спутников информационного обеспечения (Дёмин Д.С., Макаров В.П., Самойлов С.Ю., Петров А.С., 2023; Занин К.А., Клименко Н.Н., 2023).

1. Радиационные условия функционирования КА

Для формирования исходных данных, используемых при проведении расчётов одиночных эффектов, была рассмотрена круговая орбита со следующими параметрами:

- высота – до 600 км;
- наклонение – 98 град;
- срок активного существования (САС) – до пяти лет.

Полёт КА проходит в период максимума солнечной активности.

За время функционирования бортовая аппаратура, устройства и конструкции КА подвергаются воздействию: ВЭП и ионов солнечных космических лучей (СКЛ); ВЭП и ядер галактических космических лучей (ГКЛ); ВЭП радиационных поясов Земли (РПЗ).

В соответствии с ОСТ 134-1044-2007, для оценки вклада СКЛ использовано значение вероятности СКЛ 90% (это означает, что превышение рассчитанных доз и спектров потоков СКЛ возможно только в 10% случаев).

Исходные радиационные характеристики, а именно дифференциальные энергетические спектры потоков (плотности потока) протонов и спектры линейной

передачи энергии (ЛПЭ-спектры) ТЗЧ СКЛ и ГКЛ рассчитывались автоматически при расчёте частоты одиночных эффектов с применением лицензированной программы COSRAD (Кузнецов Н.В. и др., 2011) для заданной выше орбиты.

2. Одиночные эффекты

В силу существенного увеличения степени интеграции используемых в радиоэлектронной аппаратуре (РЭА) интегральных микросхем в последние годы все более активно исследуются случайные одиночные эффекты, вызванные ВЭП и ТЗЧ (*Ионизирующие излучения космического пространства*, 2013; *Новые наукоемкие технологии в технике*, 2000; *Таперо К.И., Улимов В.Н., Членов А.М.*, 2012) в чувствительных областях больших и сверхбольших интегральных микросхем (БИС и СБИС). В чувствительных областях ИМС быстрые ионы и ядра создают достаточное количество неравновесных носителей заряда, которые могут инвертировать логическое состояние ячейки памяти, несущей один бит информации. Большинство изменений кодов в ячейках памяти восстанавливаются программными методами и поэтому относятся к классу обратимых одиночных эффектов – одиночных сбоев (ОС). Реже воздействие ВЭП и ТЗЧ приводит к необратимым эффектам – одиночным отказам (ОО): тиристорному эффекту; прекращению функционирования ИМС, вызванную появлением паразитных связей или пробоем подзатворных диэлектрических слоёв; «прожигу» мощных полевых транзисторов и др.

Для характеристики работоспособности ИМС, в которой возникают случайные одиночные сбои и отказы, вводят понятие частоты ν (РД 134-0139-2005, 2005):

$$\nu = dN(t)/dt,$$

где $dN(t)$ – количество одиночных сбоев/отказов за отрезок времени $(t \div t + dt)$.

Расчёт частоты одиночных эффектов от потоков частиц, прошедших за защитный сферический экран толщиной x , $\nu(x)$, ведётся по формуле, основанной на модели одиночных эффектов НИИЯФ МГУ (Кузнецов Н.В., 2005; *Новые наукоемкие технологии в технике*, 2000; РД 134-0139-2005, 2005):

$$\nu(x) = \int_{E_0} F_p(E, x) \sigma_p(E) dE + \int_{L_0} F(L, \cos\theta) \sigma(L, \cos\theta) \cos\theta dL. \quad (1)$$

Первый интеграл в выражении (1) учитывает вклад в отказы протонов (так называемый ядерный

К ВОПРОСУ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА НА ЭЛЕКТРОННУЮ КОМПОНЕНТНУЮ БАЗУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ. ОДИНОЧНЫЕ ЭФФЕКТЫ

механизм одиночных эффектов), при котором сбои/отказы вызываются «осколками» ядерных реакций протонов с материалами защиты и детектора, т.е. вторичными тяжёлыми частицами, второй интеграл описывает воздействие ТЗЧ, так называемый прямой механизм одиночных эффектов.

В формуле (1) введены следующие обозначения:

- E – энергия протонов, МэВ;
- L – линейная передача энергии (ЛПЭ) тяжёлых заряженных частиц, МэВ/(г·см²);
- $F_p(E, x)$ и $F(L, x)$ – соответственно дифференциальный энергетический спектр плотности потока протонов (см⁻²·с⁻¹·МэВ⁻¹) и спектр линейной передачи энергии (ЛПЭ-спектр) плотности потока ТЗЧ [МэВ/(г·см²)]⁻¹·см² за сферическим защитным экраном толщиной x ;
- $\sigma_p(E)$ – сечение ядерного механизма возникновения одиночного сбоя/отказа, обусловленного протонами, см²;
- $\sigma(L, \cos\theta)$ – сечение прямого механизма возникновения одиночного сбоя/отказа от ТЗЧ, зависящее, в общем случае, от направления падения ТЗЧ на поверхность СБИС, см²;
- θ – угол между направлением падения частиц и поверхностью, град;
- L_0 – пороговое значение ЛПЭ, являющееся характеристикой чувствительности ИМС к одиночному эффекту, МэВ/(г·см²);
- E_0 – пороговая энергия возникновения одиночного сбоя/отказа от протонов, МэВ (как правило, $E_0=15-20$ МэВ).

Сечения одиночных эффектов $\sigma(L, \cos\theta)$ и $\sigma_p(E)$ задаются в виде функциональных полуэмпирических зависимостей – это формула Бэндела для ВЭП (РД 134-0139-2005, 2005) и формула Вэйбулла для ТЗЧ (Танеро К.И., Улимов В.Н., Членов А.М., 2012).

Значения параметров сбое- и отказочувствительности (сечение и пороговое значение ЛПЭ) для данного одиночного радиационного эффекта в данном электрорадиоизделии (ЭРИ) определяются по результатам испытаний на наземных ускорительных установках (РД 134-0139-2005; РД 134-0175-2009; Танеро К.И., Улимов В.Н., Членов А.М., 2012; Козюков А.Е., Волков А.О., 2021). Например, для большинства современных типов БИС оперативного запоминающего устройства (ОЗУ) максимальное сечение сбоев σ_0 меняется в пределах от 10⁻⁶ до 10⁻¹⁰ см²/бит, а L_0 – от 1 до 10 МэВ/(г·см²). Пороговое значение ЛПЭ одиночных отказов выше, чем значения

порога сбоев (как правило, $L_0 \geq 20$ МэВ/(г·см²), хотя встречаются ИМС и с меньшими значениями), а сечение одиночных отказов в современных БИС ОЗУ, как правило, на два-пять порядков меньше сечения сбоев.

Учитывая тот факт, что, как правило, частота ОО является очень малой величиной, вместо понятия «число одиночных отказов» (в отличие от сбоев) используют понятие вероятности одиночных отказов, которая определяется на основе пуассоновского закона распределения по формуле

$$P(t) = 1 - \exp(-vt) \cong vt = N \ll 1, \quad (2)$$

где v – частота одиночных отказов СБИС; t – время действия потока частиц; N – количество отказов за промежуток времени t .

Вероятность безотказной работы (ВБР) рассчитывается по формуле, вытекающей из (2):

$$\text{ВБР} = 1 - P(t) = \exp(-vt) \cong 1 - vt = 1 - N. \quad (3)$$

Как следует из формулы (1), помимо параметров отказа- и сбоеустойчивости ИМС для расчёта частоты и вероятности одиночных эффектов необходимо знание дифференциальных энергетических спектров потоков (плотности потока) протонов и спектров линейной передачи энергии (ЛПЭ-спектров) ТЗЧ СКЛ и ГКЛ. Эти характеристики потоков частиц, как было указано выше, рассчитываются нами для заданной орбиты с помощью программы COSRAD (Кузнецов Н.В. и др., 2011).

2.1. Одиночные сбои в ИМС РЭА

Длительность влияния различных видов ионизирующих излучений КП на протяжении полёта КА различно. Действительно, только воздействие частиц ГКЛ относится к любой точке траектории КА, сбои при воздействии частиц СКЛ происходят только во время пиковых (максимальных) потоков солнечной вспышки, длящихся 12–24 часов. Критерием стойкости прибора к ОС является следующее условие: аппаратура считается стойкой к воздействию ВЭП и ТЗЧ ИИ КП, если расчётная частота (число) сбоев при солнечном событии большой мощности не превышает предельно допустимую величину; последствия сбоев устраняются программными средствами и не приводят к нарушению выполнения задачи полёта КА.

При расчётах типичных значений числа сбоев в «экстремальный» период функционирования аппаратуры делаются следующие предположения (Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В., Черников П.С., 2021):

таблица 1 – Максимальная частота и число одиночных сбоев за вспышку в ИМС (с объёмом памяти 1 Мбит) с различными уровнями сбоеустойчивости

№	толщина защиты (Al), г/см ²	частота, 1/с			число сбоев за 24 часа действия пиковых потоков СКЛ
		ВЭП РПЗ	ВЭП и ТЗЧ СКЛ	ВЭП и ТЗЧ ГКЛ	
низкая сбоеустойчивость: $\sigma_0=10^{-8}$ см ² /бит, $L_0=1,5$ МэВ/(мг/см ²)					
1	0,6	1,18E-05	1,35E+00	1,41E-05	1,78E+02
2	1,1	1,10E-05	3,85E-02	1,37E-06	8,44E+01
3	1,4	1,05E-05	5,80E-03	4,17E-07	6,53E+01
4	1,9	9,86E-06	2,05E-03	2,02E-07	4,84E+01
средняя сбоеустойчивость: $\sigma_0=10^{-8}$ см ² /бит, $L_0=3,0$ МэВ/(мг/см ²)					
1	0,6	3,84E-06	4,95E-04	5,57E-08	4,31E+01
2	1,1	3,60E-06	2,51E-04	2,88E-08	2,20E+01
3	1,4	3,47E-06	2,01E-04	2,30E-08	1,77E+01
4	1,9	3,26E-06	1,55E-04	1,78E-08	1,37E+01
высокая сбоеустойчивость: $\sigma_0=10^{-8}$ см ² /бит, $L_0=5,0$ МэВ/(мг/см ²)					
1	0,6	1,32E-06	1,42E-04	1,71E-08	1,24E+01
2	1,1	1,25E-06	7,52E-05	8,66E-09	6,61E+00
3	1,4	1,20E-06	6,16E-05	6,91E-09	5,43E+00
4	1,9	1,14E-06	4,90E-05	5,41E-09	4,33E+00
Примечание – Серым цветом выделены строки с толщиной защиты, характерной для «лёгких» корпусов приборов, голубым – для «тяжёлых» корпусов.					

таблица 2 – Число одиночных сбоев за вспышку в ИМС с различными уровнями сбоеустойчивости

место размещения прибора	L_0 , МэВ/(мг/см ²)	число сбоев за 24 часа действия пиковых потоков СКЛ для различных форматов корпусов БА	
		«лёгкий»	«тяжёлый»
на внешней поверхности КА	1,5	178	85
	3,0	43	22
	5,0	12	7
внутри КА	1,5	65	49
	3,0	18	14
	5,0	6	4

К ВОПРОСУ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА НА ЭЛЕКТРОННУЮ КОМПОНЕНТНУЮ БАЗУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ. ОДИНОЧНЫЕ ЭФФЕКТЫ

1. Объём памяти СБИС равен 1 Мбит (значения частоты и числа ОС прямо пропорциональны объёму памяти СБИС, поэтому эти величины легко пересчитываются для аналогичных по уровню сбоеустойчивости СБИС с другим объёмом памяти).

2. Для определения критериев отбора ИМС по стойкости к ОС при полете КА на указанной выше орбите рассматриваются несколько групп микросхем с различными характерными уровнями устойчивости к одиночным сбоям (или, соответственно, с различными параметрами сбоечувствительности):

- низкая сбоеустойчивость (типичная для СБИС коммерческого исполнения): $\sigma_0=10^{-8}$ см²/бит и $L_0=1,5$ МэВ/(мг·см²);
- средняя сбоеустойчивость (индустриальный уровень исполнения): $\sigma_0=10^{-8}$ см²/бит и $L_0=3$ МэВ/(мг·см²);
- высокая сбоеустойчивость: $\sigma_0=10^{-8}$ см²/бит и $L_0=5$ МэВ/(мг·см²).

3. Значения частоты и числа ОС прямо пропорциональны сечению насыщения, поэтому они легко пересчитываются для аналогичных по уровню отказоустойчивости СБИС с другим сечением насыщения σ_0 .

Примем толщины стенок корпусов приборов от 2 мм («лёгкий» корпус) до 4 мм («тяжёлый» корпус), материал корпусов – алюминиевый сплав. В массовых единицах данные величины составят от 0,5 г/см² до 1 г/см². Место расположения приборов – внутри КА (защита – конструкция КА и другие бортовые приборы) и на его поверхности (защита – ЭВТИ+корпус прибора).

Экранирование конструкцией КА оценивается методом обратной интерполяции по величине локальной поглощённой дозы в месте установки прибора. К полученной величине добавляется значение толщины корпуса рассматриваемого объекта. Таким образом, значение эквивалентной сферической защиты для прибора с «лёгким» корпусом составит 0,6 г/см² на поверхности КА и 1,4 г/см² внутри него, а для прибора с «тяжёлым» корпусом – 1,1 г/см² и 1,9 г/см² соответственно.

Частота сбоев в СБИС определялась для экстремального солнечного события. Таким образом, численная оценка этой величины носит консервативный характер.

Результаты расчётов частоты сбоев (1/с) и числа сбоев за 24 часа действия пиковых потоков от солнечной вспышки в СБИС в зависимости от толщины сферически симметричной защиты при воздействии

различных ИИ КП для круговой ССО приведены в таблице 1.

В сводной таблице 2 представлены результаты расчёта числа сбоев за 24 часа действия пиковых потоков СКЛ.

Анализ данных таблицы 2 позволяет сформулировать следующие критерии отбора сбоеустойчивых ИМС, имеющих относительно небольшое число сбоев за время воздействия пиковых потоков экстремального солнечного события, которые могут быть парированы типичными и обязательными программными и схемотехническими методами (*Ионизирующие излучения космического пространства...*, 2013) для обоих типов корпусов приборов: $L_0 \geq 3$ МэВ/(мг·см²) и $\sigma_0 \leq 10^{-8}$ см²/бит.

Как показано в работе (*Подзолко М.В.*, 2017) для коммерческих микросхем оперативного запоминающего устройства с коррекцией ошибок со сравнимыми параметрами стойкости к воздействию ТЗЧ последствия сбоев достаточно просто устраняются программным способом.

Как правило, при создании бортовой аппаратуры КА, разработчиком предусмотрены схемотехнические и программные методы парирования обратимых сбоев и катастрофических отказов в приборе. Помимо этого, сбои в периферийных устройствах устраняются программно-алгоритмическими методами бортовой вычислительной системы.

Стоит отметить, что количество одиночных сбоев, приведённое в таблице 2, указано для условий функционирования в полях пиковых потоков СКЛ. В спокойный период (отсутствие экстремального солнечного события) число сбоев в ИМС, расположенных на внешней поверхности КА и экранированных «лёгким» корпусом прибора, составит порядка одного сбоя за трое суток.

2.2. Одиночные отказы

Для определения критериев отбора ИМС по стойкости к случайным одиночным отказам для круговой ССО расчёты производятся в широком диапазоне параметров, характеризующих чувствительность ИМС к ОО: $L_0=7; 10; 15; 20; 25; 30; 40$ и 60 МэВ/(мг·см²), $\sigma_0=10^{-2}$ см²/ИМС. В случае $L_0 \sim 7-10$ МэВ/(мг/см²) можно утверждать, что рассматриваются микросхемы, имеющие низкую отказоустойчивость («худший» случай). Расчёты проведены для значения сечения насыщения одиночного отказа $\sigma_0=10^{-2}$ см²/ЭРИ (характерного для ИМС индустриального уровня исполнения

таблица 3 – Число (вероятность) отказов и ВБР за время САС КА ДЗЗ в ИМС с различными параметрами отказочувствительности L_0 ($\sigma_0=10^{-2}$ см²/ЭРИ)

$L_0=7$ МэВ/(мг/см ²)						
толщина защиты (Al), г/см ²	ВЭП РПЗ	ВЭП и ТЗЧ СКЛ	ВЭП и ТЗЧ ГКЛ	суммарное число отказов	вероятность отказа за САС	ВБР
0,6	4,80E-01	1,50E+00	1,91E-01	2,17E+00	0,885937	0,114063
1,1	4,44E-01	7,48E-01	1,21E-01	1,31E+00	0,730988	0,269012
1,4	4,24E-01	6,03E-01	1,07E-01	1,13E+00	0,678256	0,321744
1,9	3,94E-01	4,75E-01	9,56E-02	9,65E-01	0,618864	0,381136
$L_0=10$ МэВ/(мг/см ²)						
0,6	1,68E-01	4,78E-01	6,35E-02	0,7095	0,508110	0,491890
1,1	1,56E-01	2,44E-01	4,19E-02	0,4419	0,357186	0,642814
1,4	1,50E-01	2,00E-01	3,76E-02	0,3876	0,321316	0,678684
1,9	1,39E-01	1,61E-01	3,41E-02	0,3341	0,284018	0,715982
$L_0=15$ МэВ/(мг/см ²)						
0,6	4,14E-02	1,03E-01	1,44E-02	0,1588	0,146833	0,853167
1,1	3,86E-02	5,54E-02	1,02E-02	0,1042	0,098955	0,901045
1,4	3,71E-02	4,63E-02	9,36E-03	0,09276	0,088588	0,911412
1,9	3,47E-02	3,81E-02	8,71E-03	0,08151	0,078277	0,921723
$L_0=20$ МэВ/(мг/см ²)						
0,6	0,00E+00	1,46E-02	2,08E-03	0,01668	0,016542	0,983458
1,1	0,00E+00	3,72E-03	9,89E-04	0,004709	0,004698	0,995302
1,4	0,00E+00	2,15E-03	7,68E-04	0,002918	0,002914	0,997086
1,9	0,00E+00	1,06E-03	5,79E-04	0,001639	0,001638	0,998362
$L_0=25$ МэВ/(мг/см ²)						
0,6	0,00E+00	4,37E-03	5,95E-04	0,004965	0,004953	0,995047
1,1	0,00E+00	1,11E-03	2,84E-04	0,001394	0,001393	0,998607
1,4	0,00E+00	6,42E-04	2,22E-04	0,000864	0,000864	0,999136
1,9	0,00E+00	3,14E-04	1,68E-04	0,000482	0,000482	0,999518
$L_0=30$ МэВ/(мг/см ²)						
0,6	0,00E+00	1,40E-03	1,82E-04	0,001582	0,001581	0,998419
1,1	0,00E+00	3,56E-04	8,76E-05	0,000444	0,000444	0,999556
1,4	0,00E+00	2,05E-04	6,85E-05	0,000274	0,000273	0,999727
1,9	0,00E+00	1,00E-04	5,22E-05	0,000152	0,000152	0,999848
$L_0=40$ МэВ/(мг/см ²)						
0,6	0,00E+00	1,61E-04	1,87E-05	0,00018	0,000180	0,999820
1,1	0,00E+00	4,07E-05	9,28E-06	5E-05	0,000050	0,999950
1,4	0,00E+00	2,34E-05	7,36E-06	3,08E-05	0,000031	0,999969
1,9	0,00E+00	1,15E-05	5,71E-06	1,72E-05	0,000017	0,999983
$L_0=60$ МэВ/(мг/см ²)						
0,6	0,00E+00	1,65E-06	1,64E-07	1,81E-06	0,00000181	0,99999819
1,1	0,00E+00	4,13E-07	1,21E-07	5,34E-07	0,00000053	0,99999947
1,4	0,00E+00	2,38E-07	1,09E-07	3,47E-07	0,00000035	0,99999965
1,9	0,00E+00	1,16E-07	9,66E-08	2,13E-07	0,00000021	0,99999979

Примечание – Серым цветом выделены строки с толщиной защиты, характерной для «лёгких» корпусов приборов, голубым – для «тяжёлых» корпусов.

К ВОПРОСУ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА НА ЭЛЕКТРОННУЮ КОМПОНЕНТНУЮ БАЗУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ. ОДИНОЧНЫЕ ЭФФЕКТЫ

и рекомендованного в качестве «худшего» случая в РД 134-0139-2005). Значения частоты и числа ОО прямо пропорциональны сечению насыщения, поэтому они легко пересчитываются для аналогичных по уровню отказоустойчивости ИМС с другим сечением насыщения σ_0 .

Результаты расчётов числа (вероятности) отказов и вероятности безотказной работы за время САС КА в ИМС с различными параметрами отказочувствительности для двух характерных корпусов приборов, указанных выше («лёгкий» и «тяжёлый» корпус), представлены в таблице 3.

Анализ данных таблицы 3 позволяет сформулировать следующие критерии отбора отказоустойчивых ИМС с ВБР \geq 0,999:

- для «лёгких» корпусов приборов с расположением на внешней поверхности КА под ЭВТИ – $L_0 \geq 30$ МэВ/(мг·см²) и $\sigma_0 \leq 10^{-2}$ см²/ИМС;
- для «лёгких» корпусов приборов с расположением внутри КА – $L_0 \geq 25$ МэВ/(мг·см²) и $\sigma_0 \leq 10^{-2}$ см²/ИМС;
- для «тяжёлых» корпусов приборов с расположением как на внешней поверхности под ЭВТИ, так и внутри КА – $L_0 \geq 25$ МэВ/(мг·см²) и $\sigma_0 \leq 10^{-2}$ см²/ИМС.

В заключение следует отметить, что для указанной орбиты можно использовать микросхемы с радиационной стойкостью к одиночным отказам промышленного уровня изготовления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Дёмин Д.С., Макаров В.П., Самойлов С.Ю., Петров А.С. Современные зарубежные системы мини- и микроспутниковых космических миссий радиолокаторов с синтезированной апертурой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 72-80.

Занин К.А., Клименко Н.Н. Применение космических аппаратов двойного назначения для решения военных задач. Часть 1. Космические аппараты оптико-электронного наблюдения нового поколения компаний Planet и Blacksky // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 20-28.

Ионизирующие излучения космического пространства и их воздействие на бортовую аппаратуру космических аппаратов / Под науч. ред. докт. техн. наук, проф. Г.Г. Райкунова. М.: Физматлит, 2013. 256 с.

Козюков А.Е., Волков А.О. Декорпусирование электронной компонентной базы с обратной стороны для подготовки образцов к испытаниям на стойкость

к воздействию тяжёлых заряженных частиц // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 60-71.

Кузнецов Н.В. Частота одиночных случайных эффектов в электронике на борту космических аппаратов // Космические исследования. 2005. Т. 43, № 6. С. 443-451.

Кузнецов Н.В., Малышкин Ю.М., Ныммик Р.А. и др. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. Вып. 2. С. 72-78.

Новые наукоемкие технологии в технике: энциклопедия. Т. 16. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / Под общ. ред. К.С. Касаева. М.: ЗАО НИИ «Энци-тех», 2000. 295 с.

Подзолко М.В. Моделирование опасности одиночных сбоев от космических частиц для памяти с коррекцией ошибок // Вестник Московского Университета. Сер. 3. Физика. Астрономия. 2017. № 6. С. 99-106.

РД 134-0139-2005. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы оценки стойкости к воздействию заряженных частиц космического пространства по одиночным сбоям и отказам. 2009. 78 с.

РД 134-0175-2009. Аппаратура радиоэлектронная бортовая космических аппаратов. Методы испытаний цифровых сверхбольших интегральных микросхем на воздействие одиночных высокоэнергетических протонов и тяжелых заряженных частиц космического пространства на ускорителях заряженных частиц. 2009. 30 с.

Таперо К.И., Улимов В.Н., Членов А.М. Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах космического применения // М.: БИНОМ. Лаборатория знаний. 2012. – 304 с.

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

Статья поступила в редакцию 02.10.2024

Статья после доработки 04.10.2024

Статья принята к публикации 07.10.2024

АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ПРОГРАММ КОРРЕКЦИЙ КРУГОВЫХ ОРБИТ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ТИПОВЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 1

AN ALGORITHM FOR MAKING OF CIRCULAR ORBITS' MULTIIMPULSE CORRECTION PROGRAMS AIMED AT TYPICAL TASKS SOLVING. PART 1



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

В статье представлен алгоритм формирования многоимпульсных программ коррекций (МПК) параметров круговых орбит, предназначенный для разработки программного обеспечения решения основных типовых задач коррекции. В качестве корректируемых параметров рассматриваются высота и наклонение. В основе алгоритма лежит использование методики расчёта параметров работы двигательной установки (ДУ) космического аппарата (КА) для реализации двухпараметрических корректирующих импульсов (КИ). Особенностью рассматриваемых коррекций является использование на КА ДУ с относительно малой тягой, приводящей к необходимости использования программ коррекции, состоящей из нескольких включений ДУ. В качестве параметров работы ДУ для каждого включения определяются ориентация вектора тяги ДУ, время включения и длительность работы. Приведён перечень типовых задач коррекции и пример решения одной из них с использованием разработанной по представленному алгоритму программе.

The article covers an algorithm for making of circular orbits' multiimpulse correction programs aimed at development of software for the main typical correction tasks solving. The altitude and inclination are considered adjustable parameters. The algorithm relies on method of calculation of the spacecraft (SC) propulsion system (PS) operation parameters for implementation two-parameter corrective impulses. A unique feature of the considered corrections is application of a relatively low thrust SC PS resulting in need for use correction programs consisting of several PS ignitions. For each ignition the PS thrust vector direction, time of ignition and operation duration are defined as PS operation parameters. A list of typical correction tasks and an example of its solving by a program developed according to the presented algorithm are given.

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

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

Ключевые слова: коррекция круговой орбиты;
многоимпульсная программа коррекций;
космический аппарат;
двигательная установка.

DOI: 10.26162/LS.2024.90.66.008

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время наблюдается тенденция использования различных многоспутниковых космических систем (КС) с так называемыми малыми КА на круговых орбитах. Для развёртывания и восполнения орбитальных структур (ОС) КС, а также для непосредственного управления движением центра масс КА в интересах выполнения целевых задач проводятся коррекции параметров орбит. При этом могут рассматриваться круговые орбиты как низкоорбитальные (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2016), так и высокоорбитальные, вплоть до геостационарной орбиты (Назаров А.Е., 2023).

Так, изменение периода обращения КА влияет на скорость дрейфа трассы КА на поверхности Земли и соответственно на периодичность наблюдения как земных, так и космических объектов. Изменение наклона и высоты влияют на скорость прецессии плоскости орбиты, что особенно актуально для КА на солнечно-синхронных орбитах (ССО).

В основном малые КА оснащены ДУ с малой тягой, величина которой недостаточна для требуемого изменения корректируемых параметров орбиты за одно включение ДУ. При этом данное обстоятельство может быть обусловлено как непосредственно малым значением тяги, так и ограничениями на продолжительность работы ДУ при одном включении.

Таким образом, для решения целевых задач коррекции орбит КА возникает необходимость использования многоимпульсных программ включений ДУ, рассматриваемых далее как многоимпульсные программы коррекций (МПК).

В качестве типовых целевых задач коррекции круговых орбит целесообразно рассмотреть следующие:

- компенсация ошибок выведения КА на заданную орбиту;
- приведение КА с орбиты выведения на рабочую орбиту;
- разведение КА по орбитальным позициям при пакетном запуске;
- поддержание параметров рабочей орбиты КА в течение срока активного существования (САС);
- увод КА с рабочей орбиты по окончании САС.

Прежде чем перейти непосредственно к описанию алгоритма формирования МПК для перечисленных типовых задач коррекции рассмотрим методики расчёта параметров коррекции для изменения корректируемых параметров орбиты при одном включении ДУ.

Key words: circular orbit correction;
multiimpulse correction program;
spacecraft; propulsion system.

1. Расчёт параметров работы ДУ при одном включении

Для круговых орбит основными корректируемыми параметрами являются период обращения КА $T_{КА}$ и наклонение плоскости орбиты i . Изменение этих параметров осуществляется приложением соответственно трансверсальных и бинормальных корректирующих импульсов (КИ) характеристической скорости, реализуемых с помощью ДУ КА.

Для определения параметров работы ДУ и описания схемы проведения рассматриваемых коррекций орбиты будем использовать следующие основные характеристики ДУ: величина тяги ДУ и углы ориентации вектора тяги ДУ в орбитальной системе координат (ОСК).

Положение вектора тяги ДУ в осях ОСК STW показано на рисунке 1.

Центр O этой системы координат совпадает с центром масс КА, а её оси S , T и W направлены соответственно по радиусу-вектору КА, по трансверсали полёта КА и по бинормали к плоскости орбиты.

При расчёте параметров КИ должны быть заданы величина тяги ДУ $R_{ДУ}$ и углы ориентации α и β в ОСК STW .

В общем случае величина трансверсальной и бинормальной составляющих вектора тяги будет зависеть от углов α и β . Значения соответствующих управляющих ускорений можно определить так:

$$a_T = \frac{R_{ДУ} \sin \alpha \cos \beta}{m_{КА}} \text{ и } a_S = \frac{R_{ДУ} \sin \alpha \sin \beta}{m_{КА}},$$

где $m_{КА}$ – масса КА.

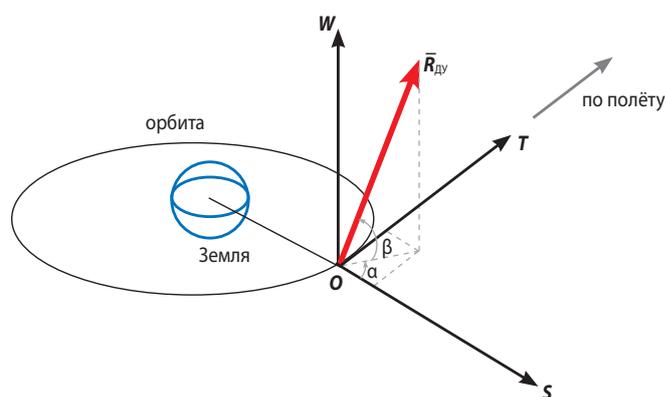


рисунок 1. Ориентации вектора тяги ДУ в ОСК

Изменение периода обращения КА $T_{КА}$ и наклона i осуществляется с помощью создания управляющего ускорения соответственно a_T по трансверсали T и a_B по бинормали B . В этом случае речь идёт о проведении однопараметрических коррекций орбиты.

От общего случая ориентации вектора тяги ДУ, рассматривая коррекцию периода обращения КА и наклона плоскости орбиты, можно перейти к частному.

Так, при расположении вектора тяги в плоскости TOW ОСК, когда угол $\alpha=+90^\circ$ или $\alpha=-90^\circ$, величина её трансверсальной и бинормальной составляющих и соответственно соотношение изменения корректируемых параметров орбиты будет зависеть только от значения угла β . Далее будем рассматривать именно этот случай, тогда при проведении однопараметрических коррекций:

- для изменения периода обращения КА $\Delta T_{КОР}$ необходимо обеспечить ориентацию вектора тяги ДУ с $\beta=0^\circ$ и с $\alpha=+90^\circ$ при «разгонном» КИ и $\alpha=-90^\circ$ – при «тормозном»;
- для изменения наклона $\Delta i_{КОР}$ необходимо обеспечить $\alpha=+90^\circ$ и $\beta=+90^\circ$ при направлении КИ по бинормали и $\beta=-90^\circ$ – против.

Рассмотренный частный случай ориентации вектора тяги ДУ позволяет перейти к определению параметров двухпараметрической коррекции, при которой происходит одновременное изменение периода обращения КА и наклона орбиты (Назаров А.Е., Евграфов А.Е., 2016). Для этого достаточно рассчитать значение угла β , исходя из требуемых изменений корректируемых параметров орбиты $\Delta T_{КОР}$ и $\Delta i_{КОР}$.

Прежде, чем перейти к основному уравнению, результатом решения которого является искомый угол β , рассмотрим основные выражения, используемые для расчёта его параметров.

С учётом принятого условия $\alpha=\pm 90^\circ$ величина

$$a_T = \frac{R_{ДУ} \cos \beta}{m_{КА}}.$$

Для круговых орбит время работы ДУ $\tau_{ДУ}$ можно выразить через угловую протяжённость КИ ϑ как

$$\tau_{ДУ} = \frac{T\vartheta}{2\pi}.$$

Используя выражения для a_T , $\tau_{ДУ}$ и частной производной $\frac{\partial T}{\partial V} = \frac{3aTV_{КА}}{\mu}$, величину изменения периода обращения $\Delta T_{КОР}$ трансверсальным КИ можно записать:

$$\Delta T_{КОР} = \frac{3aTV_{КА}}{\mu} \cdot a_T \cdot \tau_{ДУ} = \frac{3aTV_{КА}}{\mu} \cdot \frac{R_{ДУ} \cos \beta}{m_{КА}} \cdot \frac{T\vartheta}{2\pi}, \quad (1)$$

где a – большая полуось; T – период обращения КА; $V_{КА}$ – орбитальная скорость КА; μ – гравитационная постоянная.

В первом приближении все величины в выражении (1), кроме угловой протяжённости ϑ и угла β можно считать константами. Для проведения дальнейших преобразований представим выражение (1) в следующем виде:

$$\Delta T_{КОР} = A_T \cdot \cos \beta \cdot \theta, \quad (2)$$

где $A_T = \frac{3aTV_{КА}}{\mu} \cdot \frac{R_{ДУ}}{m_{КА}} \cdot \frac{T}{\pi}$ – постоянный коэффициент; $\theta = \frac{\vartheta}{2}$ – угол, равный половине угловой протяжённости КИ ϑ .

Таким образом, при $A_T = \text{const}$ изменение периода обращения $\Delta T_{КОР}$ и соответствующее изменение высоты орбиты будут зависеть от ориентации вектора тяги ДУ (угла β) и от величины угла θ . Очевидно, что максимальная эффективность изменения периода обращения будет иметь место при $\beta=0^\circ$.

Коррекция наклона орбиты осуществляется с помощью бинормальных КИ. При рассматриваемой относительно малой тяговооружённости КА коррекцию наклона можно реализовать только с помощью протяжённых КИ. Эффективность таких КИ существенно зависит от места его приложения и его протяжённости.

Изменение наклона $\Delta i_{КОР}$ при бинормальном управляющем ускорении ДУ a_B и времени её работы $\tau_{ДУ}$ можно записать как

$$\Delta i_{КОР} = 2 \frac{a_B r_{КА}^2}{\mu} \sin \theta. \quad (3)$$

Используя формулу (3), можно определить для заданной величины $\Delta i_{КОР}$ требуемое угловое значение половины интервала работы ДУ θ и его полную временную длительность $\tau_{ДУ}$:

$$\theta = \arcsin \left(\frac{\mu}{2a_B r_{КА}^2} \Delta i_{КОР} \right), \quad (4)$$

$$\tau_{ДУ} = \frac{T\theta}{\pi} = \frac{T}{\pi} \arcsin \left(\frac{\mu}{2a_B r_{КА}^2} \Delta i_{КОР} \right). \quad (5)$$

Перепишем выражение (3) с вводом бинормальной составляющей КИ a_B при условии $\alpha=\pm 90^\circ$:

$$\Delta i_{КОР} = 2 \frac{R_{ДУ} \sin \beta}{m_{КА}} \cdot \frac{r_{КА}^2}{\mu} \sin \theta. \quad (6)$$

Как и в выражении (1) все величины в (6), кроме углов θ и β , можно считать константами, поэтому выражение (6) представим как

$$\Delta i_{КОР} = A_B \cdot \sin \beta \cdot \sin \theta, \quad (7)$$

где $A_B = 2 \cdot \frac{R_{ДУ}}{m_{КА}} \cdot \frac{r_{КА}^2}{\mu}$ – постоянный коэффициент.

Очевидно, что максимальная эффективность изменения наклона плоскости орбиты КА i будет иметь место при угле $\beta = \pm 90^\circ$, при этом середина протяжённого КИ должна располагаться в районе узлов орбиты.

При определении параметров двухпараметрической коррекции орбиты будем исходить из того, что для круговых орбит величина изменения периода обращения КА трансверсальным КИ не зависит от точки его приложения. В то же время эффективность изменения наклона существенно зависит от расположения протяжённого бинормального КИ относительно узлов орбиты. Таким образом, в качестве точки приложения середины протяжённого КИ с учётом обеспечения максимальной эффективности изменения наклона будем рассматривать восходящий или нисходящий узел орбиты.

При известном моменте середины приложения КИ задачу определения параметров двухпараметрической коррекции можно сформулировать следующим образом.

Для заданных параметров орбиты КА и характеристик ДУ требуется определить время включения ДУ $t_{\text{КОР}}$, время её работы $\tau_{\text{ДУ}}$ и значение угла β , при которых обеспечивается заданное изменение периода обращения КА $\Delta T_{\text{КОР}}$ и наклона $\Delta i_{\text{КОР}}$.

При заданных параметрах орбиты известны и времена прохождения КА восходящего или нисходящего узла $t_{\text{УЗ}}$, поэтому время включения ДУ $t_{\text{КОР}}$ может быть определено как $t_{\text{КОР}} = t_{\text{УЗ}} - \frac{\tau_{\text{ДУ}}}{2}$. Так как время работы ДУ $\tau_{\text{ДУ}}$ полностью определяется половиной угловой протяжённости КИ θ (4)–(5), то в качестве определяемых параметров наряду с углом β будем рассматривать и угол θ .

Для расчёта определяемых углов θ и β с учётом представленных выражений (7) и (2), запишем следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} \Delta i_{\text{КОР}} = A_B \sin \beta \sin \theta; \\ \Delta T_{\text{КОР}} = A_T \cos \beta \cdot \theta. \end{cases} \quad (8)$$

Проведя соответствующие преобразования (8), получим трансцендентное уравнение относительно переменной θ :

$$\left(\frac{\Delta i_{\text{КОР}}}{A_B \sin \theta} \right)^2 + \left(\frac{\Delta T_{\text{КОР}}}{A_T \theta} \right)^2 = 1. \quad (9)$$

При этом значение угла β из системы (8) можно определить как

$$\beta = \arctg \left(\frac{\Delta i_{\text{КОР}} A_T \theta}{\Delta T_{\text{КОР}} A_B \sin \theta} \right). \quad (10)$$

Введя соответствующие обозначения, перепишем уравнение (9):

$$\frac{B_i}{\sin^2 \theta} + \frac{B_T}{\theta^2} = 1, \quad (11)$$

$$\text{где } B_i = \left(\frac{\Delta i_{\text{КОР}}}{A_B} \right)^2 \text{ и } B_T = \left(\frac{\Delta T_{\text{КОР}}}{A_T} \right)^2 - \text{ постоянные}$$

коэффициенты.

Решение уравнения (11) может быть осуществлено любым численным методом, например, методом хорд. При этом на максимальном интервале поиска корней (от 0 до π) их может быть два: θ_1 и θ_2 . Искомый будет соответствовать меньшей угловой протяжённости КИ, так как другой корень будет соответствовать решению со значительно большими затратами характеристической скорости. Для исключения неоптимального решения с $\theta = \theta_2$ достаточно уменьшить диапазон поиска корней уравнения до половины витка, т.е. ограничиться максимальным значением половины угловой протяжённости КИ $\theta \leq \frac{\pi}{2}$.

По найденному значению угла θ можно определить (10) соответствующее значение угла β , а затем и время работы ДУ $\tau_{\text{ДУ}} = \frac{T\theta}{\pi}$.

Таким образом, определены все параметры двухпараметрической коррекции орбиты для одного включения ДУ, а именно: время включения ДУ $t_{\text{КОР}}$, время работы $\tau_{\text{ДУ}}$ и значение угла β , при которых обеспечивается заданное изменение периода обращения КА $\Delta T_{\text{КОР}}$ и наклона $\Delta i_{\text{КОР}}$. Естественно, что рассмотренная методика расчёта двухпараметрических КИ является универсальной и может быть использована для расчёта однопараметрических коррекций.

Если требуемые изменения параметров орбит не обеспечиваются за одно включение ДУ, то необходимо использовать рассматриваемые МПК (Назаров А.Е., 2017).

2. Алгоритм формирования многоимпульсных программ коррекции круговых орбит

Необходимость использования многоимпульсных программ коррекции (МПК) возникает при малой тяговооружённости КА. Особенностью рассматриваемых в статье типовых задач коррекции круговых орбит является минимизация изменения эксцентриситета при проведении коррекции, что должно учитываться при разработке алгоритма формирования проведения МПК.

В общем случае рассматриваемые коррекции орбиты предназначены для изменения периода обращения КА, высоты и наклона орбиты. С учётом требования минимизации эксцентриситета в результате отработки МПК орбита должна оставаться круговой. Для обеспечения данного требования были определены соответствующие параметры КИ, входящих в МПК. При этом были учтены следующие факты.

- Коррекция высоты орбиты, при которой изменяется соответственно большая полуось и период обращения КА, осуществляется с помощью трансверсальных КИ. Для сохранения значения эксцентриситета коррекция должна проводиться парными КИ с интервалом равным или кратным половине периода обращения КА.
- Эффективность трансверсального КИ при коррекции высоты орбиты не зависит от места расположения на орбите и его протяжённости.
- Максимальная эффективность изменения наклона протяжённым КИ обеспечивается при середине его приложения в восходящем или нисходящем узлах орбиты.
- С учётом эффективности и универсальности рассмотренных двухпараметрических КИ целесообразно формировать МПК на их основе.

С учётом вышеперечисленного для обеспечения максимальной эффективности коррекций наклона и высоты орбиты, в том числе совместных.

МПК должна состоять из парных двухпараметрических КИ, располагаемых симметрично относительно восходящего и нисходящего узлов корректируемой орбиты. Количество КИ должно выбираться с учётом ограничений на длительность работы ДУ при одном включении и с учётом минимизации затрат характеристической скорости при реализации протяжённых КИ (при коррекции наклона).

Очевидно, что для уменьшения интервала времени формирования требуемой орбиты необходимо минимизировать число включений ДУ, однако при этом будут возрастать и энергозатраты, обусловленные увеличением протяжённости КИ. Для минимизации затрат характеристической скорости включения ДУ должны иметь одинаковую длительность, а общее число включений должно быть чётным. Величина допустимой длительности работы ДУ определяется исходя из допустимого уровня энергетических потерь, обусловленных протяжённостью КИ, и технических ограничений ДУ и конструкции КА.

Алгоритм формирования МПК должен заключаться в определении последовательности парных КИ с учётом ограничений на работу ДУ при одном включении, а также с учётом используемого технологического цикла проведения измерений параметров орбиты и управления КА.

Измерение параметров орбиты необходимо для периодического контроля реализуемой МПК с целью её возможного изменения при значительных ошибках исполнения КИ. Для этого контроля необходимо предусмотреть соответствующий интервал времени между парами КИ $N_{\text{ВЦ}}$, который будет определять цикличность реализации парных КИ. В свою очередь и интервал времени между КИ в паре $N_{\text{ВП}}$ также должен задаваться с учётом ограничений на работу ДУ и может быть больше половины витка, но всегда кратен этой величине.

С учётом перечисленных ограничений в качестве исходных данных при определении МПК должны быть заданы:

- оскулирующие параметры орбиты выведения КА (фактические) и целевой орбиты (заданные расчётные);
- требуемые изменения корректируемых параметров орбиты: $\Delta i_{\text{КОР}}^{\Sigma}$ и $\Delta T_{\text{КОР}}^{\Sigma}$;
- характеристики ДУ: тяга ДУ $R_{\text{ДУ}}$, удельная тяга $R_{\text{уд}}$, допустимая длительность одного включения ДУ $\tau_{\text{ДУ}}^1$;
- конструкция КА: масса КА $m_{\text{КА}}$, баллистический коэффициент S_b и коэффициент светового давления S_{sd} ;
- время компенсации ошибок выведения $\Delta t_{\text{КОМП}}$;
- общее число коррекций в МПК – удвоенное число пар КИ $N_{\text{КОР}}$;
- номер первого витка в МПК N_1 ;
- число витков в паре – число витков, на которых располагается пара КИ $N_{\text{ВП}}$;
- число витков в цикле – число витков между первыми КИ в последующей и предыдущей паре КИ $N_{\text{ВЦ}}$.

Общее число коррекций $N_{\text{КОР}}$ в МПК и их величина должны задаваться с учётом достижения требуемых значений изменений наклона $\Delta i_{\text{КОР}}^{\Sigma}$ и периода обращения КА $\Delta T_{\text{КОР}}^{\Sigma}$ с учётом ограничений на длительность одного включения ДУ.

Следует отметить, что рассматриваемый алгоритм формирования МПК предусматривает использование соответствующей модели прогнозирования движения центра масс КА с учётом всех основных возмущающих факторов.

Для формирования рассматриваемой МПК (Назаров А.Е., 2017) предложен следующий алгоритм.

1. Для заданного числа коррекций $N_{\text{КОР}}$ определяется величина изменения корректируемых параметров при проведении одной коррекции $\Delta i_{\text{КОР}}^1$ и $\Delta T_{\text{КОР}}^1$ следующим образом:

$$\begin{cases} \Delta i_{\text{КОР}}^1 = \frac{\Delta i_{\text{КОР}}^{\Sigma}}{N_{\text{КОР}}}, \\ \Delta T_{\text{КОР}}^1 = \frac{\Delta T_{\text{КОР}}^{\Sigma}}{N_{\text{КОР}}}. \end{cases}$$

При этом необходимо учесть, что число коррекций $N_{\text{КОР}}$ должно быть чётным, чтобы избежать изменения эксцентриситета орбиты. Выбор числа коррекций $N_{\text{КОР}}$ должно осуществляться, исходя из минимизации времени отработки планируемой МПК при ограничении на допустимые потери характеристической скорости, обусловленные протяжённостью КИ.

2. По требуемым изменениям корректируемых параметров за одну коррекцию $\Delta i_{\text{КОР}}^1$ и $\Delta T_{\text{КОР}}^1$ в соответствии с рассмотренной выше методикой расчёта

АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ПРОГРАММ КОРРЕКЦИЙ КРУГОВЫХ ОРБИТ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ТИПОВЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 1

параметров двухпараметрических коррекций определяются оптимальные значения времени работы ДУ $\tau_{\text{ДУ}}^1$ и угла ориентации вектора тяги $\beta_{\text{ДУ}}^1$.

3. Для заданных начальных значений параметров орбиты осуществляется прогнозирование движения центра масс КА при его пассивном полете на планируемом интервале проведения коррекций с учётом внешних возмущений.

4. По результатам прогнозирования определяем времена восходящего узла первого планируемого витка коррекции N_1 и последующего витка N_{i+1} соответственно $t_{\Omega}^{N_1}$ и $t_{\Omega}^{N_{i+1}}$, а также драконический период обращения КА $T_{\text{др}}^{N_1} = T_{\Omega}^{N_{i+1}} - T_{\Omega}^{N_1}$.

5. Определяем времена приложения первого t_1 и второго t_2 КИ в первой паре для заданного количеством витков в паре $N_{\text{ВП}}$ и с учётом изменения периода обращения КА после отработки первого КИ на расчётную величину $\Delta T_{\text{КОР}}^1$:

$$\begin{cases} t_1 = T_{\Omega}^{N_1} - 0,5 \cdot \tau_{\text{ДУ}}^1 - P_{\text{НУ}} \cdot 0,5 \cdot T_{\text{др}}^{N_1}; \\ t_2 = t_1 + (T_{\text{др}}^{N_1} + \Delta T_{\text{КОР}}^1) \cdot (0,5 + N_{\text{ВП}} - 1), \end{cases}$$

где $P_{\text{НУ}}$ – признак назначения первого КИ в нисходящем узле.

При назначении проведения первого КИ в восходящем узле $P_{\text{НУ}}=0$, при назначении в нисходящем узле $P_{\text{НУ}}=1$.

6. Для определения времён включения ДУ для последующих пар КИ с учётом естественной эволюции периода обращения КА определим среднее значение периода обращения КА на планируемом интервале отработки МПК T_{mid} следующим образом:

$$T_{\text{mid}} = \frac{(UD_N - UD_1) \cdot 86400}{(N_{\text{ПКИ}} - 1) \cdot N_{\text{ВЦ}}},$$

где UD_1 , UD_N – соответственно юлианская дата первого КИ первой и последней пары КИ планируемой МПК по результатам прогнозирования пассивного движения центра масс КА.

При таком определении T_{mid} усреднятся как весьма существенные изменения величины драконического периода обращения КА в течение суток, так и вековые изменения, которые для низкоорбитальных КА обусловлены прежде всего торможением в атмосфере.

7. С учётом полученного значения T_{mid} и изменения периода обращения КА при каждом КИ $\Delta T_{\text{КОР}}^1$ организуем цикл по числу пар КИ $N_{\text{ПКИ}} = N_{\text{КОР}}/2$ (цикл по i). В этом цикле с учётом принятого числа витков в цикле $N_{\text{ВЦ}}$ и в паре $N_{\text{ВП}}$ последовательно определяем для каждой i -й пары КИ времена приложения первого j -го и второго $(j+1)$ КИ с помощью следующей системы выражений:

$$\begin{cases} j = 1 + 2 \cdot (i - 1); \\ t_j = t_1 + (i - 1) \cdot N_{\text{ВЦ}} \cdot (T_{\text{mid}} + i \cdot \Delta T_{\text{КОР}}^1); \\ t_{j+1} = t_j + (T_{\text{mid}} + \Delta T_{\text{КОР}}^1) \cdot (0,5 + N_{\text{ВП}} - 1), i = 1, N_{\text{ПКИ}}. \end{cases}$$

8. Формируем программу коррекции в виде последовательности $N_{\text{КОР}} = 2 \cdot N_{\text{ПКИ}}$ КИ с определёнными ранее параметрами работы ДУ.

9. Для контроля выполнения сформированной МПК заданных требований по изменению корректируемых параметров орбиты повторно проводим прогнозирование активного движения центра масс КА с учётом отработки сформированной МПК.

В интересах оперативного анализа результатов прогнозирования движения КА на заданном интервале управления целесообразно представлять изменения корректируемых параметров в виде соответствующих графиков. Такой анализ позволит в случае необходимости вносить соответствующие коррективы в исходные данные для определения программы коррекции и оперативно проводить необходимое число итераций для её расчёта. Проведение указанных итераций может потребоваться, например, из-за неучёта текущего изменения массы КА на интервале проведения коррекции при принятом допущении о равенстве всех времён работы ДУ.

Для иллюстрации работоспособности и корректности представленного алгоритма формирования МПК далее в качестве примера представлены исходные данные и результаты решения одной из перечисленных типовых задач коррекции, а именно задачи компенсации ошибок выведения КА на заданную орбиту с использованием программы, реализованной на его основе.

3. Компенсация ошибок выведения КА на заданную орбиту

В качестве заданной орбиты рассматривается геосинхронная ССО с суточной повторяемостью расположения трассы на поверхности Земли. В качестве основных ошибок выведения рассмотрим ошибки по периоду обращения КА $\Delta T_{\text{КОР}}$ и по наклону $\Delta i_{\text{КОР}}$. Компенсация этих ошибок необходима для обеспечения требуемой повторяемости трассы полёта КА и обеспечения требуемой скорости прецессии ССО. При превышении ошибок заданных допустимых значений должна проводиться коррекция соответствующих параметров орбиты.

Постановку задачи коррекции для рассматриваемого примера можно сформулировать следующим образом.

Определить программу включений ДУ для компенсации ошибок выведения КА на заданную ССО $\Delta T_{\text{КОР}}$ и $\Delta i_{\text{КОР}}$ за заданное время $\Delta t_{\text{КОМП}}$ с учётом ограничений на длительность одного включения ДУ $\tau_{\text{ДУ}}^1$.

В соответствии с представленном выше составом исходных данных необходимых для расчёта МПК приняты:

- оскулирующие параметры орбиты выведения КА (фактические) и целевой орбиты (заданные расчётные) для даты 22.12.2024 представлены в таблице 1;
- требуемые изменения корректируемых параметров орбиты: $\Delta i_{КОР}^{\Sigma} = -0,01^{\circ}$ и $\Delta T_{КОР}^{\Sigma} = 1,0$ с;
- характеристики ДУ: $R_{ДУ} = 0,002$ кг, $R_{уд} = 1200$ с, $\tau_{ДУ}^1 < 1600$ с;
- конструкция КА: $m_{КА} = 400$ кг, $S_b = 0,00165$ м²/кг, $S_{sd} = 0,01121$ м²/кг;
- время компенсации ошибок выведения $\Delta t_{КОМП} = 20$ суток.

Следующие из представленного здесь списка исходных данных параметры для расчёта МПК определены в процессе итераций расчёта МПК для различных значений этих параметров, исходя из заданных значений $\Delta t_{КОМП}$ и $\tau_{ДУ}^1$. В результате для рассматриваемого примера были определены: $N_{КОР} = 20$, $N_1 = 30$, $N_{ВП} = 3$, $N_{ВЦ} = 30$.

С использованием перечисленных ИД с помощью программы формирования МПК, реализованной на основе представленного алгоритма, был проведён расчёт МПК для компенсации ошибок выведения по наклонению и периоду обращения для перехода КА на заданную ССО.

Программа коррекций состоит из двухпараметрических КИ, реализующих одновременное изменение наклонения и периода обращения. С учётом заданных характеристик ДУ обеспечить такое изменение параметров орбиты выведения возможно при реализации 10 пар КИ, располагаемых в восходящем и нисходящем узлах орбиты.

Полученная МПК для формирования целевой ССО КА представлена в виде таблицы 2, в которой приняты следующие обозначения: № КИ – порядковый номер включения ДУ (КИ); α , β – углы ориентации вектора тяги ДУ в ОСК, градусы; $\tau_{ДУ}$ – длительность работы ДУ, с; m – текущее значение массы КА, кг; дата – календарная дата (день, месяц, год); время – московское время включения ДУ (часы, минуты, секунды).

Для представления результатов работы программы формирования МПК и подтверждения факта перехода КА на заданную целевую ССО были проведены расчёты прогнозирования параметров движения центра масс КА с учётом отработки полученной МПК. Результаты расчётов представлены на рисунках 2–4 в виде графиков изменения элементов орбиты: оскулирующего периода обращения $T_{ОСК}$, драконического периода $T_{ДР}$, и наклонения i .

На графиках по оси абсцисс отложено время существования в сутках и календарная дата (число, месяц), по оси ординат – текущее значение соответствующего элемента орбиты. Цифра 1 на графиках

таблица 1 – Параметры орбит выведения

орбита	$T_{оск}, c$	$a_j, км$	$e_j, б/р$	$i_j, ^{\circ}$	$\Omega_j, ^{\circ}$	$\omega_j, ^{\circ}$	$\vartheta_j, ^{\circ}$
выведения	5763,30	6947,69	0,0	97,66	0,0	0,0	0,0
целевая	5764,30	6948,49	0,0	97,65	0,0	0,0	0,0

таблица 2 – МПК формирования целевой ССО

№ КИ	$\alpha, ^{\circ}$	$\beta, ^{\circ}$	$\tau_{ДУ}, c$	$m, кг$	дата	время
1	90,000	-73,676	1559,1	399,997	24.12.2024	09:31:44
2	90,000	-73,676	1559,1	399,995	24.12.2024	13:31:41
3	90,000	-73,676	1559,1	399,992	26.12.2024	09:31:14
4	90,000	-73,676	1559,1	399,990	26.12.2024	13:31:11
5	90,000	-73,676	1559,1	399,987	28.12.2024	09:30:47
6	90,000	-73,676	1559,1	399,984	28.12.2024	13:30:45
7	90,000	-73,676	1559,1	399,982	30.12.2024	09:30:23
8	90,000	-73,676	1559,1	399,979	30.12.2024	13:30:21
9	90,000	-73,676	1559,1	399,977	01.01.2025	09:30:03
10	90,000	-73,676	1559,1	399,974	01.01.2025	13:30:00
11	90,000	-73,676	1559,1	399,971	03.01.2025	09:29:45
12	90,000	-73,676	1559,1	399,969	03.01.2025	13:29:42
13	90,000	-73,676	1559,1	399,966	05.01.2025	09:29:30
14	90,000	-73,676	1559,1	399,964	05.01.2025	13:29:28
15	90,000	-73,676	1559,1	399,961	07.01.2025	09:29:19
16	90,000	-73,676	1559,1	399,958	07.01.2025	13:29:16
17	90,000	-73,676	1559,1	399,956	09.01.2025	09:29:10
18	90,000	-73,676	1559,1	399,953	09.01.2025	13:29:07
19	90,000	-73,676	1559,1	399,951	11.01.2025	09:29:04
20	90,000	-73,676	1559,1	399,948	11.01.2025	13:29:01

АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ПРОГРАММ КОРРЕКЦИЙ КРУГОВЫХ ОРБИТ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ТИПОВЫХ ЗАДАЧ. ЧАСТЬ 1

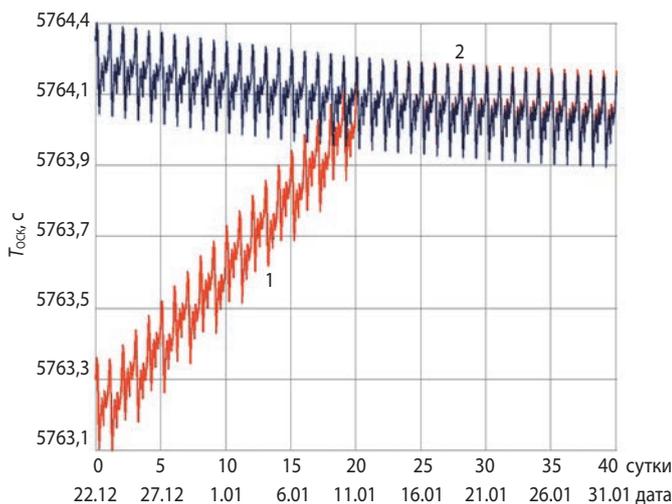


рисунок 2. Изменение оскулирующего периода обращения $T_{оск}$

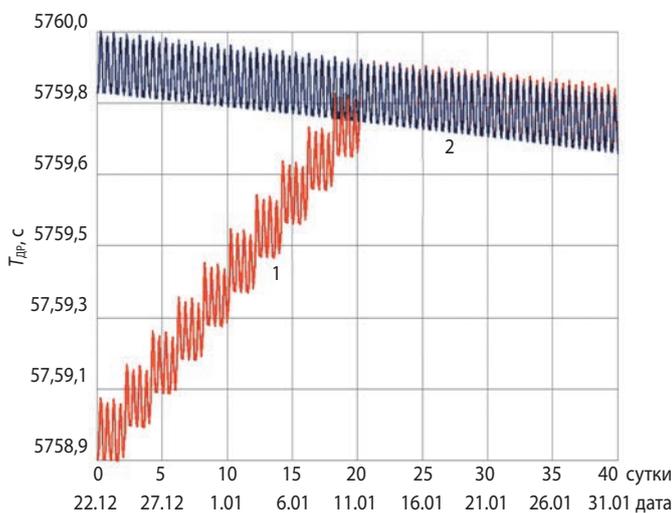


рисунок 3. Изменение драконического периода обращения $T_{др}$

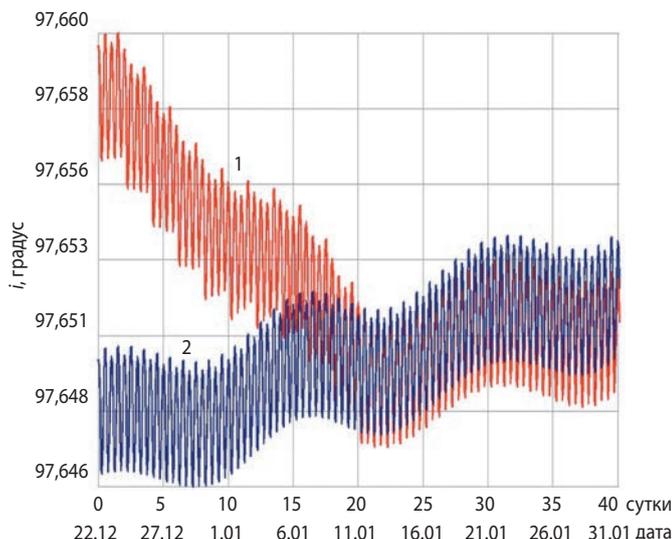


рисунок 4. Изменение наклона i

соответствует результатам активного прогноза параметров движения центра масс КА на моделируемой орбите выведения с учётом ошибок выведения и отработки МПК; цифра 2 – результатам пассивного прогноза движения КА на заданной целевой орбите.

Как видно из графиков, в результате отработки полученной МПК в течение заданного времени $\Delta t_{комп}=20$ суток наклонение уменьшилось на $\sim 0,01^\circ$, а период обращения КА увеличился на ~ 1 с, т.е. корректируемые параметры орбиты изменились на заданные значения за заданное время.

заключение

Полученные результаты подтверждают работоспособность и корректность представленного алгоритма формирования МПК для его использования при разработке программного обеспечения решения рассматриваемых задач коррекции.

Следует отметить, что при реальном управлении КА имеют место случайные факторы, прежде всего, ошибки исполнения КИ и ошибки измерений параметров орбиты, которые могут влиять на точность реализации МПК. Поэтому необходимо предусматривать возможность проведения дополнительной коррекции орбиты для компенсации этих ошибок либо уточнение рассчитанной программы коррекции по мере получения фактических результатов измерений параметров орбиты.

Особенности решения других типовых задач коррекции с помощью программы формирования МПК будет рассмотрено в отдельной статье.

список литературы

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 67-75

Назаров А.Е., Евграфов А.Е. Методика расчета двухпараметрических коррекций наклонения и высоты круговых орбит // Сб. научн. трудов «Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов». НПО им. С.А. Лавочкина, 2016. С. 24.

Назаров А.Е. Использование программ многоимпульсных двухпараметрических коррекций для изменения наклонения и высоты круговых орбит // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 11-19.

Назаров А.Е. Коррекции эксцентриситета геостационарной орбиты при удержании космического аппарата в заданной точке «стояния» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 19-27.

Статья поступила в редакцию 12.07.2024

Статья после доработки 15.07.2024

Статья принята к публикации 16.07.2024

РАЗРАБОТКА И ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МЕТОДА ИССЛЕДОВАНИЯ ВИБРОАКТИВНОСТИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

DEVELOPMENT AND VERIFICATION OF A COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL METHOD FOR INVESTIGATING THE VIBRATION ACTIVITY OF THE ELECTROMECHANICAL DRIVE OF THE ORIENTATION SYSTEM OF THE SPACECRAFT SOLAR PANELS



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



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



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



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

В статье рассматривается актуальная научно-техническая задача определения ряда характеристик динамической схемы упругой конструкции привода системы ориентации солнечных батарей при проведении испытаний на виброактивность.

Разработан и верифицирован метод определения упруго-диссипативных, жёсткостных и моментных характеристик привода с помощью акселерометров.

*Ключевые слова:
акселерометр;
виброактивность;
привод системы ориентации солнечных батарей;
торсионный элемент;
массоимитатор.*

DOI: 10.26162/LS.2024.10.35.009

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

The article considers an urgent scientific and technical task to determine a number of characteristics of the dynamic circuit of the elastic design of the drive of the orientation system of solar panels during vibration tests. A method for determining the elastic-dissipative, stiffness and torque characteristics of the drive using accelerometers has been developed and verified.

*Key words:
accelerometer;
vibration activity;
solar panel orientation system drive;
torsion element;
mass limiter.*

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

ВВЕДЕНИЕ

Исполнительные механизмы системы ориентации и бортовые приводные устройства космических аппаратов (КА) в процессе функционирования создают вибродинамические возмущения, влияющие на чувствительную и малостойкую к вибрационным нагрузкам бортовую аппаратуру КА (Геча В.Я. и др., 2015; Ефанов В.В. и др., 2019; Клименко Н.Н., Занин К.А., 2024). Поскольку полностью устранить такие возмущения технически затруднительно, а часто невозможно, необходимо учитывать неблагоприятное влияние виброактивности при моделировании движения КА в пространстве (Архипов М.Ю. и др., 2014; Герасимчук В.В. и др., 2023; Ефанов В.В. и др., 2017).

С целью проверки и уточнения их значений проводится экспериментальное определение характеристик динамической схемы упругой конструкции (характера и уровней возмущений, создаваемых электромеханическим приводом системы ориентации солнечных батарей (СОСБ) гибкого КА при функционировании). Этой цели служат специальные отработочные испытания (СОИ) как вида специального испытания в структуре отработочных испытаний в составе наземной экспериментальной отработки (НЭО).

Для измерения возникающих силомоментных динамических нагрузок от источников бортовых вибровозмущений (Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2023) применяют специальные стенды для определения механических возмущений (шестистепенные динамометры). В условиях санкционных ограничений на поставку иностранного силоизмерительного оборудования и средств измерений, их метрологической аттестации и нередко в практической деятельности предприятий отрасли, отсутствия метрологической прослеживаемости уже находящихся в эксплуатации силоизмерительного оборудования (например, в АО «НПО Лавочкина» – силоизмерительного стенда (СИС)), а также ввиду разрыва между технически реализуемым в настоящее время и допустимым уровнем виброактивности источников внутренних возмущений КА (Герасимчук В.В. и др., 2018),

актуализируется задача разработки и верификации метода исследования виброактивности привода СОСБ космического аппарата с использованием средств измерений, прошедших метрологическую аттестацию, а именно, как средств измерения колебательного процесса акселерометров.

1. Оцениваемые характеристики и расчётные соотношения

Перечень показателей, которые должны быть определены в ходе исследования виброактивности привода СОСБ гибкого КА, приведён в таблице 1.

Под приведённой жёсткостью условимся понимать жёсткость кинематической цепи привода СОСБ как отношение силы (момента) в точке крепления привода к конструкции КА к угловому перемещению подвижной части привода. Тогда частота собственных колебаний f , Гц вычисляется по формуле

$$f = \frac{1}{t_{i+1} - t_i}, \tag{1}$$

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

Логарифмический декремент колебаний δ определяется по кривой свободных затухающих колебаний

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

где Az_i – амплитудное (пиковое) значение виброускорения на i -м цикле колебаний, m/c^2 ; Az_{i+n} – амплитудное (пиковое) значение виброускорения на $(i+n)$ -м цикле колебаний, m/c^2 ; n – число принятых к анализу циклов колебаний.

Приведённая жёсткость привода $c_{пр}$, Н·м/рад, вычисляется по формуле

$$c_{пр} = 4 \cdot \pi^2 \cdot J \cdot f^2, \tag{3}$$

где J – момент инерции поворотной части нагрузки, $kg \cdot m^2$.

Амплитудные (пиковые) значения колебательной составляющей возмущающего момента $M_x(A)$ определяются как максимальные значения из выборки:

таблица 1 – Показатели, определяемые при испытаниях

наименование показателя	обозначение показателя	обозначение единицы физической величины
собственная частота колебаний	f	Гц
логарифмический декремент колебаний	δ	–
приведённая жёсткость	$c_{пр}$	Н·м/рад
амплитудные (пиковые) значения колебательной составляющей возмущающего момента	$M(t)$	Н·м

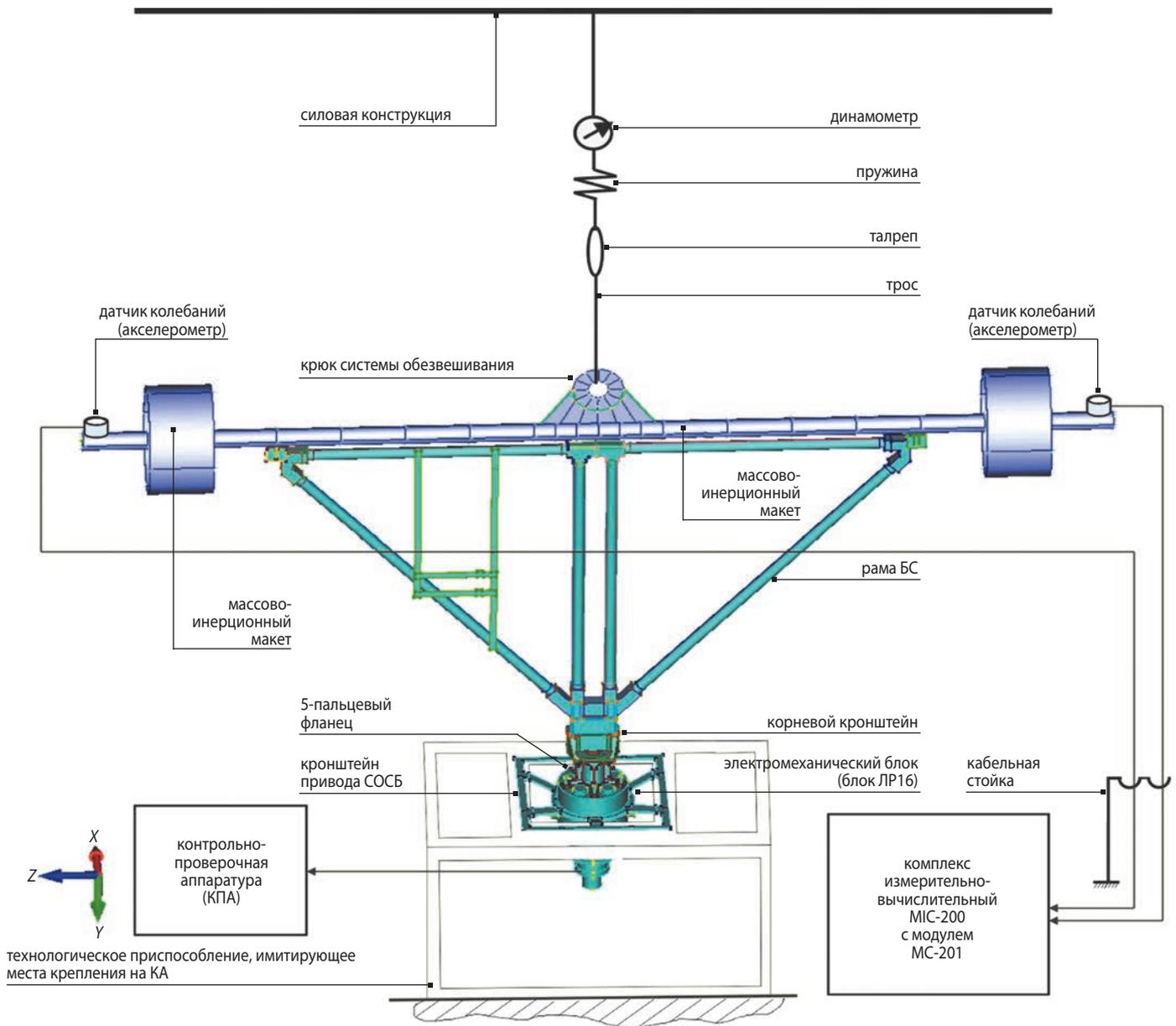


рисунок 1. Схема экспериментальной установки

$$M(t) = J\ddot{\varphi}(t), \quad (4)$$

где $M(t)$ – возмущающий момент, Н·м; $\ddot{\varphi}(t) = \frac{A(t)}{R}$ – угловое виброускорение, рад/с²; $A(t)$ – виброускорение, м/с²; R – расстояние от акселерометра до оси вращения привода, м.

Характеристики динамической схемы упругой конструкции (собственная частота колебаний и логарифмический декремент колебаний) упругой конструкции привода СОСБ (рисунок 1) целесообразно исследовать методом свободных колебаний для определения собственных частот и декрементов колебаний изделий, а амплитудные значения колебательной составляющей – прямым методом измерения амплитудных значений вибрационной характеристики.

2. Верификация расчётно-экспериментального метода

В качестве объекта испытаний был выбран торсионный элемент с массоимитатором, который жестко крепился к силоизмерительной платформе и обезвешивался специальным тросом. На одном из краёв массоимитатора на расстоянии 1,645 м от его центра (длина массоимитатора 3,29 м) устанавливался акселерометр (рисунок 2) для измерения тангенциальных ускорений по оси X (вокруг оси Z).

Массоимитатор (рисунок 3) обладает известными, предварительно рассчитанными массово-инерционными характеристиками: момент инерции массоимитатора относительно оси Z (определённый расчётным

РАЗРАБОТКА И ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МЕТОДА ИССЛЕДОВАНИЯ ВИБРОАКТИВНОСТИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



рисунок 2. Схема испытаний

путём) составляет $2,325 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, его масса (расчётная) равна $5,286 \text{ кг}$.

Торсионный элемент представляет собой упругую конструкцию, работающую на кручение относительно оси Z (рисунок 4). Его основной задачей является имитация моментных возмущений, как при работе приводного устройства.

Конечно-элементная модель торсионного элемента представлена на рисунке 5. В данном случае в качестве торсионного элемента удачно использована конструкция виброизолятора (Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., 2019).

Привод СОСБ работает относительно оси Z , поэтому в представленной работе исследовался крутильный тон колебаний торсионного элемента с массоимитатором относительно оси Z (Телепнев П.П. и др., 2014; Telepnev P.P. et al., 2015). После произвольного отклонения края массоимитатора по оси X при установившихся крутильных колебаниях проводилась одновременная запись СИС моментов относительно оси Z и акселерометром ускорений по оси X . На рисунке 6 в качестве примера приведены значения ускорений, полученных с акселерометра.

Собственная частота крутильных колебаний конструкции, определённая по формуле (1), составляет $1,4 \text{ Гц}$. В данном случае значения, полученные с помощью СИС, полностью совпадают с показаниями акселерометра. На рисунке 7 представлена амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) ускорений по оси X .

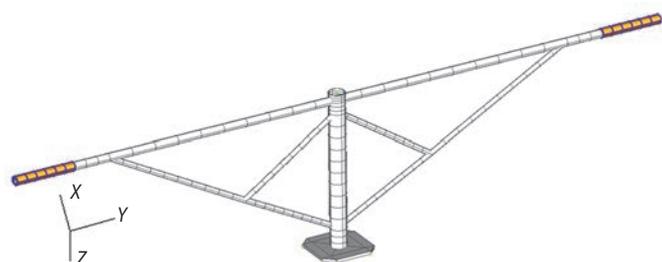


рисунок 3. Конечно-элементная модель массоимитатора

Логарифмический декремент колебаний δ конструкции, рассчитанный по данным СИС, составляет $0,00482$. Декремент колебаний конструкции, рассчитанный по данным с акселерометра по формуле (2), составляет $0,00489$. Расхождение измерений составляет $1,37\%$, что для таких малых значений декремента является отличным результатом по сходимости данных.

Так как значение собственной частоты колебаний конструкции, измеренной с помощью СИС, полностью совпадает со значением собственной частоты



рисунок 4. Торсионный элемент

колебаний конструкции, измеренной с помощью акселерометра, а момент инерции массоимитатора соответствует расчетному ($f=1,4 \text{ Гц}$; $J=2,325 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$), жёсткость торсионного элемента с массоимитатором равна $179,9 \text{ Н} \cdot \text{м/рад}$ (формула (3)).

Выборка амплитудных (пиковых) значений колебательной составляющей возмущающего момента $M_z(A)$ приведена на рисунке 8, как зависимость возмущающего момента от времени.

Для оценки расхождения измерений моментов относительно оси Z с помощью СИС и акселерометра необходимо привести значения к одной фазе, для этого умножаем значения рассчитанных моментов на (-1) . На рисунке 9 наглядно представлены значения моментов относительно оси Z , полученные с помощью СИС и рассчитанные через значения акселерометра.

Максимальное расхождение результатов измерений моментов относительно оси Z составляет $9,44\%$.

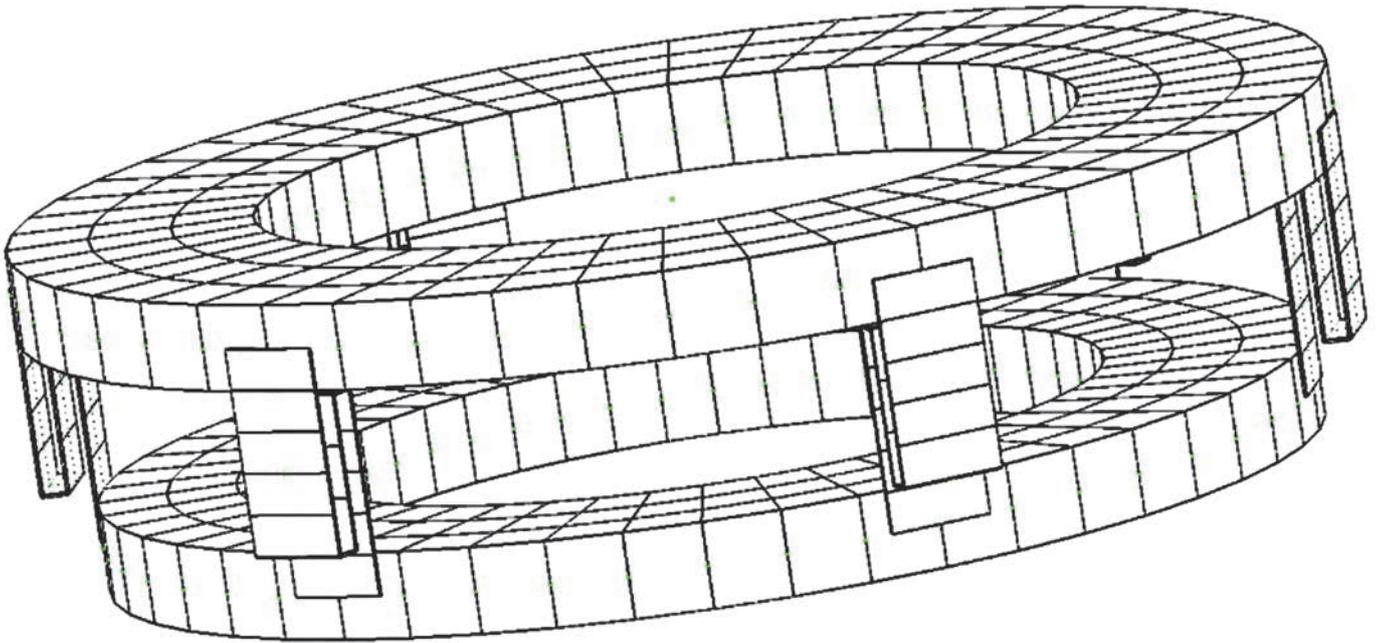


рисунок 5. Конечно-элементная модель торсионного элемента

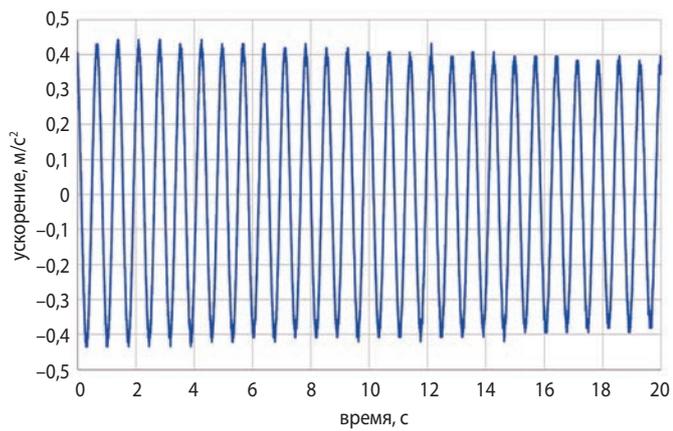


рисунок 6. Ускорение по оси X

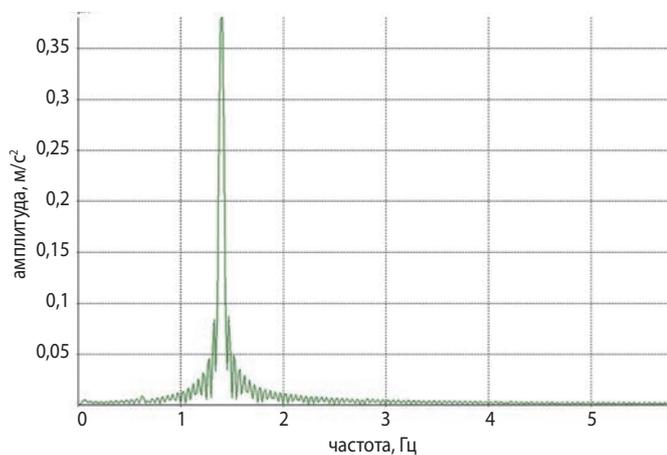


рисунок 7. АЧХ ускорений по оси X

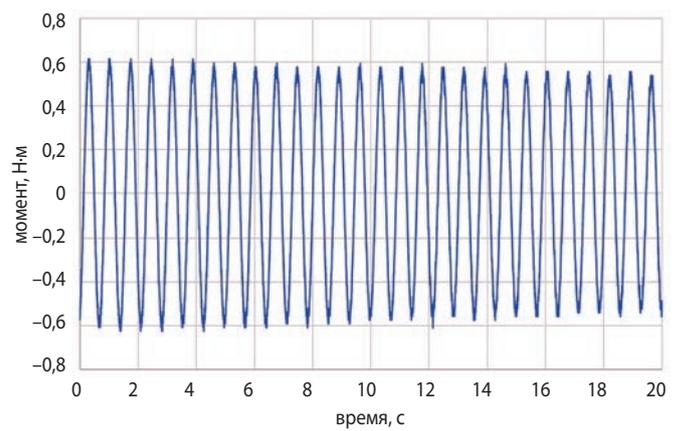


рисунок 8. Возмущающий момент относительно оси Z, полученный в результате пересчёта показаний акселерометра

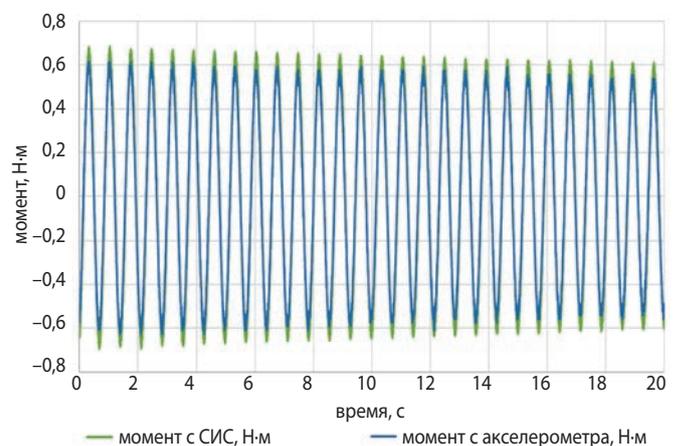


рисунок 9. Сравнение возмущающих моментов

РАЗРАБОТКА И ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО МЕТОДА ИССЛЕДОВАНИЯ ВИБРОАКТИВНОСТИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Данное значение обусловлено следующими составляющими погрешностями измерений:

- погрешность при тарировке СИС – до 5%.
- погрешность измерений акселерометром – до 1%;
- погрешность изготовления массоимитатора – до 5%.

Расхождения значений характеристик конструкции торсионного элемента с массоимитатором, полученных с помощью СИС и акселерометра, приведены в таблице 2.

таблица 2 – Расхождения значений полученных характеристик

параметр	расхождение значений
частота	менее 1%
декремент	1,37%
жѐсткость	менее 1%
момент	9,44%

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Значения параметров колебаний, полученные при исследовании виброактивности электромеханического привода СОСБ гибкого КА представленным расчётно-экспериментальным методом (с использованием средств измерений, прошедших метрологическую аттестацию, когда средствами измерения колебательного процесса выступают акселерометры) показали высокую сходимость со значениями, полученными при использовании специального стенда для измерения силомоментных динамических нагрузок (максимальное расхождение – менее 10%), что свидетельствует о верификации разработанного расчётно-экспериментального метода.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что представленный метод испытаний на виброактивность с помощью акселерометров позволяет с достаточной точностью определять упруго-диссипативные, жѐсткостные и моментные характеристики бортовых приводных устройств космических аппаратов в целях оптимизации аппаратной реализации алгоритмов для систем управления КА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Архипов М.Ю., Телепнев П.П., Кузнецов Д.А. К вопросу о численном моделировании динамики конструкции космического аппарата «СПЕКТР-Р» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 96-99.

Герасимчук В.В., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Телепнев П.П. К вопросу о повышении диссипативных

характеристик конструкции космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение 2018. № 3. С. 103-110.

Герасимчук В.В., Жиряков А.В., Кузнецов Д.А., Телепнев П.П. Моделирование вибрационного фона космического аппарата // Труды МАИ. 2023. № 131. DOI: 10.34759/trd-2023-131-02.

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

Деменко О.Г., Бирюков А.С. К вопросу прогнозирования уровня эксплуатационного ударного нагружения бортовой аппаратуры КА по результатам механических динамических испытаний // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 37-47.

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

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

Клименко Н.Н., Занин К.А. Космические системы оптико-электронного наблюдения между прошлым и будущим. Часть 1. Трансформация концепции создания и применения космических средств оптико-электронного наблюдения на рубеже эпох // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 69-83.

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

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

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

Статья поступила в редакцию 10.10.2024

Статья после доработки 16.10.2024

Статья принята к публикации 17.10.2024

НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКИХ ОРБИТАХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АППАРАТУРЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ



П.Е. Розин¹,
кандидат технических наук,
rozinPE@laspace.ru;
P.E. Rozin

В статье представлены результаты обработки измерений кинематических векторов навигационного приёмника глобальных навигационных спутниковых систем космического аппарата «Гагаринец». Наряду с уточнением вектора начальных условий проводилось уточнение баллистического коэффициента и квазилогарифмических планетарных среднесуточных индексов геомагнитной активности.

Ключевые слова:
«Кубсат»;
определение орбиты;
ГНСС-приёмник.

DOI: 10.26162/LS.2024.64.19.010

ВВЕДЕНИЕ

Малый космический аппарат (КА) «Гагаринец» был выведен на расчётную орбиту в качестве испытательной полезной нагрузки 11 апреля 2024 года при первом пуске ракеты-носителя «Ангара-5» с разгонным блоком 14С48 с космодрома «Восточный». Схема выведения предусматривала отделение КА «Гагаринец» от разгонного блока на низкой опорной орбите.

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

NAVIGATION SUPPORT FOR SMALL SPACECRAFT IN LOW ORBITS USING SATELLITE NAVIGATION DEVICES



Э.А. Литвинчук¹,
borisovaEA@laspace.ru;
E.A. Litvinchuk

The article presents the results of processing measurements of kinematic vectors of the navigation receiver of the global navigation satellite systems of the Gagarinets spacecraft. Along with the refinement of the vector of initial conditions, the ballistic coefficient and quasi-logarithmic planetary average daily indices of geomagnetic activity were refined.

Key words:
Cubesat;
orbit determination;
GNSS receiver.

КА «Гагаринец» (рисунок 1) разработан частной компанией ООО «Авант-Спейс Системс» и представляет собой «Кубсат» 3U с размерами 10×10×30 см и массой 3.875 кг. КА присвоен международный номер запуска 2024-069B с присвоением номера 59480 в системе NORAD.

Особый интерес к данному проекту с точки зрения навигационного обеспечения вызван орбитой

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



рисунок 1. Общий вид КА «Гагаринец»

функционирования с высотой перицентра около 200 км и высотой апоцентра около 450 км.

Полученные в ходе исследования результаты могут найти применение в случае возникновения нештатных ситуаций на борту ракеты-носителя или разгонного блока, в результате которых выводимый на низкую солнечно-синхронную орбиту КА (например, в рамках проекта «Сфера») оказывается на опорной орбите, откуда средствами собственной двигательной установки потребуется доведение до рабочей орбиты.

Установленная на борту КА аппаратура приёма сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) МНП-6 разработки АО «ИРЗ» (далее ГНСС-приёмник) предназначена для определения кинематического вектора положения во вращающейся гринвичской системе координат.

Управление КА осуществлялось сетью радиолобительских наземных станций, расположенных в Крыму и Мордовии. Орбита функционирования КА и расположение наземных станций обеспечивали реализацию 4–6 сеансов связи с КА длительностью

до 10 минут ежедневно. Однако распределение во времени сеансов управления было неравномерным, основные сеансы проводились на серии последовательных витков КА, после чего следовала пауза длительностью порядка 12 часов. Определённые на борту КА ГНСС-приёмником кинематические векторы передавались на наземные станции.

К сожалению, из-за специфики орбиты (рисунок 2) время баллистического существования КА составило всего 10 суток: с 11 по 21 апреля 2024 года. Последний сеанс связи был произведён 20 апреля в 13:52 московского времени на наземной станции в п. Рузаевка Мордовии. За всё время функционирования КА на орбите проведено 46 сеансов связи с наземными станциями. На рисунке 2 представлен график изменения оскулирующих высот апогея в км (синий) и перигея в км (зелёный) на интервале с 11 до 17 апреля 2024 года.

Бортовое программное обеспечение КА «Гагаринец» предусматривало следующий план хранения на борту навигационных измерений. Регистрация данных с ГНСС-приёмника осуществлялась непрерывно после его включения и начала работы. Период сохранения измерений составлял одну минуту. Кольцевой буфер для хранения измерений позволял сохранять не более 200 измерений. Таким образом, максимальный доступный для отправки на Землю объём данных, полученных с ГНСС-приёмника, позволял провести определение положения КА на интервале времени 200 минут, что соответствует примерно 2.2 виткам. Передача данных кольцевого буфера осуществлялась раз в сутки, учитывая необходимость работы с другими системами КА в ходе проведения лётных испытаний. Количество принятых уникальных измерений в ходе лётных испытаний КА представлены в таблице 1.

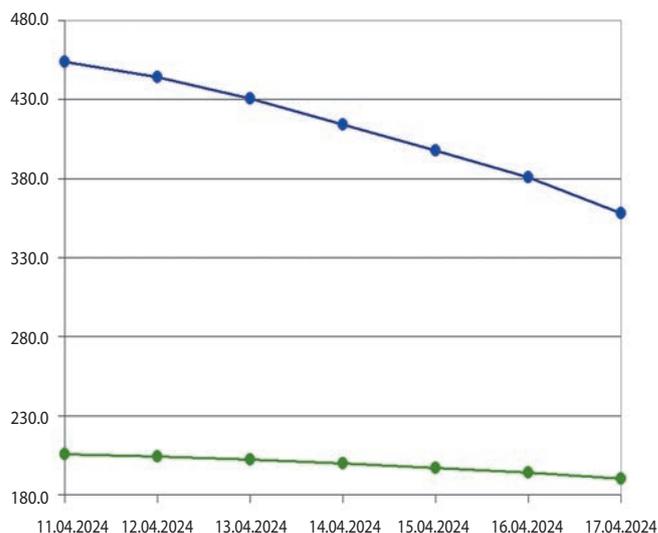


рисунок 2. Параметры орбиты КА «Гагаринец»

таблица 1 – Количество принятых измерений

дата	количество измерений
11.04.2024	28
12.04.2024	48
13.04.2024	32
14.04.2024	48
15.04.2024	51
16.04.2024	25
17.04.2024	46

Обработка измерений ГНСС-приёмника КА проводилась независимо в АО «НПО Лавочкина» и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. В организациях были получены практически совпадающие результаты по остаточным невязкам навигационного решения.

1. Модель движения КА «Гагаринец»

В АО «НПО Лавочкина» использовалась модель, включающая параметры эллипсоида Земли WGS-84 и теории IAU-2000 для формирования матрицы перехода от WGS-84 ко второй экваториальной геоцентрической системе координат эпохи J2000 (2ЭСК), использовалась модель EGM96 гравитационного поля Земли с разложением в ряд по сферическим функциям до гармоник 32×32 (Розин П.Е. и др., 2023).

Ключевым фактором, влияющим на эволюцию параметров орбиты КА «Гагаринец», являлось влияние возмущающего ускорения, связанного с атмосферным торможением. Для более точного учёта данного фактора в отличие от использованной в (Розин П.Е. и др., 2023) модели атмосферы Харриса – Пристера была применена модель атмосферы, представленная в (ГОСТ Р 25645.166-2004). Эта модель позволяет получать характеристики плотности атмосферы для высот до 120 км с учётом индексов солнечной активности.

Информация по значениям индексов солнечной активности принималась из данных Баллистического центра ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (<http://www.kiam1.rssi.ru/~den/solar.html>).

Влияние гравитационных возмущений от Луны и Солнца рассчитывалось с определением их положения согласно эфемеридам DE421 JPL NASA (Folkner W.M., 2009).

Обработка измерений ГНСС-приёмника в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН основана на аналогичных работах по баллистико-навигационному обеспечению малых космических аппаратов АО «НПО Лавочкина» (Гордиенко Е.С. и др., 2016).

Для вычисления координат Луны и Солнца используются зарубежные таблицы эфемерид DE423, созданные в JPL (Folkner W.M. et al., 2009). Таблицы эфемерид представлены в форме коэффициентов при полиномах Чебышёва.

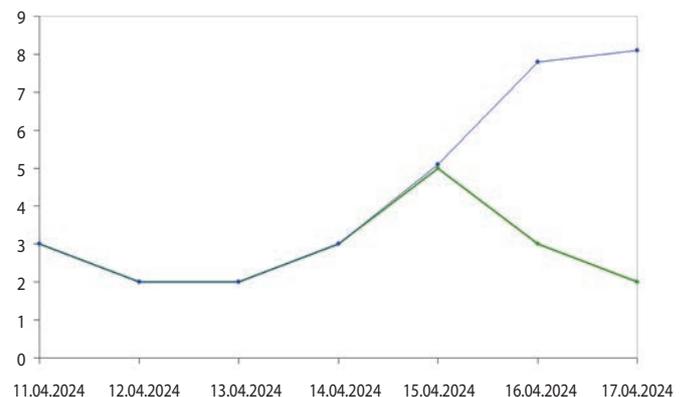
Значения нормированных коэффициентов разложения гравитационного поля и гравитационная постоянная Земли берутся из модели EGM-2008 (Pavlis N.K., 2008). Используется размерность 32×32 .

Расчёт плотности атмосферы производится по модели (ГОСТ Р 25645.166-2004), которая использует в качестве входных данных три индекса солнечной активности: индекс $F_{10.7}$ солнечной активности, равный плотности потока радиоизлучения Солнца на волне длиной 10.7 см в (10^{-22} Вт/($\text{м}^2 \cdot \text{Гц}$)); индекс F_{81} или средневзвешенное значение $F_{10.7}$ за 81 сутки; квазилогарифмический планетарный среднесуточный индекс K_p геомагнитной активности. В ИПМ им. М.В. Келдыша РАН ежедневно строится прогноз на 27 суток (<http://www.kiam1.rssi.ru/~den/solar.html>).

В таблице 2 представлены значения: плотности потока радиоизлучения Солнца на волне длиной 10.7 см ($F_{10.7}$, 10^{-22} Вт/($\text{м}^2 \cdot \text{Гц}$)); средневзвешенного за 81 сутки значения индекса F_{81} и два значения безразмерного квазилогарифмического планетарного среднесуточного индекса геомагнитной активности K_p . Левый столбец содержит значения Solar Influences Data Center (SIDC), а правый – значения, полученные в ходе совместного определения орбиты КА «Гагаринец» и значений K_p для минимизации невязок измерений. Значения левого (зелёный) и правого (синий) столбцов значений индекса K_p представлены на рисунке 3.

таблица 2 – Значения индексов солнечной активности

дата	$F_{10.7}$	F_{81}	K_p	
11.04.2024	144	157.605	3	3
12.04.2024	152	157.605	2	2
13.04.2024	161	156.827	2	2
14.04.2024	178	156.901	3	3
15.04.2024	192	157.284	5	5.1
16.04.2024	199	157.802	3	7.8
17.04.2024	217	157.654	2	8.1

**рисунк 3.** Индекс геомагнитной активности K_p

Для расчёта матрицы перевода систем координат из вращающейся гринвичской в 2ЭСК используется модель вращения Земли IAU2000A International Earth Rotation and Reference Systems Service (IERS) (*Proceedings of the IERS...*, 2002).

В основу алгоритма численного интегрирования уравнений движения КА положен синтез метода Адамса (*Степаньянц В.А.*, 2000), адаптированного для неравноотстоящих узлов, и неявного метода Рунге – Кутты.

Для расчёта вектора возмущающих ускорений $\mathbf{f}_{\text{атм}}$, вызванных влиянием атмосферы Земли, используется следующее соотношение:

$$\mathbf{f}_{\text{атм}} = -\mathbf{v} \cdot (\rho \cdot S_6 \cdot |\mathbf{v}|/g), \quad (1)$$

где ρ – плотность атмосферы Земли в точке нахождения КА; g – ускорение силы тяжести на поверхности Земли; S_6 – баллистический коэффициент в принятой для ИПМ им. М.В. Келдыша РАН размерности: $\text{м}^3/(\text{с}^2 \cdot \text{кгс})$.

Алгоритмы локальной обработки по определению аномальных измерений, небесно-механическая интерпретация измерений (*Комовкин С.В.*, 2015) рассмотрены в (*Тучин Д.А.*, 2020; *Тучин Д.А.*, 2022). Алгоритм определения орбиты методом наименьших квадратов с применением усечения ковариационной матрицы методом Марквардта описан в (*Тучин Д.А.*, 2020).

2. Начальное приближение и апостериорное навигационное решение

Для определения начального приближения параметров орбиты (с целью их последующего уточнения) в программном комплексе, разработанном в АО «НПО Лавочкина», использован подход из (*Розин П.Е. и др.*, 2023).

1. Из массива измерений радиусов-векторов КА, полученных от ГНСС-приёмника в СК 2ЭСК выбираются такие два вектора, угол между которыми составляет чуть более 90° . Скалярное произведение таких двух векторов меньше нуля. Обозначим времена привязки этих измерений как t_1 и t_2 , а сами векторы как \mathbf{r}_1 и \mathbf{r}_2 .

2. Векторы \mathbf{r}_1 и \mathbf{r}_2 используются для вычисления оскулирующих элементов орбиты на эпоху t_1 :

$$\begin{aligned} \mathbf{b} &= (\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)^0; \quad i = \arccos(b_z); \quad \Omega = \text{atan2}(b_x - b_y); \\ \varphi &= \arccos((\mathbf{r}_1^0, \mathbf{r}_2^0)); \quad e = 0; \quad u = 0; \quad \psi = \varphi / (t_2 - t_1); \\ a &= (\mu / \psi^2)^{1/3}; \quad t_{\text{п}} = t_1; \quad \omega = \text{atan2}(r_{1z} / \sin(i)), \\ r_{1x} \cos(\Omega) + r_{1y} \sin(\Omega), \end{aligned} \quad (2)$$

где a – большая полуось; e – эксцентриситет; u – аргумент широты; $t_{\text{п}}$ – время прохождения перигея; ω – аргумент перигея; Ω – долгота восходящего узла; i – наклонение. Здесь \mathbf{r}^0 – вектор единичной длины, сонаправленный с вектором \mathbf{r} .

Апостериорным навигационным решением будем называть полученное в ЦУП решение, представляющее из себя совокупность фазового вектора КА в 2ЭСК, его эпоху и баллистический коэффициент КА. Данное решение получается путём статистической обработки измерений ГНСС-приёмника, принятых с борта КА в составе телеметрической информации. На основе полученного решения при использовании моделей из раздела 1 может осуществляться прогноз орбитального движения КА с планированием дальнейшей работы с КА. Задача получения навигационного решения сводится к определению оцениваемых компонент фазового вектора и баллистического коэффициента. Оценка определяется из условия достижения максимума функции правдоподобия.

Предположим, что измерительные ошибки статистически независимы и подчинены нормальному закону распределения с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением $\sigma_{\text{ГНСС}}$. Тогда в рамках принятых предположений задача решается с помощью взвешенного метода наименьших квадратов (*Розин П.Е. и др.*, 2023). Величина $\sigma_{\text{ГНСС}}$ принималась равной 20 м.

Будем рассматривать последовательность навигационных измерений, проводимых в моменты времени t_1, \dots, t_N , как компоненты $\{y_1, \dots, y_N\}$ измеряемого вектора \mathbf{Y}_{meas} . Обозначим оцениваемый вектор через $\mathbf{X} = \{r_x, r_y, r_z, v_x, v_y, v_z, S_6\}$, где r_x, r_y, r_z – компоненты вектора положения, v_x, v_y, v_z – компоненты вектора скорости в 2ЭСК, S_6 – баллистический коэффициент КА.

В рамках принятой модели движения КА и навигационных измерений имеем связь измеряемого вектора \mathbf{Y} с оцениваемым вектором \mathbf{X} , выраженную вектор-функцией $\mathbf{Y} = \mathbf{F}(\mathbf{X})$. Решение задачи будем искать в виде последовательных приближений (*Розин П.Е. и др.*, 2023):

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k-1} + \mathbf{R} \cdot \Delta \hat{\mathbf{X}}_k, \\ \Delta \hat{\mathbf{X}}_k = (\mathbf{K}_{x0}^{-1} + \mathbf{B}_{k-1}^T \mathbf{K}_Y^{-1} \mathbf{B}_{k-1})^{-1} \mathbf{B}_{k-1}^T \mathbf{K}_Y^{-1} \Delta \mathbf{Y}, \\ \Delta \mathbf{Y} = \mathbf{Y}_{\text{meas}} - \mathbf{B}_{k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1}, \end{cases} \quad (3)$$

где $k=1, 2, \dots$ – номер итерации; $\hat{\mathbf{X}}_k$ – оцениваемый вектор на k -й итерации; $\hat{\mathbf{X}}_k = (\hat{r}_x, \hat{r}_y, \hat{r}_z, \hat{v}_x, \hat{v}_y, \hat{v}_z, \hat{\eta})^T$; \mathbf{B}_k – матрица частных производных измеряемого вектора по оцениваемому вектору (по данным k -й итерации)

$$\mathbf{B}_k = \left. \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\hat{\mathbf{X}}_k};$$

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

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

Вычисление матрицы частных производных осуществлялось методом конечных разностей: шаг для вычисления частных производных по положению принят 0.1 м, для компонент вектора скорости 0.01 м/с, для баллистического коэффициента 0.0001. Максимальное количество итераций последовательных приближений устанавливалось равным 10.

Обращение матрицы системы нормальных уравнений G из уравнения (3) производится по схеме Холецкого (Розин П.Е. и др., 2023):

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

Матрица G , которая является симметричной и положительно определённой, представляется в виде произведения $G = L \cdot L^T$, где L – нижнетреугольная матрица, а транспонированная матрица L^T – верхнетреугольная.

Учёт коэффициентов релаксации осуществляется только для компонент фазового вектора КА (без учёта баллистического коэффициента) следующим образом.

Пусть на k -м шаге задан вектор ξ , компонентами которого являются коэффициенты релаксации $\xi_k = [\xi_{vx}, \xi_{vy}, \xi_{vz}, \xi_{wx}, \xi_{wy}, \xi_{wz}]^T$ по компонентам фазового вектора. Тогда для каждой компоненты вектора невязки по фазовому вектору $\Delta \hat{X}_{ki}, i=1, \dots, 6$, определяем:

$$n = \max_i \left(n, \frac{\Delta \hat{X}_{ki}}{\xi_{ki}} \right) \quad (5)$$

Полагая $n = \max(1, n)$, матрица коэффициентов «релаксации» R будет определяться как диагональная матрица $R = \text{diag}(z)_{7 \times 7}$, на главной диагонали которой стоят компоненты вектора $z = [1/n, \dots, 1/n, u]^T$ размерности 7×1 , где u – ограничение на изменение баллистического коэффициента при принятом максимальном значении допустимого изменения на k -м шаге $S_{\max} = 0.2$, вычисляемое следующим образом:

$$u = S_{\max}, \text{ если } S_{6k} > S_{\max} \cdot S_{6k-1},$$

$u = 1$ в противном случае.

Коэффициенты «релаксации» назначались: $\xi_{vi} = 300$ м; $\xi_{wi} = 0.1$ м/с; $i = x, y, z$.

3. Анализ результатов

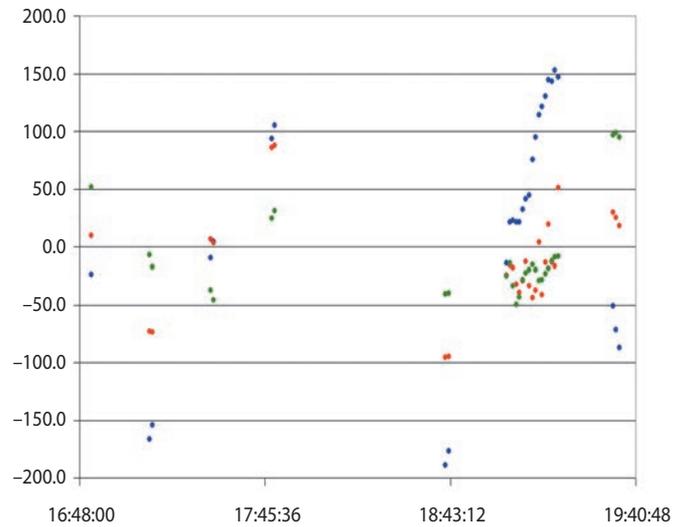
При обработке измерений в АО «НПО Лавочкина» полагалось, что все измерения достоверные. Для каждого суток при выборке из уникальных и достоверных измерений (таблица 1) было получено независимое (без учёта данных в другие сутки)

навигационное решение. Поскольку КА до 17 апреля 2024 года находился в неориентированном и неуправляемом полёте, то для априорного значения баллистического коэффициента S_6 справедливо (Gurfil P., 2006; Xu, 2008):

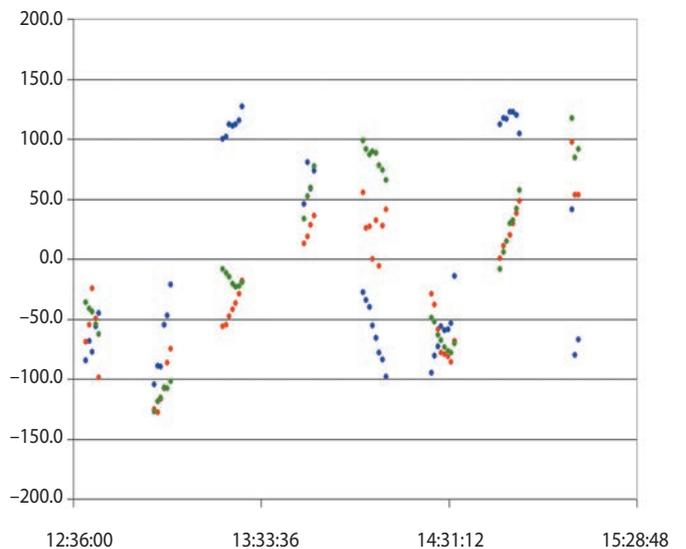
$$S_6 = 0.5 \cdot g \cdot C_D \cdot s / m, \quad (6)$$

где $C_D = 2.2$ – принятый коэффициент торможения КА; $s = 0.0233$ м² – площадь поперечного сечения КА «Кубсат» 3U (площадь миделя); $m = 3.875$ кг – масса КА.

Угловая скорость вращения КА «Гагаринец» по данным измерений двух бортовых датчиков угловых скоростей никогда с момента его отделения и до завершения активного существования не была меньше 50°/с. Поэтому априорное значение площади сечения миделя полагается равным его среднему значению.



рисунки 4. Остаточные невязки измерений 11.04.2024



рисунки 5. Остаточные невязки измерений 12.04.2024

Следует отметить, что баллистический коэффициент S_b является согласующим параметром для модели, он подобран из условия минимизации рассогласования измеренных и расчётных значений. В целом, интервал измерения в 2.2 витка недостаточен для надёжного уточнения баллистического коэффициента S_b относительно заданного априорного значения.

На рисунке 4 представлены остаточные невязки компонент векторов положения в метрах для измерений 11 апреля 2024 года, а на рисунке 5 – для измерений 11 апреля 2024 года. Синие точки соответствуют компонентам x , красные – y , а зелёные – z .

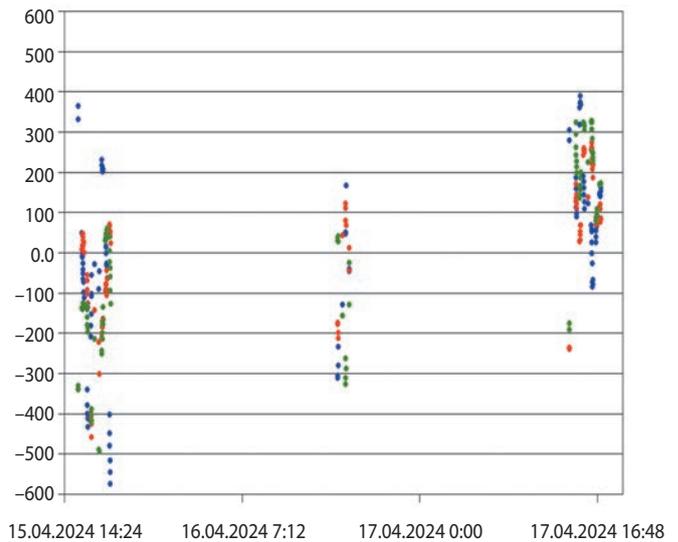
Полученные величины остаточных невязок КА «Гагаринец» в 2-3 раза превышают значения, полученные при обработке измерений идентичного ГНСС-приёмника, установленного на КА «Импульс-1», находящегося на околокруговой орбите с высотой 500 км (Розин П.Е и др., 2023).

Как отмечалось ранее, сеансы связи с КА с учётом используемых наземных станций управления и орбиты функционирования были достаточно неравномерными: после серии сеансов следовала пауза в работе с аппаратом длительностью около 12 часов. Прогноз движения КА на этом интервале времени с учётом полученных параметров апостериорного навигационного решения или с использованием двустрочных элементов TLE в рамках модели SGP4 приводил к существенным ошибкам. Канал связи с КА при использовании наземных станций УКВ-диапазона с широкой диаграммой направленности не обеспечивал приём телеметрической информации. Сигнал с бортового радиокомплекса КА был слабый, что не помешало в первом из сеансов после 12-часового перерыва уточнить параметры орбиты по измерениям наземной станции. Таким образом, ни полученное апостериорное навигационное решение и уточнённое значение баллистического коэффициента S_b , ни двустрочные элементы не позволяли обеспечить необходимую точность прогноза на интервале полусуток.

Попытка включить в выборку измерения ГНСС-приёмника, полученные во время двух последовательных суток, в каждые из которых были данные только по примерно двум виткам орбиты, приводили к нарушению процесса сходимости задачи.

В ИПМ им. М.В. Келдыша РАН проводилась задача уточнения 10-мерного фазового вектора неизвестных параметров: кинематических векторов положения и скорости на момент последнего измерения (начальные условия в форме Коши); баллистического коэффициента (6) и трёх значений индекса геомагнитной активности на каждые сутки полёта КА.

На рисунке 6 представлены остаточные невязки компонент векторов положения в метрах для измерений на интервале 15–17 апреля 2024 года. Синие



рисунк 6. Остаточные невязки измерений на интервале 15–17.04.2024

точки соответствуют компонентам x , красные – y , а зелёные – z .

Значение баллистического коэффициента составило $0.09016 \text{ м}^3/(\text{с}^2 \cdot \text{кгс})$, а кинематический вектор соответствует оскулирующим элементам, представленным в таблице 3.

таблица 3 – Оскулирующие элементы орбиты

параметр	значение
полуось, м	6648739.114
эксцентриситет	0.013718
период, мин	89.92
наклонение, град	51.673
долгота восходящего узла, град	339.818
высота перицентра, м	179394.8
высота апоцентра, м	361811.4

заключение

В ходе полёта КА «Гагаринец» была осуществлена уникальная возможность обработки измерений ГНСС-приёмника, функционирующего на низкой опорной орбите с перигеем 200 км и менее, где влияние атмосферы вносит ключевой вклад в орбитальное движение. Исследование показало, что при получении апостериорного навигационного решения для таких орбит использование стандартных подходов обработки измерений ГНСС-приёмника может быть неприменимо и необходима их модификация. Такая модификация в виде расширения состава согласующих параметров для модели аэродинамического

возмущения была предложена и показала свою состоятельность.

Полученные в ходе исследования результаты могут найти применение в случае возникновения нештатных ситуаций на борту ракеты-носителя или разгонного блока, в результате которых выводимый на околокруговую солнечно-синхронную орбиту КА оказывается на опорной орбите, откуда средствами собственной двигательной установки потребуется довыведение до рабочей орбиты

В качестве заключения по результатам обработки измерений ГНСС-приёмника КА «Гагаринец» можно сделать следующие выводы:

1. Для орбиты с перигеем порядка 200 км и апогеем порядка 450 км план измерений, предусматривающий получение измерений ГНСС-приёмника с периодичностью 1 мин на интервале двух витков раз в сутки, не позволил получить апостериорное решение, использующее в качестве согласующего параметра модели только баллистический коэффициент. Не обеспечивалась точность, необходимая для прогноза движения КА на 12 часов. Этот прогноз используется для расчёта целеуказаний наземным станциям управления, работающим в УКВ-диапазоне с широкой (несколько десятков градусов) диаграммой направленности.

2. В качестве рекомендации может рассматриваться план измерений на более длительном интервале регистрации, но с увеличением периода регистрации измерений до 10–15 минут. При этом сохранится объём передаваемой телеметрической информации.

3. Одним из возможных способов обеспечения сходимости решения задачи получения апостериорного навигационного решения является расширение оцениваемого вектора состояния системы с 7 до 10 параметров. Вектор состояния необходимо дополнить индексами геомагнитной активности на каждый день измерений.

4. Остаточные невязки апостериорного навигационного решения для КА «Гагаринец» выше в 2-3 раза по сравнению с КА «Импульс-1» с околокруговой орбитой функционирования с высотой 500 км при идентичном навигационном приёмнике.

5. С целью уменьшения флуктуаций остаточных невязок необходимо применение алгоритмов селекции аномальных измерений в дополнение к собственным алгоритмам оценки качества измерений приёмника МНП-6 разработки АО «ИРЗ».

Авторы выражают благодарность ведущему научному сотруднику ИПМ им. М.В. Келдыша РАН Тучину Денису Андреевичу за предоставленные материалы и консультации в ходе подготовки статьи к публикации.

список литературы

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

ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли.

Комовкин С.В., Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А. и др. Небесно-механическая интерпретация запросных радиотехнических измерений радиальной скорости космических аппаратов научного назначения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 77-80.

Розин П.Е., Симонов А.В., Гордиенко Е.С., Мерзлик В.Е. Навигационно-баллистическое обеспечение полёта КА, функционирующих на околокруговых орбитах, с использованием ГНСС-приёмника // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 29-36. DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.004.

Степаньянц В.А., Львов Д.В. Эффективный алгоритм решения системы дифференциальных уравнений движения // Математическое моделирование. 2000. Т. 12, вып. 6. С. 9-14.

Тучин Д.А. Определение орбиты на борту космического аппарата // Изв. РАН. ТиСУ. 2020. № 3. С. 126-147. DOI: 10.31857/S0002338820020122.

Тучин Д.А. Селекция аномальных измерений при первичной обработке в определении орбиты по траекторной информации наземной станции «Кобальт-Р» // Препринты Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. 2022. №. 58. 24 с.

Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The Planetary and Lunar Ephemeris DE421 // The Interplanetary Network Progress Report, Vol. 42-178. JPL, Pasadena, California, August 15 2009. P. 1-34.

Gurfil P. Modern astrodynamics. 2006. 283 p.

Pavlis N.K., Holmes S.A., Kenyon S.C., Factor J.K. An Earth Gravitational Model to Degree 2160: EGM2008 // EGU General Assembly 2008. Vienna, Austria, April 13-18 2008.

Proceedings of the IERS Workshop on the Implementation of the New IAU Resolutions // IERS Technical Note № 29. Observatoire de Paris, Paris, France, 18-19 April 2002.

URL: <http://www.kiam1.rssi.ru/~den/solar.html> (дата обращения: 20.09.2024).

Xu. Orbits // Springer, 2008. 230 p.

Статья поступила в редакцию 17.09.2024

Статья после доработки 24.09.2024

Статья принята к публикации 25.09.2024

К ВОПРОСУ ЭКСПЕРТНОЙ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ПРИМЕРЕ ИНЕРЦИОННЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ НА ОСНОВЕ ТЕОРИИ НЕЧЁТКИХ МНОЖЕСТВ



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

TO THE QUESTION OF EXPERT ASSESSMENT OF THE TECHNICAL LEVEL OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY PRODUCTS USING THE EXAMPLE OF INERTIAL PENETRATORS BASED ON THE THEORY OF FUZZY SETS



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

На примере частной задачи сравнения технического уровня пенетраторов различного конструктивного исполнения выполнена апробация методического подхода с использованием аппарата теории нечётких множеств. Применение идеологии экспертного анализа в нечёткой постановке позволяет повысить объективность оценок проектно-конструкторских и технологических решений для перспективных космических проектов.

Ключевые слова:
экспертная оценка;
сертифицированные эксперты;
нечёткое множество; пенетратор;
исследуемые небесные тела.

DOI: 10.26162/LS.2024.29.16.011

ВВЕДЕНИЕ

В процессе создания новой ракетно-космической техники (РКТ) важнейшей задачей является оценка технического уровня изделий с подтверждением конкретных характеристик продукции. Совокупность показателей технического уровня определяют техническое совершенство продукции и уровень качества продукции, обуславливающие пригодность изделия

Using the example of a particular problem of comparing the technical level of penetrators of different design, a methodological approach was tested using the apparatus of fuzzy set theory. The use of the ideology of expert analysis in a fuzzy formulation allows for increasing the objectivity of assessments of design and technological solutions for promising space projects.

Keywords:
expert assessment;
certified experts;
fuzzy set; penetrator;
celestial bodies under study.

удовлетворять требованиям назначения. Оценка технического уровня образцов РКТ необходима с точки зрения своевременного установления возможных отклонений в их функционировании и выявлении направлений дальнейшего совершенствования для повышения уровня технических характеристик (Ефанов В.В., Мошшеев А.А., 2021).

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

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

Техническое совершенство изделия космической техники отражает свойства изделия, которые характеризуют результаты научно-технического прогресса в развитии данного вида продукции и поэтому оценка технического уровня позволяет решать следующие задачи:

- формировать обоснованные требования к разрабатываемой РКТ;
- оценивать соответствие РКТ требованиям по назначению;
- принимать решения по выбору рациональных проектно-конструкторских и технологических решений;
- внедрять в производство эффективные технологии создания РКТ.

Для оценки технического уровня используются комплексные (интегральные) и частные характеристики свойств продукции, отражающие их соответствие требованиям по назначению, надежности, безопасности, эргономике, эстетике, технологичности, транспортабельности, унификации, экологичности, патентно-правовым аспектам и другим (Кудрявцев С.В., Розовенко В.М., 2022).

Для наукоёмкой технически сложной промышленной продукции к таким показателям могут быть дополнительно отнесены следующие: масса, габариты, производительность, ресурс (срок службы), программируемость, энергоёмкость, экономичность, стоимость, эффективность и др.

В зависимости от особенностей продукции, условий создания и применения некоторые направления показателей могут отсутствовать. При необходимости могут вводиться дополнительные группы показателей, характерные для конкретной продукции. Так, для более взвешенной оценки изделий РКТ могут использоваться отдельные показатели, отражающие достижения научно-технического прогресса в космической сфере, новизну проектно-конструкторских решений, прогрессивность технических идей с точки зрения расширения функциональных возможностей по назначению.

В процессе разработки РКТ оценка технического уровня позволяет оценивать степень влияния отдельных составных частей и принятых конструктивно-схемных решений на интегральный показатель функциональной пригодности финальных изделий и формировать рациональный проектный облик изделия по включению в его состав различных подсистем.

С учётом экономических воззрений при оценке технического уровня могут использоваться показатели трудоёмкости выполнения работ по разработке и производству РКТ и соответствующих финансово-экономических затрат на внедрение новых технических решений и технологий, что является наряду с другими факторами определяющими составляющими эффективности производства, стоимости и конкурентоспособности продукции.

Таким образом, в современных условиях оценка технического уровня РКТ рассматривается как многокритериальная задача, решение которой требует использования современных методов и подходов оценки показателей научно-технического и производственно-экономического характера.

Классическим примером определения интегрального показателя технического уровня образца РКТ является метод взвешенного суммирования (Занин К.А., 2011), рассмотренный далее. Его оригинальность заключается в возможности оперативной оценки технического уровня РКТ на самых ранних стадиях жизненного цикла на основе экспертно определённых значений разнородных показателей. В нём используются типовые шкалы качественной оценки, описываемых нечёткими числами-термами и соответствующими функциями принадлежности (трапецивидными, треугольными), существенно упрощающих обработку данных экспертного опроса и ускоряющих получение искомого результата.

1. Методический подход к оценке технического уровня изделий космической техники на основе теории нечётких множеств

Согласно вышепомянному методу взвешенного суммирования имеем:

$$K = \sum_{i=1}^N \alpha_i P_i,$$

где α_i – коэффициент важности i -го показателя,

$$\sum_{i=1}^N \alpha_i = 1;$$

P_i – i -й частный показатель технического уровня, соответствующий уровню реализации частной технической характеристики образца;

N – количество задач частных показателей.

Весовые коэффициенты определяются путём обработки статистических данных или экспертными методами.

С учётом случайного характера значений разнородных показателей при оценке технического уровня РКТ рассматриваемая задача может быть интерпретирована как многокритериальная задача в условиях неопределённости, для решения которой правомерно использование методического подхода из теории нечётких множеств (Кофман А., 1982). Данный подход в условиях трудноформализуемой качественной информации с помощью экспертного метода, включающего привлечение группы сертифицированных экспертов (в дальнейшем – эксперт), может обеспечить более точную оценку технического уровня образца,

К ВОПРОСУ ЭКСПЕРТНОЙ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ПРИМЕРЕ ИНЕРЦИОННЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ НА ОСНОВЕ ТЕОРИИ НЕЧЁТКИХ МНОЖЕСТВ

выявить проблемные области в его разработке, изготовлении, испытании и эксплуатации, сравнить с изделием-аналогом, а также определить конкретные резервы для улучшения технических параметров (Кобенко В., 2014).

Пусть в качестве факторов, влияющих на технический уровень РКТ, рассматриваются разнородные показатели $X_1, X_2 \dots X_N$, характеризующие технико-эксплуатационные возможности образца при решении функциональных задач и производственно-экономические ресурсы на его создание. Для указанного набора факторов предлагается задать 5-балльную шкалу качественных оценок, описываемых следующими терминами: «очень низкий», «низкий», «средний», «высокий», «очень высокий». Каждому из указанных баллов в соответствии ставится трапецевидное нечёткое число в соответствии с таблицей 1. Это число считается нечёткой оценкой уровня показателя составляющей технического уровня в виде конкретной функции принадлежности. В том случае, если повышение показателя составляющей ухудшает технический уровень образца РКТ (обратная зависимость) применяется инверсионный порядок оценки.

Каждым экспертом заполняется разработанный опросник, в котором указывается мнение о наличии свойств нечёткого множества (принадлежности

к конкретному терму) по всей совокупности оцениваемых показателей.

С целью повышения объективности экспертных оценок может быть использован метод парных сравнений (Поудиновская О.В., Поудиновский В.В., 2014; Поудиновский В.В., 2019). При этом рассматриваемые варианты изделий РКТ сравниваются между собой с формированием матриц сравнения, позволяющих определить приоритетный ряд по каждому критерию. Для автоматизации процесса решения задач на основе парных сравнений используются эвристические алгоритмы, а также другие методы, обеспечивающие строгое обоснованное математическое решение (Кривулин С.В. и др., 2020). Также в существующих подходах оценивания параметров (технического уровня, эффективности, качества и др.) РКТ и их многокритериальной оптимизации, часто используются компьютерное имитационное моделирование, современные ВЕБ-технологии, а также технологии искусственного интеллекта и нейросетей, в т.ч. и на основе облачных платформ, близких или подобных IWEBSIM (Балухта А.Н., 2023).

Оценки, выполненные М-экспертами по N-показателям, представляются в виде таблицы 2.

На следующем этапе экспертные мнения (M=5) обрабатываются в виде таблицы 3.

таблица 1 – Балльная шкала качественных оценок

оценка	очень низкий	низкий	средний	высокий	очень высокий
при прямой зависимости	(0, 0, 0.1, 0.3)	(0.1, 0.3, 0.3, 0.5)	(0.3, 0.5, 0.5, 0.7)	(0.5, 0.7, 0.7, 0.9)	(0.7, 0.9, 1, 1)
при обратной зависимости	(0.7, 0.9, 1, 1)	(0.5, 0.7, 0.7, 0.9)	(0.3, 0.5, 0.5, 0.7)	(0.1, 0.3, 0.3, 0.5)	(0, 0, 0.1, 0.3)

таблица 2 – Оценки экспертов нечётких показателей составляющих технического уровня

эксперт	термы	X_1	X_2	...	X_N
эксперт 1	очень низкий	0	0	...	0
	низкий	1	0	...	0
	средний	0	0	...	1
	высокий	0	0	...	0
	очень высокий	0	1	...	0
...
эксперт M	очень низкий	1	0	...	0
	низкий	0	0	...	1
	средний	0	0	...	0
	высокий	0	1	...	0
	очень высокий	0	0	...	0

таблица 3 – Веса функций принадлежности в составе N-показателей составляющих технического уровня

термы	показатели составляющих технического уровня(количество/вес)				
	X_1	X_2	...	X_N	
очень низкий	1/0.2	0/0	...	0/0	
низкий	4/0.8	0/0	...	2/0.4	
средний	0/0	0/0	...	2/0.4	
высокий	0/0	3/0.6	...	1/0.2	
очень высокий	0/0	2/0.4	...	0/0	

На основе данных таблицы 3 по каждому из N-показателей осуществляется суммирование функций принадлежности с учётом соответствующего веса каждого терма, полученного экспертным сообществом. В дальнейшем функции принадлежности, полученные по разным показателям, агрегируются известными методами в один числовой интегральный показатель.

При расчётах интегрального показателя важнейшим этапом является нахождение значений уровня значимости каждого показателя, определяемого как среднее арифметическое значение экспертных оценок вклада (веса) каждого показателя в общий уровень технического совершенства изделия РКТ.

2. Определение технического уровня различных конструктивно-компоновочных схем пенетраторов

К пенетраторам относятся устройства для ударного проникновения в грунт исследуемых небесных тел (ИНТ) с доставкой научной аппаратуры, предназначенной для их изучения и анализа физико-механических свойств. Основным требованием к пенетраторам является проникновение в грунт ИНТ на глубину 5–6 м. В статье рассматриваются инерционные пенетраторы, использующие исключительно собственную кинетическую энергию после сброса

с орбитального аппарата, и ставится задача сравнения технического уровня пенетраторов различного конструктивного исполнения одинаковой размерности для решения однотипной задачи внедрения и исследования ИНТ.

С учётом имеющегося в АО «НПО Лавочкина» многолетнего научно-технического задела в области создания пенетраторов рассматриваются три варианта конструктивно-компоновочных схем:

- пенетратор типа А на основе технических решений, заложенных в проект для марсианских исследований (Леун Е.В., Нестерин И.М. и др., 2022);
- пенетратор типа В на основе технических решений, заложенных в проект для лунных исследований (Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022);
- пенетратор типа С на основе развития современных перспективных технических решений.

Пенетратор типа А состоит из двух разделяющихся в процессе ударного внедрения в грунт ИНТ частей: носовой и хвостовой частей, проникающей в грунт и остающейся в поверхностном слое грунта соответственно, соединённые между собой кабель-тросом (рисунки 1а, 1б). Носовая часть имеет форму цилиндра с коническим передним торцом. Хвостовая часть частично близка по форме к грибу с цилиндрической «ножкой», переходящей в конус.

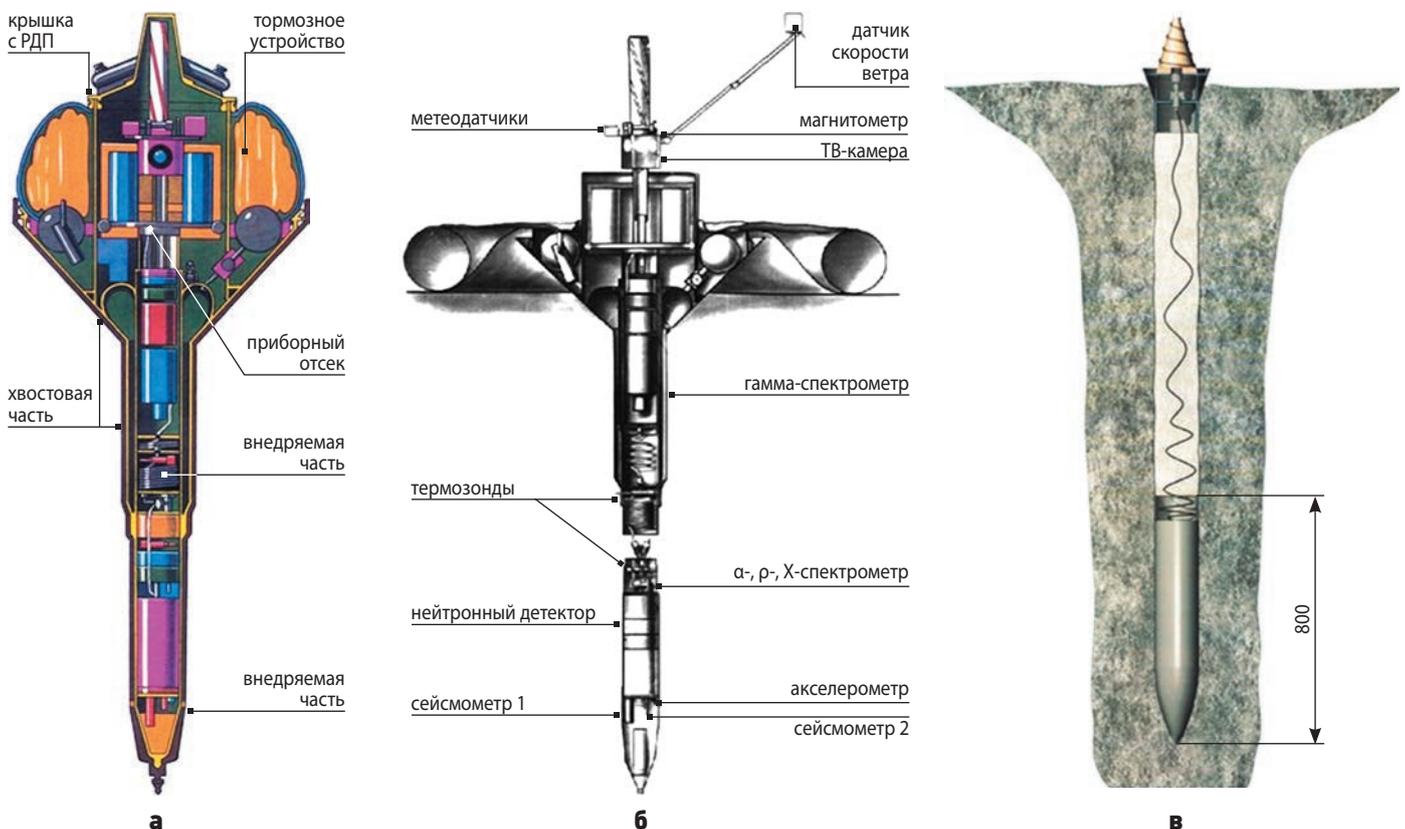


рисунок 1. Общий вид пенетраторов: типа А при полёте к ИНТ (а) и после (б) ударного внедрения, типа В после ударного внедрения (в)

К ВОПРОСУ ЭКСПЕРТНОЙ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ПРИМЕРЕ ИНЕРЦИОННЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ НА ОСНОВЕ ТЕОРИИ НЕЧЁТКИХ МНОЖЕСТВ

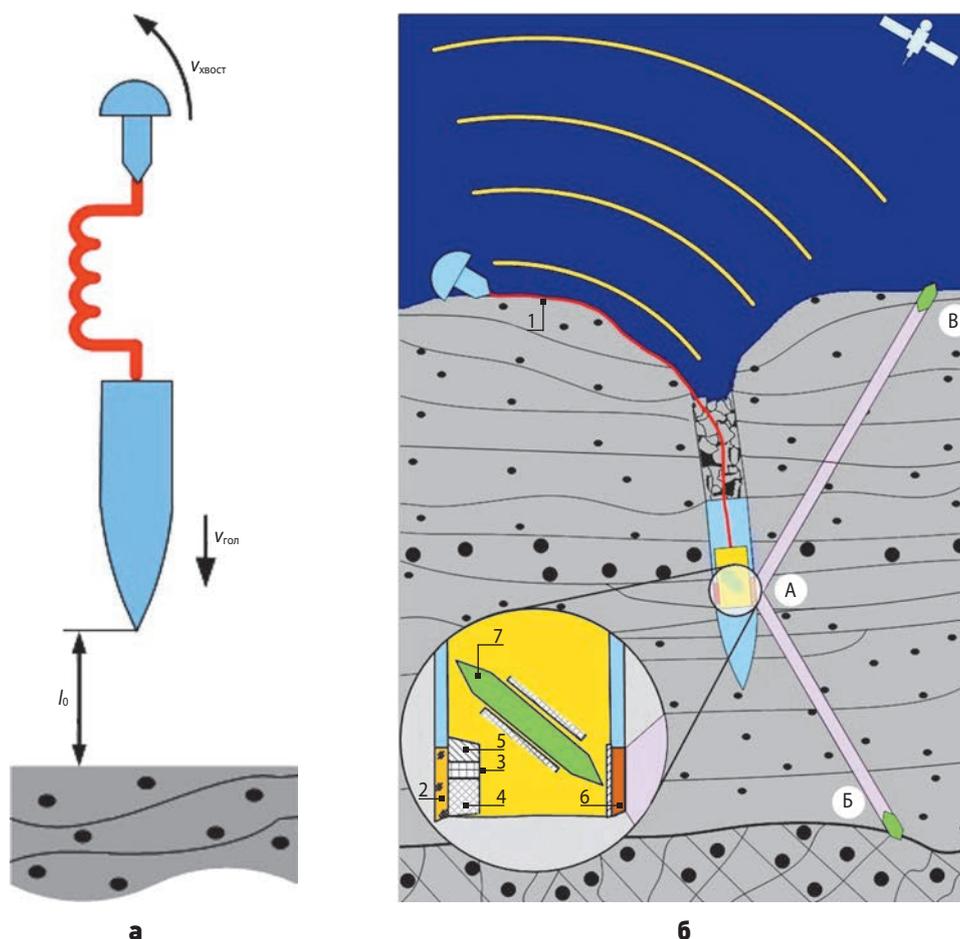


рисунок 2. Пенетратор типа С на основе перспективных технических решений: с обратным отстрелом хвостовой части перед ударным внедрением в ИНТ (а) и после ударного внедрения в ИНТ, остановки пенетратора и создания двух каналов «А-Б» и «А-В» в грунте ИНТ (б)

Перед отделением от КА осуществляется закрутка каждого зонда-пенетратора относительно его продольной оси для сохранения заданной ориентации и стабилизации движений. По достижении атмосферы зонды сначала с помощью жёсткого конуса, а затем надувного тормозного устройства совершают аэродинамическое торможение, снижая скорость движения с ≈ 5.6 км/с до ≈ 50 – 100 м/с и внедряются в грунт. При соударении с поверхностью планеты

срабатывает система амортизации, обеспечивающая уменьшение перегрузок на аппаратуре до безопасных, и происходит разделение носовой и хвостовой частей. Носовая часть с научной и служебной аппаратурой проникает в грунт на глубину ≈ 5 – 6 м, а хвостовая часть с остальной аппаратурой остаётся на поверхности и из нее выдвигается передающая антенна с ТВ-камерой с магнитометром и датчиками метеокомплекса.

таблица 4 – Частные показатели технического уровня пенетратора

№	частные показатели
X1	срок активного существования пенетратора
X2	вероятность безотказной работы научной аппаратуры и радиокабеля хвостовой части после обратного отстрела и падения на поверхность ИНТ
X3	вероятность безотказной работы научной аппаратуры носовой части после её ударного внедрения в грунт ИНТ
X4	энергетический запас радиолинии для связи с орбитальным аппаратом
X5	объём функциональных возможностей аппаратуры подповерхностного видеонаблюдения ¹
X6	объём функциональных возможностей системы забора и анализа грунта ¹
X7	уровень готовности технологий для системы забора и анализа грунта ²
X8	трудоёмкость разработки и экспериментальной отработки (объём затрат на НИОКР)
X9	трудоёмкость изготовления (объём затрат на производство)

Примечания

1 – Интегральный показатель, показывающий достигнутый текущий уровень относительно мирового уровня в данной области.

2 – Параметр, характеризующий продвижение технологии по стадиям жизненного цикла от замысла до применения.

таблица 5 – Результаты оценок показателей составляющих технического уровня пенетраторов

эксперт	термы	X1	X2	X3	X4	X5	X6	X7	X8	X9
1	очень низкий					AB	AB	A/B	B	B
	низкий				A B				A	A
	средний	ABC	AC	AB		C	C	C		
	высокий		B		C				C	C
	очень высокий			C						
2	очень низкий					AB	AB	AB		
	низкий	C	AB	B	A B			C	AB	B
	средний	A	C	A	C	C	C		C	A
	высокий	B		C						C
	очень высокий									
3	очень низкий					AB	AB	AB	AB	
	низкий	C	B		A			C		AB
	средний	B	A	A B	B		C		C	
	высокий	A	C	C	C	C				C
	очень высокий									
4	очень низкий					AB	AB	AB		
	низкий	C	ABC		A B				A B	AB
	средний	AB		A B	C			C	C	C
	высокий					C	C			
	очень высокий			C						
5	очень низкий				B	AB	AB	AB		
	низкий			A B	A				AB	AB
	средний	ABC	ABC		C	C	C	C		
	высокий			C					C	C
	очень высокий									

таблица 6 – Обобщённые функции принадлежности по показателям составляющих технического уровня пенетраторов типов А, В и С

	A	B	C
X1	(0.25, 0.54, 0.54, 0.74)	(0.25, 0.54, 0.54, 0.74)	(0.18, 0.38, 0.38, 0.58)
X2	(0.22, 0.42, 0.42, 0.62)	(0.26, 0.46, 0.46, 0.66)	(0.3, 0.5, 0.5, 0.7)
X3	(0.26, 0.46, 0.46, 0.66)	(0.22, 0.42, 0.42, 0.62)	(0.58, 0.78, 0.82, 0.94)
X4	(0.1, 0.3, 0.3, 0.5)	(0.12, 0.28, 0.3, 0.5)	(0.42, 0.62, 0.62, 0.82)
X5	(0, 0, 0.1, 0.3)	(0, 0, 0.1, 0.3)	(0.38, 0.58, 0.58, 0.78)
X6	(0, 0, 0.1, 0.3)	(0, 0, 0.1, 0.3)	(0.34, 0.54, 0.54, 0.74)
X7	(0, 0, 0.1, 0.3)	(0, 0, 0.1, 0.3)	(0.22, 0.42, 0.42, 0.62)
X8	(0.54, 0.74, 0.76, 0.92)	(0.58, 0.78, 0.82, 0.94)	(0.22, 0.42, 0.42, 0.62)
X9	(0.46, 0.66, 0.66, 0.86)	(0.54, 0.74, 0.76, 0.92)	(0.14, 0.34, 0.34, 0.54)

таблица 7 – Значимость показателей составляющих технического уровня пенетраторов

показатель	X1	X2	X3	X4	X5	X6	X7	X8	X9
значимость	0.1	0.2	0.1	0.2	0.1	0.1	0.1	0.05	0.05

К ВОПРОСУ ЭКСПЕРТНОЙ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ПРИМЕРЕ ИНЕРЦИОННЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ НА ОСНОВЕ ТЕОРИИ НЕЧЁТКИХ МНОЖЕСТВ

Конструктивно-компоновочная схема пенетратора типа В также включает две части, разделяемые в процессе ударного внедрения в грунт: головную, погружаемую на глубину, и хвостовую, которая остается на поверхности ИНТ (рисунок 1в).

Система энергопитания пенетратора включает солнечную батарею, которая после внедрения зонда остается на его отделяемой части на поверхности ИНТ. Вторую часть системы энергопитания составляют химические аккумуляторы.

Радиосистема имеет одну приёмопередающую антенну, диаграмма направленности которой охватывает полусферу над поверхностью ИНТ.

Кроме того, в состав комплекса научной аппаратуры входят следующие устройства:

- сейсмометр для измерения сейсмической активности ИНТ;
- термодетектор для определения теплофизических свойств приповерхностного слоя грунта;
- акселерометр для измерения динамики соударения пенетратора с грунтом и получения данных о механических и прочностных свойствах грунта;
- магнитометр для измерения значений локальных магнитных полей ИНТ.

Пенетратор типа С на основе перспективных технических решений выполнен по разделяющейся схеме с неудаляемой и/или удаляемой защитными перегородками из высокопрочных оптически прозрачного материала и льдокомпозиата соответственно с отстреливаемой в обратную сторону хвостовой частью (рисунок 2).

В данной схеме реализуется возможность обеспечения с подповерхностной средой ИНТ визуального контакта через неудаляемую перегородку и/или прямого контакта через удаляемую перегородку для видеорегистрации динамики ударного проникания пенетратора в грунт и проведения исследований. Соблюдение требуемого температурного режима позволяет предотвратить сублимацию льда для перегородки, после удаления которой обеспечивается прямой доступ к исследуемой подповерхностной среде.

Обратный отстрел с вертикальной скоростью $v_{\text{хвост}}$ хвостовой части, содержащей средства навигации и возможно несколько приборов, позволяет снизить скорость её удара о поверхность ИНТ до значения $\Delta v_{\text{гол}} - v_{\text{хвост}}$ с соответствующим уменьшением перегрузок (рисунок 2а). Её падение в стороне от кратера воронки исключает засыпание грунтом, вылетающего из нее от ударного погружения головной части пенетратора, позволяет размотать радиокабель, используемый в качестве приемо-передающей антенны, обеспечивающей широкую диаграмму направленности радиоволн для радиосвязи с орбитальным аппаратом.

В одном из вариантов состав комплекса научной аппаратуры (КНА) носовой части пенетратора может включать глубинный каротажный зонд (ГКЗ)

и приборы, осуществляющие видеорегистрацию и видеоанализ динамики ударного проникания, а также медико-биологические, теплофизические, физико-электромагнитные исследования структуры, компонентного и химического состава грунта ИНТ. На рисунке 2б показаны отстреливаемый радиокабель 1 и вариант КНА, в составе которого перед неудаляемой перегородкой 2 расположены видеокамера 3, микроскоп 4, спектрометр 5, а перед удаляемой перегородкой из льдокомпозиата 6 находится ГКЗ 7.

Возможности удаления перегородки после остановки пенетратора и выдвижения ГКЗ через его боковой канал позволяют создавать долговременную сеть каналов для исследовательских и технологических целей (рисунок 2б). Такие каналы могут быть более глубокого залегания, чем положение пенетратора, как канал «А-Б», и/или не затронутые его ударным проникновением, а также с поверхностью ИНТ, как канал «А-В», позволяя реализовать в итоге доставку образцов грунта на нее, а далее на Землю.

В качестве частных критериев для обобщённого критерия «технический уровень» экспертами выбраны следующие показатели (таблица 4).

Предложенные показатели описывают лингвистические переменные с термами «очень низкий», «низкий», «средний», «высокий», «очень высокий» с нечёткой оценкой каждого в соответствии с таблицей 1.

Результаты оценок экспертов в области проектирования и конструирования РКТ приведены в таблице 5.

В дальнейшем после определения весов полученных функций принадлежности рассчитаны обобщенные функции принадлежности факторов, определяющих технический уровень пенетраторов типов А, В и С (таблица 6).

Оценка интегрального показателя технического уровня пенетраторов типов А, В и С осуществляется с учётом важности показателей факторов, которые рассчитываются как средние арифметические значения мнений экспертов (таблица 7).

С учётом полученных уровней значимости всех показателей обобщенная оценка технического уровня рассматриваемых пенетраторов представляется в виде следующих функций принадлежности:

$$\mu_A = (0.16, 0.31, 0.34, 0.54);$$

$$\mu_B = (0.18, 0.32, 0.36, 0.55);$$

$$\mu_C = (0.33, 0.53, 0.54, 0.73).$$

Итоговый рейтинг рассматриваемых вариантов конструктивно-компоновочного исполнения пенетраторов может быть представлен в виде трапециевидных нечётких чисел по методу Чью – Парка:

$$Cp(A) = (a_1 + a_2 + a_3 + a_4) / 4 + (a_2 + a_3) / 2;$$

$$Cp(\mu_A) = 0.34 + 0.32 = 0.66;$$

$$Cp(\mu_B) = 0.35 + 0.34 = 0.69;$$

$$Cp(\mu_C) = 0.53 + 0.54 = 1.07.$$

Таким образом, по критерию «технический уровень» для выполнения задачи эффективного внедрения в грунт и исследования ИНТ более высокий рейтинг имеет пенетратор типа С.

Анализ показывает, что конструктивно-компоновочные решения, заложенные в пенетратор типа С, являются более эффективными с точки зрения решения задачи исследования грунта ИНТ с использованием набора научной аппаратуры, создания условий для сохранения работоспособности пенетратора и получения значительного объёма информации, несмотря на некоторый «проигрыш» в характеристиках надёжности нового научного комплекса по причине необходимости выполнения большого объёма испытаний и доводочных работ. Пенетратор типа С на основе перспективных технических решений по техническому уровню превосходит пенетраторы типов А и В за счёт новых конструктивно-технологических решений, обусловленных развитием науки и техники в области материаловедения, приборостроения, оптики и электроники.

заключение

Результаты исследований по оценке технического уровня различных пенетраторов показывают, что при создании изделий РКТ весьма эффективным инструментом является методический аппарат теории нечётких множеств с использованием экспертного анализа.

Главной отличительной особенностью разработанного методического подхода является его универсальность. Предложенный алгоритм оценки технического уровня позволяет учитывать неограниченное количество влияющих на функциональные характеристики изделий РКТ факторов. И оценка технического уровня может осуществляться с рассмотрением трудноформализуемых показателей, количественная мера которых затруднена.

Результаты оценки технического уровня можно применять для выявления динамики развития разработчика, его проектно-конструкторских и испытательных школ, оценки влияния внедрения новых технических решений на эффективность применения РКТ. Модель нечёткой системы также позволяет учитывать качественные характеристики различных объектов управления и дает аппарат для работы с неопределённостью в условиях неполной и расплывчатой информации (*Kudryavtsev M.S.*, 2021).

Основным отличием разработанной модели нечёткой системы от известных является использование типовых шкал качественной оценки, описываемых нечеткими числами-термами и соответствующими функциями принадлежности (трапециевидными, треугольными), что существенно упрощает обработку данных экспертного опроса.

Гибкость метода теории нечётких множеств позволяет рассматривать его как инструмент для решения разных задач управления и оценки эффективности реализованных и перспективных проектов с учётом научно-технических, производственно-технологических и финансово-экономических аспектов.

список литературы

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

Ефанов В.В., Мошшеев А.А. Первый космический проект Г.Н. Бабакина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 3-7.

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

Кобенко В.Ю. Идентификационные измерения: методы, модели, технологии: монография. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2014. 207 с.

Кофман А. Введение в теорию нечетких множеств. М., 1982. 432 с.

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

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

Леун Е.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Поляков А.А. и др. Обзор схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов // Космическая техника и технологии. 2022. № 2. С. 103-117.

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

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

Шириаков А.Е., Ефанов В.В. и др. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С.8-22.

Kudryavtsev M.S. Methodical approach to assessment of the level of industrial enterprise competitiveness on the basis of the mathematical apparatus of the indistinct sets theory // AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2412, № 1. DOI 10.1063/5.0076499.

Статья поступила в редакцию 16.09.2024

Статья после доработки 23.10.2024

Статья принята к публикации 24.10.2024

К ВОПРОСУ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ПУ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ СИСТЕМ

THE INTERPLANETARY STATION LANDING DYNAMICS AND THE LANDING SYSTEM STRUCTURAL FEATURES AIMED AT TRANSFORMABLE SYSTEMS' FUNCTIONING



Ю.А. Петров¹,
кандидат технических наук,
PetrovIUA@laspace.ru;
Yu. A. Petrov

Статья посвящена исследованию динамики посадки межпланетных станций (МС) на планеты и их спутники. Амортизация МС при посадке осуществляется с помощью энергопоглотителей одноразового применения, размещённых в посадочном устройстве (ПУ). Разработана динамическая модель процесса посадки с учётом упругости конструкции ПУ. Даны результаты расчётов динамики посадки аппарата. Показано, что расчёты пространственных случаев посадки необходимы для проектирования трансформируемых конструкций и оценки возможности их работы на поверхности после посадки. Для обеспечения условий нормального функционирования механизмов в амортизаторах ПУ следует установить пиромеханические устройства, с помощью которых при необходимости можно принудительно сложить амортизаторы. В узлах вращения подкосов ПУ необходимо установить датчики углового положения. Построение 3D-модели посадки аппарата позволит найти наилучшие условия для работы механизмов.

The article covers the study of the interplanetary stations landing dynamics in the course of the landing on planets and satellites. During landing the interplanetary stations' damping is performed by disposable energy absorbers of the landing system. The landing process dynamic model has been developed, considering the landing system structure elasticity. The results of landing dynamics calculations are given. It is shown that the spatial landing cases calculations are required for the transformable structures design and assessment of the surface operation after landing. To ensure the mechanisms' normal operation the landing system shock absorbers should be equipped with pyro devices, which if necessary, could provide the forced folding of the shock absorbers. Angular position sensors shall be installed in the rotation units of the landing system struts. A 3D-model of the SC landing process enables finding the best conditions for the mechanism's operation.

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

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

Ключевые слова:

*АКА; динамика посадки;
посадочное устройство;
энергопоглотитель;
амортизатор;
трапы; планетоход.*

DOI: 10.26162/LS.2024.27.20.012

ВВЕДЕНИЕ

Посадка КА на поверхности спутников и планет является одним из ответственных этапов полёта, т.к. поверхности планет, как правило, недостаточно изучены, а кинематические параметры движения аппарата могут изменяться в широком диапазоне, при этом аппарат совершает неориентированную посадку. ПУ должно обеспечить КА не только мягкую посадку с допустимыми перегрузками, но и вполне определённое угловое положение аппарата на поверхности посадки (Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022). Это необходимо для нормальной работы грунтозаборного устройства (ГЗУ) и других механизмов. Для амортизации удара аппарата и обеспечения его устойчивого – без опрокидывания – положения в процессе посадки и после посадки на посадочном аппарате (ПА) используется посадочное устройство рычажного типа. ПУ рычажного типа использовались, например, на отечественных (советских) автоматических аппаратах «ЛУНА-16, -17» (Кемурджиан А.Л. и др., 1976; Баженов В.И. и др., 1978) и американских аппаратах «Сервейер» (Кемурджиан А.Л. и др., 1976) и «ВИКИНГ» (Иванов Н.М. и др., 1977). Для проектирования ПУ необходимо иметь диаграммы работы упругопластических энергопоглотителей (ОСТ92-9011-78, 1979). Диаграммы получают экспериментальным путём, они различаются величиной относительной деформации, формой и коэффициентом полноты.

1. Конструктивные схемы опор ПУ

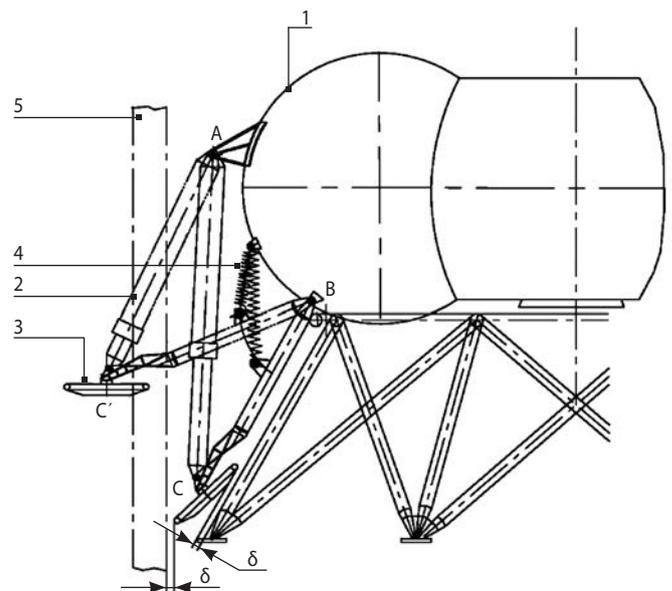
Разработка кинематической схемы уборки и выпуска опор ПУ, совместимой с компоновкой аппарата, является одной из основных задач при проектировании ПУ (Артоболевский И.И., 1951). В статье рассматривается ПУ рычажного типа, используемые для мягкой посадки автоматических космических аппаратов двух типов: аппаратов, совершающих посадку на поверхности планет или спутников, лишённых атмосферы, и аппаратов, совершающих посадку на планеты с атмосферой. На участке вывода и перелёта опоры ПУ находятся в убранном положении и зачекованы с помощью пирочек (ПЧ). После сброса головного обтекателя (ГО) или аэродина-

Key words:

*АКА; landing dynamics;
landing system;
energy absorber;
shock absorber;
ramps; planetary rover.*

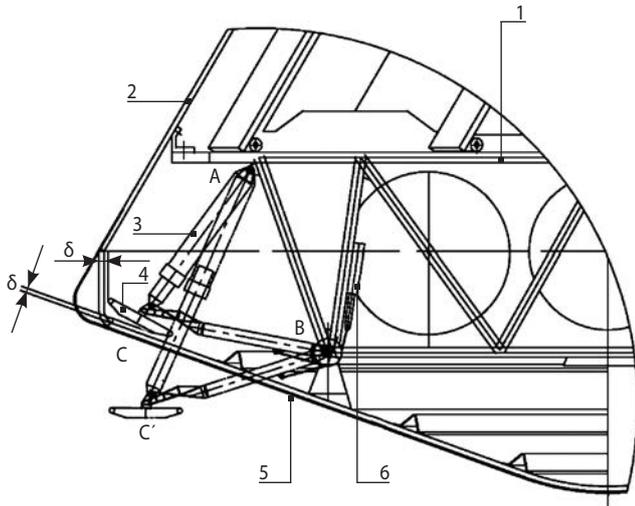
мического экрана (АЭ) и срабатывания ПЧ, опоры с помощью механизма выноса переводятся в предпосадочное рабочее положение. Для амортизации аппарата используются две характерные схемы уборки опор ПУ, ограниченных в полётном положении головным обтекателем (вариант А) или аэродинамическим экраном (вариант В). На рисунке 1 показана кинематическая схема опоры ПУ для варианта А. Вариант А используется при снижении и посадке аппарата на планеты и спутники, лишённые атмосферы. При контакте опор ПУ с поверхностью посадки происходит обжатие амортизаторов опор, сопровождаемое поглощением энергии аппарата при посадке.

На рисунке 2 показана кинематическая схема опоры ПУ для варианта В. Для варианта В перевод посадочных опор в рабочее положение (раскрытие) осуществляется после сброса аэродинамического экрана и защитного кожуха с помощью механизма выноса по команде программно-временного устройства. Вариант В используется при снижении и посадке аппарата в условиях атмосферы.



1 – посадочный аппарат; **2** – опора ПУ; **3** – пята;
4 – механизм выноса опоры; **5** – головной обтекатель (ГО); δ – гарантированный зазор между пятой и ГО, а также между пятой и фермой.

рисунки 1. Кинематическая схема опоры ПУ, вариант А



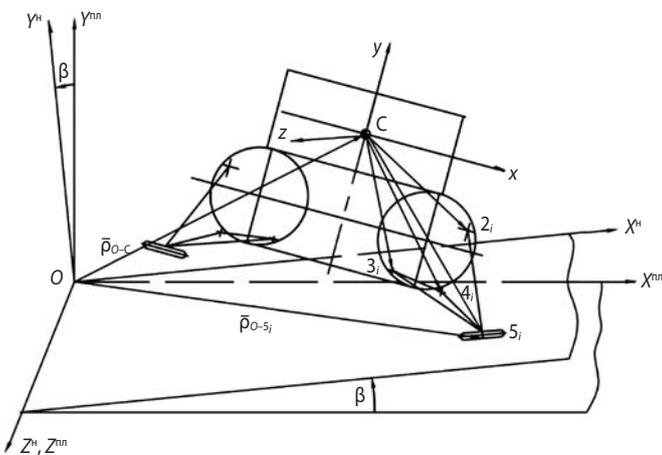
1 – посадочный аппарат; **2** – защитный кожух (ЗК);
3 – опора ПУ; **4** – пята; **5** – аэродинамический экран
(АЭ); **6** – механизм выноса опоры;
δ – гарантированный зазор между пятой и АЭ, ЗК.

рисунок 2. Кинематическая схема опоры ПУ, вариант В

2. Динамика посадки

Для решения задачи динамики посадки аппарата разработана математическая модель. Расчётная схема посадки аппарата показана на рисунке 3.

Исследование динамики посадки позволяет определить перегрузки, устойчивость аппарата к опрокидыванию, максимальную энергоёмкость амортизатора и выбрать рациональные проектные параметры ПУ. Исследование пространственного движения аппарата при посадке необходимо для оценки возможности функционирования механизмов на поверхности посадки аппарата. Принимаем, что аппарат представляет собой твёрдое тело, к которому присоединено



C – центр масс аппарата; **2_i** – точка крепления *i*-го амортизатора к ПА; **3_i**, **4_i** – точки крепления *i*-го подкоса к ПА; **5_i** – точка контакта *i*-й пяты с поверхностью контакта, *i* = 1, 2, ... *n* – количество опор ПУ.

рисунок 3. Схема посадки аппарата

ПУ, состоящее из нескольких опор. Расчётная схема посадки аппарата показана на рисунке 3.

Для математического описания процесса посадки используются следующие системы координат: $OX^{nn}Y^{nn}Z^{nn}$ – планетная система координат (ПСК), инерциальная, правая. Ось Y^{nn} направлена по гравитационной вертикали вверх; $OX^nY^nZ^n$ – наклонная система координат (НСК), инерциальная, правая. Отличается от ПСК углом наклона β плоскости OX^nZ^n относительно плоскости $OX^{nn}Z^{nn}$; ось OY^n – местная вертикаль; $Sxyz$ – связанная система координат (ССК). Начало координат связано с центром масс (ЦМ) аппарата; ось Sy – продольная ось аппарата.

Для перехода из одной системы координат в другую используются соответствующие матрицы перехода (Гантмахер Ф.Р., 1967; Остославский И.В. и др., 1969).

Матрица перехода от ПСК к ССК:

$$M_1 = \begin{vmatrix} \cos\vartheta \cos\psi & \sin\vartheta & \cos\vartheta \sin\psi \\ \sin\gamma \cos\psi & \cos\gamma \cos\vartheta & \cos\gamma \sin\vartheta \sin\psi + \\ -\cos\gamma \sin\vartheta \cos\psi & \cos\gamma \cos\vartheta & + \sin\gamma \cos\psi \\ \sin\gamma \sin\vartheta \cos\psi & -\sin\gamma \cos\vartheta & -\sin\gamma \sin\vartheta \sin\psi + \\ & & + \cos\gamma \cos\psi \end{vmatrix},$$

где ϑ , γ , ψ – углы тангажа, крена и курса (углы Эйлера).

Матрицу, транспонированную по отношению к M_1 , обозначим через M_1^T . Матрица перехода от ПСК к НСК:

$$M_2 = \begin{vmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}.$$

Матрицу транспонированную по отношению к M_2 обозначим через M_2^T .

Для решения задачи динамики посадки аппарата воспользуемся уравнениями движения системы, приведёнными в курсе теоретической механики, например (Бухгольц Н.Н.Ч. 1, 1965; Ч. 2, 1966; Лойцянский Л.Г. и др., 2006).

2.1. Уравнения движения аппарата

Дифференциальные уравнения поступательного движения ЦМ посадочного аппарата в ПСК

$$m \frac{d\bar{V}^{nn}}{dt} = M_1^T \sum \bar{F}^{cb}, \quad (1)$$

где m – масса аппарата; \bar{V}^{nn} – поступательная скорость ЦМ аппарата; $\sum \bar{F}^{cb}$ – вектор всех сил, действующих на ЦМ аппарата с разложением по осям ССК. Проектируя обе части уравнения (1) на оси

$X^{III}Y^{III}Z^{III}$, получаем дифференциальные уравнения движения ЦМ аппарата в проекциях на оси ПСК: $m\dot{x}^{III} = \sum F_x^{III}, m\dot{y}^{III} = \sum F_y^{III}, m\dot{z}^{III} = \sum F_z^{III}$.

Динамические уравнения Эйлера вращательного движения ПА относительно центра инерции

$$\dot{\bar{\omega}} = J^{-1} [\bar{M}^{cb} - \bar{\omega} \times \bar{L}], \quad (2)$$

где $\bar{\omega}$ – вектор угловой скорости;

\bar{M}^{cb} – момент внешних сил с проекциями на оси ССК;

$\bar{L} = J \cdot \bar{\omega}$ – главный момент количества движения аппарата относительно центра инерции;

$$J = \begin{pmatrix} J_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_{zz} \end{pmatrix} \text{ – тензор инерции аппарата.}$$

Диагональные компоненты матрицы тензора инерции $J_{xx} = \int (y^2 + z^2) dm$, $J_{yy} = \int (x^2 + z^2) dm$,

$J_{zz} = \int (x^2 + y^2) dm$, представляют собой моменты инерции аппарата относительно осей Cx , Cy , Cz ССК, не-

диагональные компоненты матрицы $J_{xy} = J_{yx} = \int xy dm$, $J_{yz} = J_{zy} = \int yz dm$, $J_{xz} = J_{zx} = \int xz dm$ представляют собой

центробежные моменты инерции.

В проекциях на оси ССК векторное уравнение (2) эквивалентно трём скалярным:

$$J_{xx} \dot{\omega}_x + (J_{zz} - J_{yy}) \omega_y \omega_z = M_x^{cb},$$

$$J_{yy} \dot{\omega}_y + (J_{xx} - J_{zz}) \omega_x \omega_z = M_y^{cb},$$

$$J_{zz} \dot{\omega}_z + (J_{yy} - J_{xx}) \omega_x \omega_y = M_z^{cb}.$$

Уравнения (1) и (2) дополняются кинематическими уравнениями Эйлера, связывающими угловые скорости с углами Эйлера ϑ , γ , ψ и их производными:

$$\omega_x = \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta,$$

$$\omega_y = \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma,$$

$$\omega_z = -\dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma + \dot{\vartheta} \cos \gamma.$$

Для решения задачи динамики посадки используются кинематические уравнения Эйлера, решённые относительно производных по времени углов Эйлера.

$$\dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma,$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \text{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \quad (3)$$

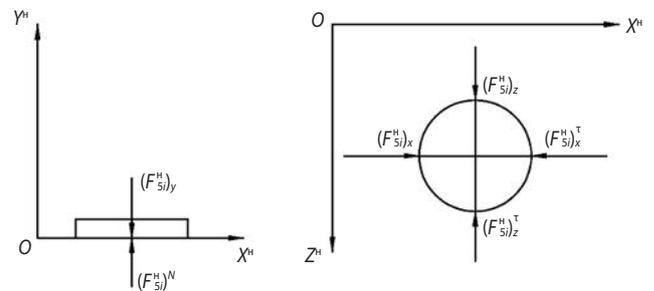
$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma).$$

2.2. Уравнения движения опор ПУ

При решении задачи динамики посадки аппарата используются уравнения движения опор ПУ с учётом упругой деформации конструкции.

Учёт энергии упругой деформации, накопленной в элементах ПУ и в местах крепления их к корпусу, позволит определить динамические нагрузки на аппарат и элементы конструкции ПУ, а также корректно определить область устойчивости аппарата к опрокидыванию.

Для составления уравнений движения опор с учётом сил упругости воспользуемся методом сечений, считая внутренние усилия, возникающие в амортизаторе и подкосе, внешними силами. Силы, действующие на пяту при её движении в плоскости контакта $OX^H Y^H$, показаны на рисунке 4.



$(F_{5i}^H)_y$ – проекция сил упругости элементов конструкции ПУ на ось Y^H ;

$(F_{5i}^H)^N$ – нормальная реакция поверхности посадки,

$|(F_{5i}^H)^N| = |(F_{5i}^H)_y|$; $(F_{5i}^H)_x$, $(F_{5i}^H)_z$ – проекция сил упругости элементов конструкции ПУ на оси X^H и Z^H соответственно, направление сил зависит от деформации растяжения – сжатия;

$(F_{5i}^H)_x^t$, $(F_{5i}^H)_z^t$ – проекции сил трения между пятой и поверхностью посадки.

рисунки 4. Схема сил, действующих на пяту

Сила трения равна $(F_{5i}^H)_x^t = \mu (F_{5i}^H)_y^N$, где μ – коэффициент трения между пятой и поверхностью посадки.

Сила трения направлена против вектора скорости пяты

$$\bar{V}_{оп} = \bar{V}_{5i}^H = \sqrt{(\dot{x}_{5i}^H)^2 + (\dot{z}_{5i}^H)^2}.$$

Сила трения вдоль оси X^H равна $(F_{5i}^H)_x^t = \mu (F_{5i}^H)_y \times \cos(\dot{x}_{5i}^H \wedge V_{5i}^H)$.

Сила трения вдоль оси Z^H равна $(F_{5i}^H)_z^t = -\mu (F_{5i}^H)_y \times \cos(\dot{z}_{5i}^H \wedge V_{5i}^H)$.

Уравнения движения опор

$$\ddot{x}_{5i}^H = \frac{(F_{5i}^H)_x}{m_{5i}} + \frac{\mu (F_{5i}^H)_y \dot{x}_{5i}^H}{m_{5i} V_{5i}^H}, \quad \ddot{z}_{5i}^H = \frac{(F_{5i}^H)_z}{m_{5i}} + \frac{\mu (F_{5i}^H)_y \dot{z}_{5i}^H}{m_{5i} V_{5i}^H}, \quad (4)$$

где m_{5i} – приведённая масса пяты.

Таким образом, система уравнений (1)–(4) полностью описывает движение аппарата. Для численного интегрирования этих дифференциальных уравнений необходимы начальные условия. Начальными условиями для поступательного движения будут три координаты ЦМ аппарата $x_c^{III}, y_c^{III}, z_c^{III}$ и три составляющие вектора скорости $V_{cx}^{III}, V_{cy}^{III}, V_{cz}^{III}$, которые задаются в ПСК. Для интегрирования уравнений вращательного движения начальными условиями являются три угла Эйлера ϑ, γ, ψ и три компоненты угловой скорости $\omega_x^{cb}, \omega_y^{cb}, \omega_z^{cb}$, по которым вычисляются производные углов Эйлера $\dot{\vartheta}, \dot{\gamma}, \dot{\psi}$.

При рассмотрении процесса посадки вопросы нагружения и устойчивости решаются одновременно. Аппарат считается неустойчивым, если его ЦМ переходит через вертикальную плоскость, в которой находятся две смежные опоры.

2.3. Силы и моменты от элементов ПУ

Имея координаты точек контакта S_i пяти с поверхностью посадки, найденные из решения уравнений движения опор ПУ (4), и координаты характерных точек крепления элементов ПУ к корпусу (2, 3, 4), найденные из решения уравнений движения аппарата (1, 2, 3), можно найти значения сил в амортизаторах и подкосах в проекциях на оси ССК:

$$(F_{S_i})_x^{cb} = \sum_{k=2}^4 F_{(5-k)_i} \cdot \frac{x_{ki} - x_{S_i}}{\ell_{(5-k)_i}},$$

$$(F_{S_i})_y^{cb} = \sum_{k=2}^4 F_{(5-k)_i} \cdot \frac{y_{ki} - y_{S_i}}{\ell_{(5-k)_i}},$$

$$(F_{S_i})_z^{cb} = \sum_{k=2}^4 F_{(5-k)_i} \cdot \frac{z_{ki} - z_{S_i}}{\ell_{(5-k)_i}},$$

где $k=2, 3, 4$ – характерные точки крепления амортизатора и подкоса к корпусу для i -й опоры;

$F_{5-2}, F_{5-3}, F_{5-4}$ – усилия в амортизаторах и подкосах как функции деформаций,

$i=1, 2, \dots, m$ – количество опор, находящихся одновременно в контакте с поверхностью посадки.

Тогда можно написать выражения для сил и моментов, действующих на аппарат от элементов ПУ рычажного типа в векторной форме:

$$(\bar{F}_{S_i})^{cb} = (F_{S_i})_x^{cb} \cdot \bar{e}_1^{cb} + (F_{S_i})_y^{cb} \cdot \bar{e}_2^{cb} + (F_{S_i})_z^{cb} \cdot \bar{e}_3^{cb},$$

$$\bar{M}_{S_i}^{cb} = \sum_{i=1}^m [\bar{r}_{c-S_i}^{cb} \times (\bar{F}_{S_i})^{cb}].$$

Силы от элементов ПУ, действующие на пята в НСК, имеют вид

$$(\bar{F}_{S_i})^H = M_2 \cdot M_1^T \cdot (-\bar{F}_{S_i})^{cb}.$$

2.4. Деформация элементов конструкции посадочного устройства

Для решения задачи динамики посадки аппарата необходимо найти усилия в амортизаторах и подкосах опор ПУ, контактирующих с грунтом, в зависимости от их деформации.

Будем считать, что геометрия аппарата определена для любого момента времени процесса посадки, если известно для него положения характерных точек. Такими точками являются ЦМ аппарата, точка S , и точки крепления (2_{*i*}, 3_{*i*}, 4_{*i*}) амортизаторов и подкосов к опорному отсеку КА, а также точка пересечения (5_{*i*}) амортизатора и подкоса, являющаяся точкой контакта опор ПУ рычажного типа с поверхностью посадки. Положение контрольных точек (2_{*i*}, 3_{*i*}, 4_{*i*}) в ССК $Sxyz$ не меняется в процессе посадки.

Точки с индексом $i=1, 2, \dots, m$ – количество опор, находящихся одновременно в контакте с поверхностью посадки.

Решая уравнения движения аппарата и опор ПУ и используя соответствующие матрицы перехода, определяем координаты характерных точек, длины и деформацию элементов конструкции ПУ.

Длина амортизатора и подкоса определяется из уравнения

$$\ell_{(5-k)_i} = \sqrt{(x_{S_i}^H - x_{k_i}^H)^2 + (y_{S_i}^H - y_{k_i}^H)^2 + (z_{S_i}^H - z_{k_i}^H)^2}, y_{S_i}^H, k=2, 3, 4.$$

Деформация амортизатора

$$S_i = \ell_{(5-2)_i}^{HII} - \ell_{(5-2)_i}, \text{ где } \ell_{(5-2)_i} - \text{ недеформированная длина амортизатора.}$$

Усилие в амортизаторе $F_{(5-2)_i}$ получаем в зависимости от деформации S_i по диаграмме энергопоглотителя, полученной экспериментально.

Деформация подкоса $\Delta_{(5-3)_i}, \Delta_{(5-4)_i}$

$$\Delta_{(5-3)_i} = \ell_{(5-3)_i}^{HII} - \ell_{(5-3)_i},$$

$$\Delta_{(5-4)_i} = \ell_{(5-4)_i}^{HII} - \ell_{(5-4)_i},$$

где $\ell_{(5-3)_i}^{HII}, \ell_{(5-4)_i}^{HII}$ – недеформированные длины подкоса.

Силы в звеньях подкосов равны

$$F_{(5-3)_i} = k_{(5-3)} \Delta_{(5-3)_i},$$

$$F_{(5-4)_i} = k_{(5-4)} \Delta_{(5-4)_i},$$

где $k_{(5-3)}, k_{(5-4)}$ – коэффициенты жёсткости подкосов. Знак перед силами определяется знаком деформаций.

Посадка КА представляет собой динамический процесс с дискретным нагружением конструкции в результате нескольких ударов её о поверхность посадки.

Из опыта проектирования ПУ известны расчётные случаи посадки, в которых реализуются максимальное усилие и ход амортизатора, максимальные перегрузки, определяется область устойчивости аппарата к опрокидыванию.

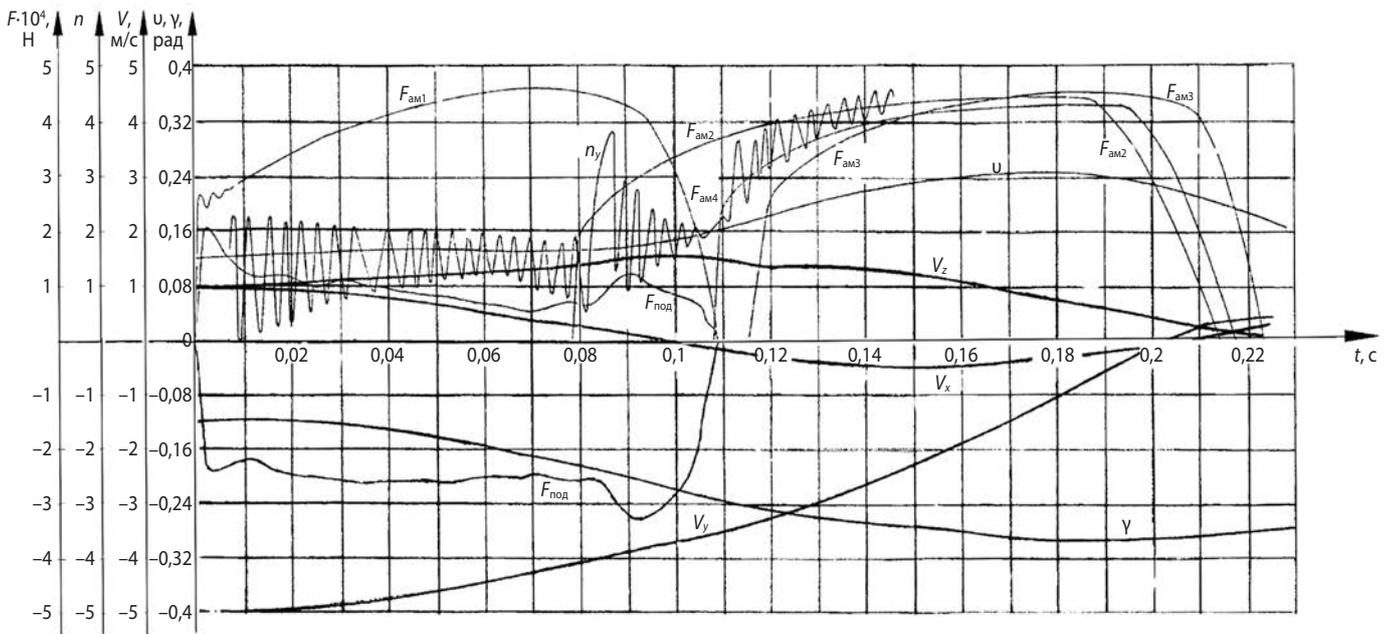


рисунок 5. Изменение кинематических параметров движения аппарата, перегрузок в центре масс аппарата и усилий в амортизаторах и подкосах во времени

Как показали результаты расчёта динамики посадки, именно плоские случаи посадки с предельными значениями параметров движения являются расчётными для выбора проектных параметров ПУ.

Вместе с тем расчёты пространственных случаев посадки проводят с целью получения информации о возможных угловых положениях аппарата, которая необходима для проектирования и анализа функционирования таких систем, как буровые грунтозаборные устройства, манипуляторы, выносные механизмы приборов, для проектирования трапов (Петров Ю.А. и др., 2020), и оценки возможности съезда планетохода на поверхность посадки. Для подтверждения результатов проектирования ПУ проводится серия бросковых испытаний аппарата с анализом экспериментальных исследований (Защиринский С.А. и др., 2023).

3. Анализ результатов расчёта динамики посадки

В качестве примера рассмотрим динамику посадки аппарата на поверхность Луны. Исходные данные для проектирования ПУ: максимальный угол наклона места посадки $\beta=20^\circ$ с несущей способностью грунта $\sigma=1,5$ МПа, т.е. твёрдый грунт. Инерционные характеристики аппарата: $m=2000$ кг, $J_{xx}=1700$ кг·м², $J_{yy}=1400$ кг·м², $J_{zz}=2200$ кг·м².

Рассмотрим пространственный случай движения аппарата при посадке на склон, рисунок 5. Случай посадки аппарата на склон при начальном контакте одной опорой «1–2–1». Вертикальная скорость $V_y=-5$ м/с, боковая скорость $V_x=1$ м/с направлена от скло-

на, $V_z=1$ м/с. Угловые скорости $\omega_x=\omega_y=\omega_z=2^\circ/\text{с}$. Углы отклонения продольной оси аппарата относительно гравитационной вертикали: угол тангажа $\vartheta=7^\circ$, угол крена $\gamma=7^\circ$. Допустимые значения перегрузок: в ЦМ аппарата $[n_x]=7$, $[n_y]=10$ и на расстоянии одного метра от ЦМ как для твёрдого тела $[n_x]=10$, $[n_y]=15$.

Количество опор ПУ $N=4$ выбрано в соответствии с конструктивно-силовой схемой ПА. Ось вращения V-образного подкоса – ось общего положения – имеет небольшой угол наклона относительно плоскости дна ПА, что обусловлено жёсткой схемой ПА и кинематикой уборки опор ПУ, обеспечивающей гарантированные зазоры между опорами ПУ и головным обтекателем.

Жёсткость конструкции амортизатора $k_{2-5}=1 \cdot 10^7$ Н/м, жёсткость звеньев подкоса: $k_{3-5}=3,2 \cdot 10^7$ Н/м; $k_{4-5}=3,4 \cdot 10^7$ Н/м. Высота ЦМ аппарата $H_{\text{ЦМ}}=1236$ мм, база опоры ПУ $B=2284$ мм, начальный клиренс $a=300$ мм.

Как видно из графика, сначала включается в работу опора № 1, при этом амортизатор при ходе $S_1=0,134$ м поглотил работу $A_1=4570$ Н·м, затем за счёт боковой скорости V_z и углов γ и ϑ , по очереди контактируют с поверхностью посадки опора № 2, амортизатор которой при ходе $S_2=0,16$ м поглотил работу $A_2=6020$ Н·м, и опора № 4, амортизатор которой при ходе $S_4=0,151$ м поглотил $A_4=4510$ Н·м. Затем работает опора № 3, амортизатор которой при ходе $S_3=0,151$ м поглотил работу $A_3=5500$ Н·м.

В результате неравномерного обжатия опор аппарат накренился на угол $\gamma=16^\circ$ и развернулся по тангажу на угол $\vartheta=10^\circ$. Используя формулу

$\bar{\rho}_{0-k_i}^H = M_2 \cdot \bar{\rho}_{0-c}^{пл} + M_2 \cdot M_1^T \cdot \bar{r}_{c-k_i}^{св}$, можно определить клиренс между камнями на поверхности посадки и контрольными точками k_i днища опорного отсека. Минимальный клиренс в зоне между второй и третьей опорами для рассматриваемого случая посадки составил $a=70$ мм.

Как известно, при проектировании аппаратов, совершающих мягкую посадку, вертикальная скорость посадки может изменяться от 0,5 до 8 м/с, при боковой скорости до 2,5 м/с. При этом аппарат может иметь угловую скорость ± 2 град/с и угол отклонения продольной оси аппарата от местной вертикали до 10° . Большой разброс кинематических параметров движения аппарата в момент посадки обусловлен рядом факторов. Это недостоверность сведений об атмосфере и гравитационном поле планеты, отклонения от номинала тяги тормозного двигателя и аэродинамических характеристик C_x и m_z ПС, действие внешних и внутренних возмущений, ошибки измерения высоты и скорости снижения и многие другие факторы.

Варьируя кинематические параметры движения аппарата, угловую ориентацию опор ПУ при начальном контакте с поверхностью посадки, можно расчётным путём найти наилучшее угловое положение аппарата после его амортизации.

Из опыта наземной отработки ГЗУ известно, что для нормальной работы ГЗУ максимально допустимый угол отклонения бурового инструмента от нормали в месте бурения должен составлять не более 15° .

Для выравнивания углового положения аппарата относительно поверхности посадки в амортизаторах ПУ следует установить пиромеханические устройства, с помощью которых при необходимости можно принудительно сложить амортизаторы. На рисунке 6 показан сотовый амортизатор с пиромеханическим устройством.

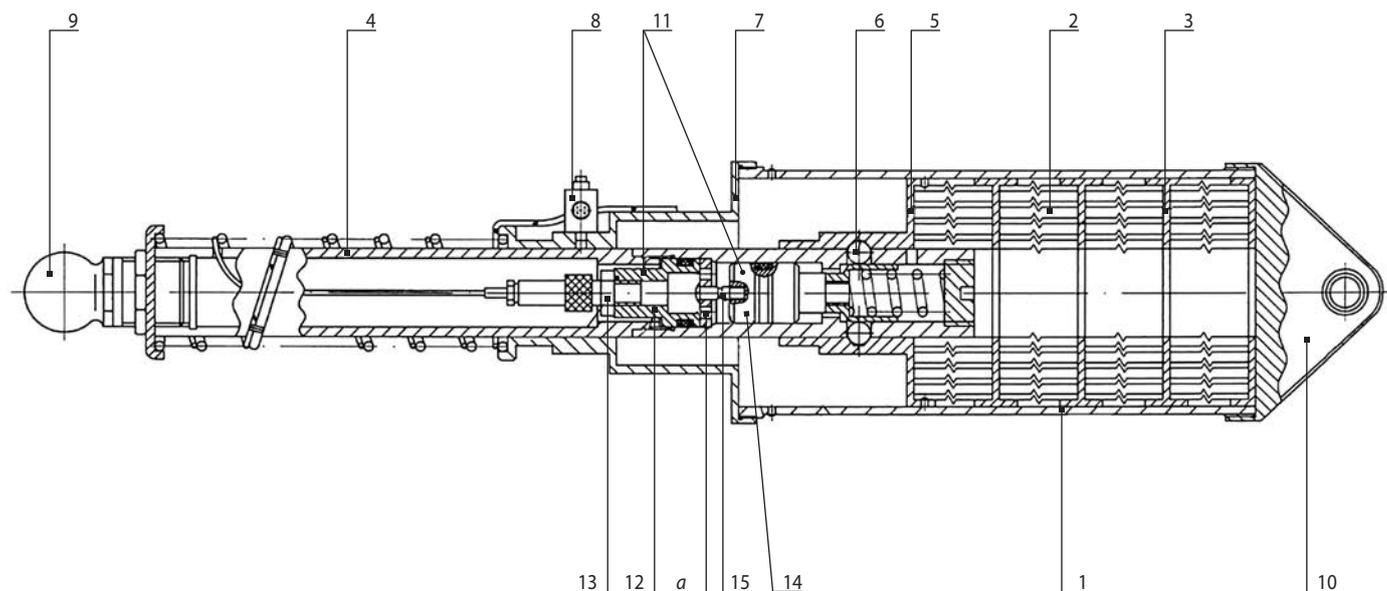
4. Сотовый амортизатор с пиромеханическим устройством

Сотовый амортизатор состоит из корпуса 1, в котором размещены соты 2, разделённые направляющими втулками 3. Шток 4 соединён с поршнем амортизатора 5 с помощью шарикового замка 6. К торцу корпуса присоединён переходник 7, на котором установлена пирочека 8, удерживающая от перемещения шток опоры ПУ до выноса её в рабочее положение. К торцу штока присоединён наконечник 9, а на торце корпуса установлен наконечник 10.

Как видно из рисунка 6, при посадке соты амортизатора обжались незначительно и нужно сократить длину амортизатора для выравнивания положения аппарата.

С этой целью внутри штока размещено пиромеханическое устройство 11, которое состоит из гильзы 12 с установленным пиропатроном 13, поршня 14, который соединён с гильзой с помощью разрывного элемента 15.

При срабатывании пиропатрона газ высокого давления из гильзы поступает через отверстия «а»



- 1 – корпус; 2 – соты; 3 – направляющие втулки;
- 4 – шток; 5 – поршень амортизатора; 6 – шариковый замок;
- 7 – переходник; 8 – пирочека; 9 – наконечник; 10 – наконечник;
- 11 – пиромеханическое устройство; 12 – гильза; 13 – пиропатрон;
- 14 – поршень; 15 – разрывной элемент.

рисунки 6. Сотовый амортизатор с пиромеханическим устройством

на торце гильзы в поршневую полость и далее воздействуя на поршень, разрушает разрывной элемент. При дальнейшем движении поршня срабатывает шариковый замок. Таким образом снимается силовая связь между энергопоглотителем-сотами и штоком амортизатора, после чего шток под действием силы тяжести аппарата беспрепятственно перемещается до упора, при этом длина амортизатора уменьшается, и разница в длинах с другими амортизаторами также сокращается.

Для получения информации о работе амортизаторов на каждой опоре ПУ в узлах вращения подкосов необходимо установить датчики углового положения, с помощью которых можно определить величину обжата амортизаторов.

Далее необходимо построить 3Д-модель посадки аппарата с использованием современных САПР. С помощью 3Д-модели, имея телеметрические данные углового положения опор, можно воспроизвести угловое положение опор ПУ аппарата и склона и принять решение, какие амортизаторы необходимо «отстрелить», чтобы понизить клиренс и тем самым выровнять положение аппарата на поверхности посадки.

Если после отстрела амортизаторов не удаётся существенно выровнять положение аппарата на поверхности, то следует уточнить проектные параметры ПУ в части хода амортизатора, базы опор ПУ и начального клиренса.

При посадке межпланетной станции на тела с малой гравитацией, например на спутник Марса Фобос, для которого ускорение силы тяжести равно $g_{\phi} \approx 0,005 \text{ м/с}^2$, и тем более при посадке на кометы, например на комету Чурюмова – Герасименко, для которой ускорение свободного падения в 80 тысяч раз меньше, чем на Земле, помимо отстрела вышеуказанных амортизаторов для обеспечения условий бурения на конструкции опор ПУ необходимо дополнительно установить гарпунно-якорное устройство, с помощью которого аппарат будет надёжно зафиксирован на поверхности посадки спутников (комет). На межпланетной станции «Розетта» для удержания аппарата на поверхности кометы использовались двигатели прижима.

заключение

Для обеспечения проектной определённости работы механизмов в процессе посадки аппарата необходимо провести расчёты динамики посадки для пространственных случаев движения межпланетной станции, варьируя кинематические параметры движения, что позволит получить информацию об угловом положении аппарата на поверхности контакта. В амортизаторах ПУ следует установить пиромеха-

нические устройства, с помощью которых при необходимости можно принудительно сложить амортизаторы. В узлах вращения подкосов ПУ следует установить датчики углового положения. Построение 3Д-модели аппарата позволит принять решение, какие амортизаторы необходимо сложить, чтобы понизить клиренс и тем самым выровнять положение аппарата на поверхности для нормального функционирования механизмов.

список литературы

Артоболевский И.И. Теория механизмов и машин. М.; Л.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1951. 704 с.

Баженов В.И., Осин М.И. Посадка космических аппаратов на планеты. М.: Машиностроение, 1978. 160 с.

Бухгольц Н.Н. Основной курс теоретической механики в двух частях. Ч. 1. М.: Наука, 1965. 468 с. Ч. 2 – 1966. 332 с.

Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. М.: Наука, 1967. 575 с.

Защиринский С.А., Поляков А.А., Михайлов Д.Н., Сысоев В.К. и др. Верификация физико-математической модели динамики посадки посадочного модуля космического аппарата «ЭКЗОМАРС» по результатам бросковых испытаний // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 78-83.

Иванов Н.М., Мартынов А.И. Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса. М.: Наука, 1977. 416 с.

Кемурджиан А.Л., Громов В.В., Черкасов И.И., Шварев В.В. Автоматические станции для изучения поверхностного покрова Луны. М.: Машиностроение, 1976. 200 с.

Лойцянский Л.Г., Лурье А.И. Курс теоретической механики. Т. 2. М.: Наука, 2006. 720 с.

ОСТ 92-9011-78. Элементы упруго-пластические амортизаторы пластического типа. Методика расчёта. 1979. 247 с.

Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. М.: Машиностроение, 1969. 499 с.

Петров Ю.А., Берников А.С., Сутугин С.Е. Система схода марсохода с платформы. Проект международной космической экспедиции ЭКЗОМАРС-2022. Изд. АО «НПО Лавочкина», 2020. С. 144-161.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Статья поступила в редакцию 28.06.2024

Статья после доработки 04.07.2024

Статья принята к публикации 05.07.2024

ФИЗИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ С КОНСТАНТАНОВОЙ ФОЛЬГОЙ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ НАГРЕВАТЕЛЕЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



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

THE PHYSICAL PROCESSES OF INTERACTION OF LASER RADIATION WITH CONSTANTAN FOIL IN THE MANUFACTURE OF ELECTRIC HEATERS FOR SPACECRAFT



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

В статье рассмотрены физические процессы, происходящие при размерной обработке константановой фольги импульсным инфракрасным лазерным излучением с длиной волны 1,06 мкм и наносекундной длительностью импульсов при изготовлении резистивного элемента нагревателя электрического фольгового для космических аппаратов.

Ключевые слова:
лазерное излучение; поглощение излучения;
длительность импульса; константан;
космический аппарат.

DOI: 10.26162/LS.2024.10.31.013

ВВЕДЕНИЕ

В АО «НПО Лавочкина» нагреватели электрические фольговые (НЭФ) используются в системах обеспечения тепловых режимов космических аппаратов. НЭФ представляет собой гибкий электронагреватель, состоящий из резистивного элемента (РЭ), расположенного между двумя термостойкими диэлектрическими подложками. Резистивный элемент изготавливается из константановой фольги толщиной от 8 мкм до 20 мкм и имеет конфигурацию,

The article discusses the physical processes occurring during dimensional processing of a constantan foil with pulsed infrared laser radiation with a wavelength of 1.06 microns and a nanosecond pulse duration in the manufacture of a resistive element of an electric foil heater for spacecraft.

Keywords:
laser radiation; radiation absorption;
pulse duration; constantan;
spacecraft.

определяемую в зависимости от требуемых размеров и мощности нагревателя. В качестве диэлектрической подложки используется термостойкая арамидная ткань, пропитанная лаком ЭП-730.

Использование сплава константан в качестве материала РЭ обусловлено высоким удельным электрическим сопротивлением ($\sim 0,5$ мОм·м) и минимальным значением температурного коэффициента сопротивления ($\sim 0,03 \cdot 10^{-3} \text{ K}^{-1}$) константана,

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

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

что позволяет РЭ быстро нагреваться до температуры порядка 500°C, практически не меняя электрическое сопротивление. В состав сплава константан входят следующие основные металлы: медь (Cu) ~59%, никель (Ni) 39–40% и марганец (Mn) 1–2% (*Справочник по электротехническим материалам*, 1988). Свойства меди и никеля обеспечивают высокую прочность и пластичность сплава.

При производстве НЭФ с использованием лазерного излучения заготовка из константановой фольги наклеивается на внутреннюю поверхность одной из подложек. После чего лазерный луч, перемещаясь по поверхности фольги, удаляет металл в требуемых зонах, создавая тем самым, заранее рассчитанную конфигурацию (рисунок 1) резистивного элемента нагревателя (*Вятлев П.А. и др.*, 2020). При этом подложка, на которой расположен РЭ, не должна деформироваться.

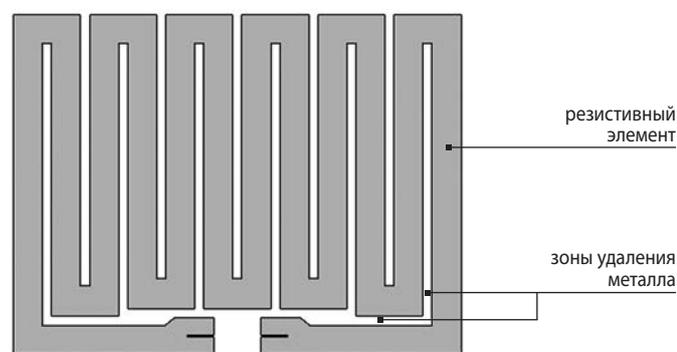


рисунок 1. Пример конфигурации резистивного элемента НЭФ

Удаление металла под воздействием лазерного излучения происходит за счёт физических процессов плавления, испарения и абляции в зависимости от выбранных режимов обработки. Для эффективной резки (удаления) константановой фольги толщиной до 20 мкм лазер должен обладать выходной мощностью излучения не менее 10 Вт.

Учитывая, что температура начала деструкции подложки (порядка 150°C), что значительно меньше температуры плавления константана (1260°C), для обработки константановой фольги выбирается лазер характеристики излучения, которого, должны обеспечивать почти полное рассеивание тепла, полученного от лазера, в металле и только незначительный нагрев подложки, не приводящий к её повреждению.

1. Поглощение лазерного излучения константаном

Лазерное излучение представляет собой электромагнитную волну, характеризующуюся высокой степенью когерентности, монохромности, поляризации и малой расходимостью луча. К основным параметрам импульсного лазерного излучения относятся:

длительность импульса, частота следования импульсов, длина волны и плотность мощности излучения.

При падении на поверхность металла (в нашем случае на поверхность константановой фольги) электромагнитная волна, излучаемая лазером, частично отражается, а часть излучения поглощается материалом. Отражение, поглощение и преобразование лазерного излучения металлами определяется взаимодействием падающей электромагнитной волны с электронами металла. Электромагнитная волна, падающая на поверхность фольги, взаимодействует со свободными электронами поверхностного слоя металла вызывая, тем самым, вынужденные колебания электронов. Вследствие этого, свободные электроны начинают излучать вторичные электромагнитные волны, часть из которых создают отражённую волну. Поглощение и преобразование энергии электромагнитной волны в тепловую внутреннюю энергию металла происходит за счёт передачи энергии вынужденных колебаний свободных электронов ионам кристаллической решётки металла (*Вятлев П.А. и др.*, 2023).

Согласно закону Снеллиуса соотношения углов, падающего и поглощённого (преломленного) излучений определяются следующим уравнением:

$$n_1 \sin \theta_1 = n_2 \sin \theta_2, \quad (1)$$

где n_1 , n_2 – показатели преломления воздуха и металла, соответственно; θ_1 – угол падающей электромагнитной волны; θ_2 – угол распространения поглощённой волны в металле.

Из соотношения (1) видно, что при нормальном падении электромагнитной волны на поверхность металла ($\theta_1 \rightarrow 0$) поглощённая волна не изменяет направления распространения ($\theta_2 \rightarrow 0$). Распределение энергии, падающего на поверхность металла лазерного излучения, между отражённой и поглощённой (преломленной) волнами определяется уравнениями Френеля, согласно которым при нулевом угле падения, коэффициент отражения минимален и, соответственно, поглощение лазерного излучения металлом максимально. Указанные законы справедливы для металлических сред, поглощающих лазерное излучение, определённой длины волны.

Учитывая вышесказанное, с целью максимального использования энергии лазерного излучения, а также для того, чтобы условия расчётов процесса обработки в любой точке взаимодействия лазерного излучения с металлом были одинаковыми, в дальнейшем рассматривается только нормальное падение электромагнитной волны на поверхность металла.

Интенсивность электромагнитной волны, поглощаемой металлом, экспоненциально уменьшается с глубиной проникновения в материал по закону Бугера – Ламберта – Бера (далее – закон Бугера):

$$I(l) = I_0 \exp(-\alpha l), \quad (2)$$

где I_0 , $I(l)$ – интенсивность электромагнитной волны на поверхности металла и на глубине l в металле, соответственно; α – натуральный показатель поглощения, зависящий от длины падающей волны λ .

Слой при прохождении, которого интенсивность электромагнитной волны убывает в 2,72 раз, называется скин-слоем. Толщина скин-слоя δ зависит от длины падающей электромагнитной волны и обратно пропорциональна коэффициенту экстинкции и вычисляется по формуле:

$$\delta = \frac{\lambda}{4\pi k_p}, \quad (3)$$

где k_p – коэффициент экстинкции или главный показатель поглощения, определяет степень поглощения электромагнитной волны в металле (*Либенсон М.Н. и др.*, 2008) и пропорционален длине поглощённой волны.

Принимая во внимание, что основной объём константана составляют медь (~59%) и никель (~39%), рассчитаем толщину скин-слоев для никеля и меди при воздействии на них лазерного излучения ультрафиолетового и ближнего инфракрасного диапазонов длин волн, в связи с тем, что импульсные лазеры, генерирующие излучение в данных диапазонах наиболее распространены в промышленности.

Для длины волны $\lambda=0,365$ мкм (УФ-диапазон) значение коэффициента экстинкции меди составляет 2,071, никеля – 2,24, (*Золотарёв В.М. и др.*, 1984). По формуле (3) вычисляем, толщину скин-слоя меди – 14 нм и никеля – 13 нм.

Для длины волны $\lambda=1$ мкм (ИК-диапазон): коэффициент экстинкции меди – 6,9334, никеля – 5,26; толщина скин-слоя меди 11,5 нм, никеля – 15 нм.

Из соотношений (2) и (3) выводим формулу для расчёта коэффициента ослабления излучения, поглощённого металлом, в зависимости от длины волны излучения и расстояния от поверхности:

$$K = \exp\left(\frac{4\pi k_p}{\lambda} l\right). \quad (4)$$

По формуле (4) определяем, что интенсивность поглощённой лазерной волны длиной 1 мкм убывает: в меди в $\exp(87,1277)$ раз, т.е. коэффициент ослабления излучения в меди K_{Cu} равен $6,9 \cdot 10^{37}$; в никеле в $\exp(66,0656)$ раз, $K_{Ni} = 4,9 \cdot 10^{28}$. Для лазерного излучения с длиной волны $\lambda=0,365$ мкм: $K_{Cu} = 9 \cdot 10^{30}$; $K_{Ni} = 3,1 \cdot 10^{33}$.

Анализируя проведённые расчёты, а также, учитывая, что в диапазоне от УФ- до ИК-значений длин волн коэффициенты экстинкции меди и никеля увеличиваются с увеличением падающей длины волны (*Золотарёв В.М. и др.*, 1984), можно сделать вывод, что в константановой фольге интенсивность падающего лазерного излучения, указанных диапазонов,

практически полностью убывает на расстоянии 1 мкм от поверхности, и поэтому в дальнейших расчётах пропускная способность константановой фольги не учитывается.

Энергия падающего лазерного излучения, согласно закону сохранения энергии, распределяется между отражённой, поглощённой и проходящей волнами. Принимая во внимание проведённый выше расчёт практически полного ослабления интенсивности электромагнитной волны в поверхностном скин-слое металла и, как следствие, отсутствие проходящей сквозь металл волны записываем следующее равенство:

$$R + A = 1,$$

где R – коэффициент отражения лазерного излучения металлом; A – коэффициент поглощения металлом лазерного излучения.

Коэффициенты отражения и поглощения зависят от длины волны, оптических постоянных и при нормальном падении лазерного луча на поверхность металла (*Андреев С.В. и др.*, 2006) коэффициент отражения вычисляется по формуле:

$$R = \frac{(n-1)^2 + k_p^2}{(n+1)^2 + k_p^2}. \quad (5)$$

Используя значения коэффициентов преломления n и экстинкции k_p меди и никеля для различных значений длин волн (*Золотарёв В.М. и др.*, 1984), и применяя формулу (6), произведены расчёты и получены значения коэффициента отражения R в зависимости от длины падающей волны λ ультрафиолетового, видимого и ближнего инфракрасного диапазонов. Полученные результаты представлены в таблице 1.

Анализ проведённых расчётов показывает, что в ультрафиолетовом и ближнем видимом (до 500 нм) диапазонах длин волн медь и никель достаточно хорошо поглощают лазерное излучение от 40% до 55% энергии. Начиная с длины волны 550 нм поглощение излучения медью резко уменьшается до 1% на длине волны 1 мкм. Никель в данном диапазоне поглощает лазерное излучение намного эффективнее и минимальное значение коэффициента поглощения составляет на длине волны 1 мкм – 26%.

В настоящее время в диапазоне длин волн 0,1–1,06 мкм в промышленности наиболее распространены импульсные ультрафиолетовые эксимерные газовые лазеры с длинами волн $\lambda=0,193$ мкм и $\lambda=0,248$ мкм и твердотельный ИК-лазер с неодимовым легированием (Nd:YAG; $\lambda=1,064$ мкм, ближний ИК-диапазон), обладающие мощностью от 10 Вт, необходимой для эффективной резки металла.

Далее в статье рассматривается излучение Nd:YAG – лазера ($\lambda=1,064$ мкм) с наносекундным порядком длительности импульсов.

таблица 1 – Зависимость коэффициента отражения от длины волны

λ , мкм	R						
медь (Cu)							
0,365	0,5004	0,500	0,6528	0,600	0,9089	1,000	0,9881
0,405	0,5491	0,550	0,7013	0,650	0,9740		
0,436	0,5860	0,578	0,8716	0,750	0,9835		
никель (Ni)							
0,254	0,4483	0,436	0,5784	0,589	0,6337	0,870	0,7195
0,289	0,4257	0,486	0,5855	0,620	0,6531	1,000	0,7424
0,313	0,4353	0,500	0,5974	0,630	0,6392	1,250	0,7804
0,334	0,4538	0,527	0,6070	0,650	0,6805	1,500	0,8076
0,366	0,4907	0,540	0,6206	0,656	0,6680	1,750	0,8275
0,406	0,5299	0,546	0,6345	0,660	0,6678	2,000	0,8442
0,420	0,5373	0,578	0,6497	0,700	0,6759	2,250	0,8552
0,431	0,5318	0,580	0,6372	0,750	0,6999		

таблица 2 – Теплофизические характеристики металлов

металл		c , Дж/г·град	k , Вт/см·град	ρ , г/см ³	a , см ² /с	$T_{пл}$, °С	$\Delta Q_{пл}$, Дж/г	$T_{исп}$, °С	$\Delta Q_{кип}$, Дж/г
Cu	медь	0,38	4,0	8,94	1,2	1084	204	2540	$4,75 \cdot 10^3$
Ni	никель	0,43	0,92	8,9	0,24	1455	300	2900	$6,3 \cdot 10^3$

Примечание – $T_{пл}$ – температура плавления; $T_{исп}$ – температура испарения (кипения); k – теплопроводность; ρ – плотность металла.

Физические процессы поглощения и преобразования в тепло излучения лазера в константане видятся следующими:

- в начальный период воздействия лазерной волны на константан энергия излучения преимущественно поглощается атомами никеля, так как его коэффициент поглощения на длине волны $\lambda=1,064$ мкм составляет порядка 26%, в то время как медь поглощает только 2% излучения данной длины волны (см. таблицу 1);
- поглощённая никелем энергия электромагнитной волны преобразуется в тепло по закону сохранения энергии и разогревает никель до температуры плавления;
- медь нагревается от никеля до температуры плавления по закону теплопроводности.

Учитывая, что температуры плавления и испарения никеля выше, чем соответствующие температуры для меди, приведённые в таблице 2 и константана ($T_{пл}=1260^\circ\text{C}$, $T_{исп}=2720^\circ\text{C}$), мощности лазерного излучения, достаточного для плавления и испарения никеля, также будет достаточно для плавления и испарения меди и константана в целом.

2. Преобразование и распространение энергии поглощённого лазерного излучения в константане

Преобразование энергии поглощённого лазерного излучения в тепловую внутреннюю энергию металла, при достаточной длительности воздействия лазера, представляет собой двухстадийный процесс. На первой стадии энергия электромагнитной волны

передаётся свободным электронам проводимости (электронному газу), в результате чего они начинают совершать вынужденные колебания и происходит разогрев электронного газа. На второй стадии поглощённая электронами проводимости энергия передаётся ионам кристаллической решётки, что приводит к её разогреву. Передача энергии свободных электронов ионам происходит намного медленнее чем передача энергии от электромагнитной волны свободным электронам. Связано это с большой разницей масс электронов и ионов. Поэтому на первой стадии электронный газ нагревается до значительно больших температур по сравнению с кристаллической решёткой. Когда количество энергии, передаваемой ионам кристаллической решётки сравняется с количеством энергии, получаемой электронами от электромагнитной волны, рост температуры электронного газа прекращается. С момента, когда температура кристаллической решётки сравнивается с температурой электронного газа устанавливается тепловое равновесие и можно ввести понятие температуры металла в зоне его облучения лазером. В зависимости от длительности воздействия лазерного излучения тепловое равновесие может наступать как до, так и после окончания лазерного облучения. Времена разогрева электронного газа и кристаллической решётки составляют 10^{-12} с и 10^{-10} с соответственно (Анисимов С.И. и др., 1970). Длительность наносекундных лазерных импульсов находится в диапазоне 10^{-9} – 10^{-7} с. То есть время воздействия наносекундного лазерного импульса оказывается на несколько порядков больше времени разогрева

ФИЗИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ С КОНСТАНТАНОВОЙ ФОЛЬГОЙ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ НАГРЕВАТЕЛЕЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

кристаллической решётки и температурное равновесие электронно-решёточной системы в зоне облучения лазером наступает до завершения импульса.

Учитывая вышеизложенное, при дальнейшем описании распространения теплового потока в константане, не учитываются вышеуказанные переходные процессы и рассматривается установившиеся значение температуры металла в зоне облучения. В этом случае уравнение теплопроводности принимает вид (Либенсон М.Н. и др., 2014):

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a \frac{\partial^2 T}{\partial l^2} + \frac{I_0 \exp(-al)}{c},$$

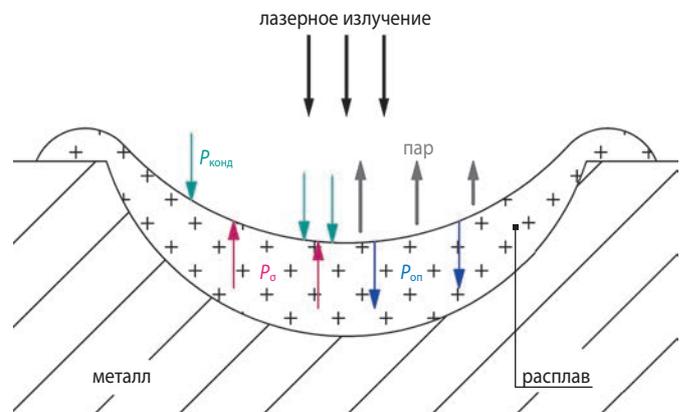
где T – температура металла; t – время воздействия лазерного излучения; l – расстояние; a – температуропроводность; c – удельная теплоёмкость.

На распространение теплового потока в металле влияют его теплофизические характеристики: теплопроводность (способность металла передавать тепло от более нагретых слоёв менее нагретым), температуропроводность (скорость распространения тепла в металле) и удельная теплоёмкость (способность металла накапливать тепло).

В таблице 2 приведены значения теплофизических постоянных для меди (Cu) и никеля (Ni) (Зиновьев В.Е., 1989).

При воздействии лазерного излучения температура приповерхностного слоя металла повышается. При достижении металлом температуры плавления образуется ванна расплава. Дальнейший рост температуры расплава до температуры кипения вызывает испарение металла. При испарении на поверхность расплава оказывает воздействие давление паров испаряющегося металла, складывающееся из давления отдачи и давления конденсирующих атомов пара. Давление отдачи образуется в момент, когда испаряющийся атом покидает поверхность расплава. Покидающий поверхность расплава атом обладает импульсом, направленным под прямым углом от поверхности. По закону сохранения импульса поверхность получает равнозначный импульс, направленный в глубь расплава, формируя таким образом давление отдачи испаряющихся паров $P_{оп}$. Испарившийся атом, изначально движущийся от поверхности расплава, после столкновения с другими атомами пара или с атомами окружающей среды (в нашем случае – атомами воздуха) может изменить траекторию движения на противоположную и при конденсации оказывать давление на поверхность расплава $P_{конд}$ (Рыкалин Н.Н. и др., 1985). При испарении расплава давление конденсации паров слишком мало и не учитывается при расчётах. Давление отдачи паров приводит к деформации (изгибу) поверхности расплава и, как следствие, вызывает избыточное давление в расплаве P_0 или давление сил поверхностного

натяжения, направленного из расплава к его поверхности. В момент, когда давление отдачи паров испаряющегося металла на ванну расплава превосходит по значению давление сил поверхностного натяжения начинается вытеснение расплава из зоны нагрева (Делоне Н.Б., 1989). Схематично взаимодействие вышеописанных факторов показано на рисунке 2.



рисунк 2. Расплавление металла в зоне лазерного излучения

Давление отдачи паров прямо пропорционально давлению насыщенного пара P_T при температуре T и равно его половине (Эккерт Э.Р. и др., 1961):

$$P_{оп} = P_T / 2. \quad (6)$$

В свою очередь, давление насыщенного пара прямо пропорционально температуре поверхности металла и вычисляется через уравнение Клаузиуса – Клайперона:

$$P_T = P_{oc} \frac{T}{T_{oc}} \exp \left[\frac{L_{исп} \mu}{\rho R_T T_{oc}} \left(1 - \frac{T_{oc}}{T} \right) \right], \quad (7)$$

где μ – молекулярный (атомный) вес испаряющегося вещества; ρ – плотность испаряющегося вещества; R_T – универсальная газовая постоянная; T_{oc} – температура окружающей среды; P_{oc} – давление окружающей среды; $L_{исп}$ – теплота испарения металла.

С ростом температуры увеличивается и скорость испарения металла:

$$V_{исп} = P_T / \left[\rho \sqrt{\mu / (2\pi R_T T)} \right]. \quad (8)$$

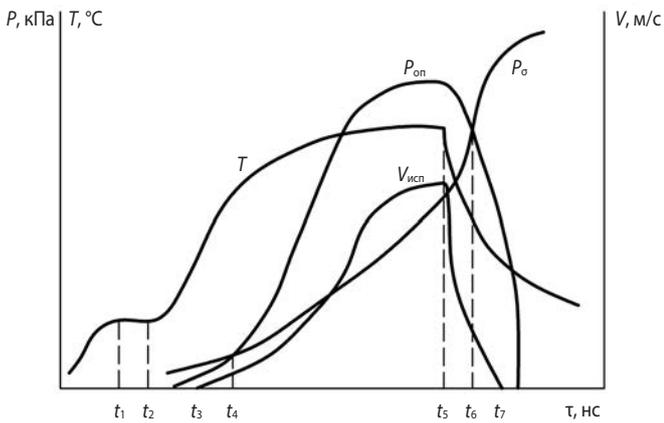
Давление сил поверхностного натяжения расплава вычисляется по формуле (Эккерт Э.Р. и др., 1961):

$$P_{\sigma} = 2\sigma / h_p, \quad (9)$$

где σ – коэффициент поверхностного натяжения расплава; h_p – толщина слоя расплава.

Процесс нагрева и дальнейшего испарения константана при воздействии на его поверхность мощного лазерного излучения можно разделить на три этапа:

- начальный нестационарный нагрев – сплав нагревается неравномерно, из-за присутствия в нём различных металлов, примесей, неоднородностей;



$t_1=16,3$; $t_2=19,7$; $t_3=35,1$; $t_4=39,4$; $t_5=50$; $t_6=256,7$; $t_7=300$ при воздействии лазерного излучения с плотностью мощности 10^{13} Вт/м² на константановую фольгу толщиной 10 мкм.

рисунок 3. Временные зависимости теплофизических параметров разрушения константана в зоне лазерного воздействия

- переходный этап, когда на несвязанных друг с другом участках поверхностного слоя металла появляются очаги расплава и начинается испарение металла. Поглощённая энергия лазерного излучения в основном аккумулируется в приповерхностном слое металла, до момента пока приповерхностный слой не будет полностью расплавлен, при этом скорость разогрева замедляется;

- стационарное испарение, когда приповерхностный слой полностью расплавлен и большая часть тепла, подводимого к фольге лазерным излучением, расходуется на испарение металла.

Далее приводятся временные зависимости основных параметров вышеописанных теплофизических процессов, происходящих при двухфазном нагреве, плавлении и испарении константановой фольги толщиной 10 мкм при воздействии на неё лазерным импульсом наносекундной длительности (рисунок 3).

Из графических зависимостей отчётливо видно, что к моменту времени t_1 поверхность плёнки нагревается до температуры плавления константана. Подводимая энергия аккумулируется в приповерхностном слое, замедляя рост температуры поверхности константановой фольги. К моменту времени t_2 приповерхностный слой оказывается полностью расплавленным и рост температуры возобновляется. При дальнейшем росте температуры фольги T с момента времени t_3 начинается её испарение. Продолжающийся рост температуры плёнки T влечёт за собой увеличение скорости испарения $V_{исп}$ и давления отдачи паров $P_{оп}$, изменяющиеся по формулам (6)–(8). В результате на момент времени t_4 активно растущее давление отдачи паров $P_{оп}$ достигает значения давления сил поверхностного натяжения $P_σ$ и начинается вытеснение расплавленных масс за пределы зоны нагрева. Так как подводимая энергия расходуется не только на плавление,

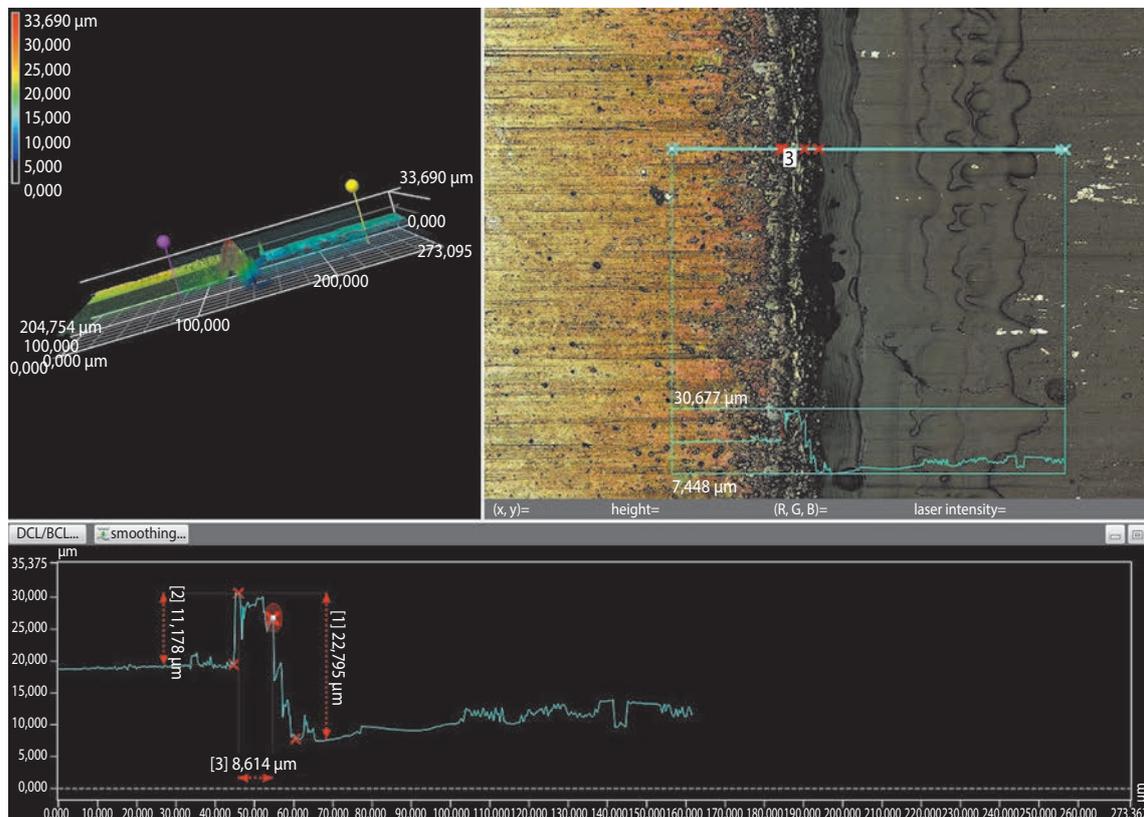


рисунок 4. Обработка константановой фольги Nd:YAG – лазером

но и на испарение металла, толщина слоя расплава h_p уменьшается и как следствие возрастает давление сил поверхностного натяжения P_σ , изменяющееся в соответствии с формулой (9). В момент времени t_5 импульс заканчивается. Температура фольги T начинает снижаться из-за прекращения подвода энергии, а вместе с ней уменьшаются скорость испарения $V_{исп}$ и давление паров отдачи $P_{оп}$. В результате в момент времени t_6 растущее давление сил поверхностного натяжения P_σ догоняет убывающее давление отдачи паров $P_{оп}$ по значению и движение расплава прекращается. В момент времени t_7 процесс испарения завершается.

С целью подтверждения, представленной в статье, укрупнённой модели разрушения константанового сплава под воздействием лазерного излучения (нагрев, плавление, испарение с вытеснением металлического расплава под давлением отдачи паров испаряющегося сплава) авторами статьи проведены эксперименты по обработке константановой фольги толщиной 10 мкм импульсами Nd:YAG – лазера с длиной волны $\lambda=1,064$ мкм. Во время обработки константановой фольги лазерным лучом были использованы мультипроходные режимы с динамически изменяющимися параметрами лазерного излучения, которые приведены ниже: энергия импульса – до 1 мДж; длительность импульса 4–200 нс; частота следования импульсов 1,6–1000 кГц. Результаты эксперимента приведены на рисунке 4.

На представленной фотографии (500-кратное увеличение) отчётливо видно образование на поверхности фольги, по краям зоны облучения, наплыва шириной 8,6 мкм и высотой 11,2 мкм. Это свидетельствует о том, что процесс испарения константана сопровождается движением расплавленных масс сплава, возникающего вследствие давления паров испаряющегося константана на поверхность расплава, и подтверждает вышеописанную модель удаления константана из зоны нагрева.

Следует отметить, что увеличением плотности мощности излучения с одновременным уменьшением длительности импульса, возможно подобрать режимы обработки, при которых будут отсутствовать процессы плавления, испарения и вытеснение металлического расплава, а процесс удаления константана будет происходить преимущественно за счёт процессов абляции (унос металла за счёт микровзрыва, сублимации). Также, возможно можно подобрать параметры лазерного излучения, при которых давление паров отдачи не превысит давление сил поверхностного натяжения и, в таком случае, движение расплава будет отсутствовать, а удаление константана из зоны нагрева будет происходить только за счёт испарения.

заключение

Рассмотренные в статье физические процессы поглощения и преобразования импульсного лазерного излучения константаном, а также представленные эксперименты позволяют в дальнейшем использовать полученные результаты для моделирования физических процессов и расчётов режимов обработки константанового сплава импульсным лазерным излучением.

список литературы

Андреев С.В., Губанова Л.А., Путилин Э.С. Оптические покрытия: учеб. пособие по курсу «Оптические покрытия». СПб: СПбГУИТМО, 2006. 150 с.

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

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

Вятлев П.А., Шеманов А.Г. К вопросу лазерного изготовления нагревателей электрических фольговых для космического аппарата лазерными технологиями // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 86-91.

Делоне Н.Б. Взаимодействие лазерного излучения с веществом. М.: Наука, 1989. 280 с.

Зиновьев В.Е. Теплофизические свойства металлов при высоких температурах: справочное изд-е. М.: Металлургия, 1989. 384 с.

Золотарев В.М., Морозов В.Н., Смирнова Е.В. Оптические постоянные природных и технических сред: справочник. Л.: Химия, 1984. 216 с.

Либенсон М.Н., Яковлев Е.Б., Шандыбина Г.Д. Взаимодействие лазерного излучения с веществом (силовая оптика). Ч. 1. Поглощение лазерного излучения в веществе / Под общ. ред. В.П. Вейко. СПб: СПбГУ ИТМО, 2008. 141 с.

Либенсон М.Н., Яковлев Е.Б., Шандыбина Г.Д. Взаимодействие лазерного излучения с веществом (силовая оптика). Ч. 2. Лазерный нагрев и разрушение материалов / Под общ. ред. В.П. Вейко. СПб: НИУ ИТМО, 2014. 181 с.

Рыкалин Н.Н., Углов А.А., Зуев И.В., Кокора А.Н. Лазерная и электронно-лучевая обработка материалов: справочник. М.: Машиностроение, 1985. 496 с.

Справочник по электротехническим материалам / Под ред. Ю.В. Корицкого, В.В. Пасынкова, Б.М. Тареева. Т. 3. 3-е изд., перераб. Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отделение, 1988. 728 с.

Эккерт Э.Р., Дрейк Р.М. Теория тепло- и массообмена. М.: Госэнергоиздат, 1961. 680 с.

Статья поступила в редакцию 12.08.2024

Статья после доработки 05.09.2024

Статья принята к публикации 09.2024

АКТУАЛЬНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ В ЭПОХУ ВОЗРОЖДЕНИЯ ПРОТИВОСТОЯНИЯ ВЕЛИКИХ ДЕРЖАВ



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

Статья посвящена анализу современных концепций создания и применения КА РСА с индикацией движущихся целей, таких как гибридная космическая система наблюдения и расширенная космическая архитектура наблюдения. Приведены сведения о КА-прототипах, предшествующих запуску первой очереди оперативных КА, созданных по проекту Starshield. Особое внимание уделено новому способу обнаружения и слежения за движущимися целями на базе космической бистатической и мультистатической радиолокационной системы.

Ключевые слова:

*КА РСА с индикацией движущихся целей;
гибридная космическая система наблюдения;
расширенная космическая архитектура
наблюдения;
проект Starshield;
космическая бистатическая радиолокационная
система.*

DOI: 10.26162/LS.2024.63.13.014

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

CURRENT AREAS OF DEVELOPMENT AND DEPLOYMENT OF SPACE-BASED RADAR SURVEILLANCE SYSTEMS IN THE RENAISSANCE OF GREAT POWERS CONFRONTATION



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

The article deals with contemporary concepts of development and deployment of SAR-GMTI satellites such as hybrid space ISR system and proliferated space ISR architecture. Information on prototypes preceding the launch of the first batch of operational satellites, developed by Starshield project, is provided. Special attention is paid to the new method of detection and tracking of moving targets based on space-borne bistatic and multistatic radar system.

Key words:

*SAR-GMTI satellites;
hybrid space ISR system;
proliferated space
ISR architecture;
Starshield project;
space-borne bistatic
radar system.*

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

введение. Формирование концепции гибридной космической системы

С возобновлением противостояния великих держав ядром новой военной доктрины западной коалиции стало применение высокоточного оружия большой дальности всех видов базирования и систем его разведывательно-информационного обеспечения. При этом, как известно, ключевая роль в достижении превосходства над официально объявленными противниками отводится космическим системам наблюдения военного и двойного назначения. В новую эпоху в США на смену плано-периодическому применению ограниченной орбитальной группировки дорогостоящих тяжёлых КА с приоритетом решения задач в интересах военно-политического руководства формируется концепция перспективной гибридной космической системы наблюдения, ресурс которой будет гибко распределяться между стратегическими и тактическими задачами (*NRO taps AI for future hybrid architecture*).

Концепция гибридной космической системы предусматривает вывод больших и малых КА, военных и двойного назначения, на различные орбиты и их применение по единому замыслу. Американское заказывающее управление NRO (далее NRO) продолжает разработку и применение уникальных дорогостоящих КА наблюдения для решения критически важных задач и в рамках формируемой новой концепции. Вместе с тем, значительное внимание стало уделяться использованию упрощённых недорогих КА двойного назначения (*List of NRO launches*).

Для повышения эффективности и доступности к КА в рамках формируемой концепции NRO реализует новые подходы к партнёрству с коммерческим сектором. В частности, управление приобретает на рынке готовые космические платформы, а затем адаптирует их под специальные полезные нагрузки, разрабатываемые по его заказу, в том числе, с иностранным участием. Такой подход позволяет снизить затраты на проведение множества экспериментальных работ в интересах отработки перспективных полезных нагрузок различного назначения, а также сократить сроки внедрения новых технологий и проведения на орбите испытаний новых оперативных концепций на базе их применения. Прежде всего, такой подход применялся при экспериментальной отработке прототипов КА с радиолокатором с синтезированной апертурой (КА PCA) с режимом индикации движущихся целей (КА PCA с GMTI).

В рамках новой концепции NRO ставит перед собой задачу в период до 2035 года увеличить состав орбитальной группировки в четыре раза и на порядок увеличить её производительность (*NRO to quadruple*

satellites on orbit over next decade). Нарращивание орбитальной группировки будет осуществляться, прежде всего, за счёт запуска КА PCA нового поколения, предназначенных для слежения за подвижными объектами.

Запуск как традиционных больших КА, так и различных КА наблюдения с улучшенными массогабаритными характеристиками, будет осуществляться на различные орбиты как в плановом порядке, так и оперативно «по требованию» в зависимости от складывающейся обстановки, географического расположения кризисных районов и районов особого внимания, а также для восстановления её возможностей в случае нарушения её функционирования потенциальными противниками. Ставится также задача наращивания периодичности наблюдения районов особого внимания и повышения достоверности добываемых данных в условиях применения мероприятий по маскировке и введению в заблуждение.

Наибольшее внимание уделяется применению гибридной космической системы наблюдения для информационного обеспечения высокоточного оружия большой дальности и тактических потребителей на ТВД как автономно, так и с использованием транспортного слоя расширенной космической архитектуры (системы) для обеспечения боевых действий PWSA (*Proliferated Warfighter Space Architecture*), создаваемой агентством SDA из состава космических сил (*Proliferated Warfighter Space Architecture*). Транспортный слой PWSA – это низкоорбитальная группировка КА-ретрансляторов, предназначенная для доведения информации от КА наблюдения до потребителей на поле боя в реальном времени с использованием межспутниковой лазерной ретрансляции и последующей передачи информации на наземные мобильные многофункциональные комплексы TITAN, а также на мобильные терминалы межвидовой системы распределения тактической информации JTIDS/MIDS (Link-16).

Для интеграции гибридной космической системы наблюдения в систему PWSA планируется оснащение КА наблюдения нового поколения, как военных, так и двойного назначения, бортовыми терминалами межспутниковой лазерной связи. В этих целях NRO провело эксперименты на базе дооснащённого лазерным терминалом и доработанного под соответствующие требования КА PCA компании ICEYE, получившего название Harbinger, а компания Capella Space уже приступила к оснащению своих КА PCA двойного назначения Acadia терминалами лазерной связи, что обеспечивает их интеграцию в состав системы PWSA.

1. Концепция расширенной космической архитектуры наблюдения. Проект Starshield

В последнее время NRO взяло курс на создание собственной расширенной космической архитектуры (системы) – Proliferated Space Architecture (*Space symposium news: NRO begins shift to Proliferated Space Architecture*), представляющей собой многочисленную орбитальную группировку КА, оснащённых аппаратурой оптико-электронного, радиолокационного и радиоэлектронного наблюдения, а также аппаратурой ретрансляции данных в оптическом диапазоне. Такая архитектура создаётся компанией SpaceX в партнёрстве с корпорацией Northrop Grumman в рамках проекта Starshield: по имеющейся информации проект выполняется по контракту с NRO (*If SpaceX's secret constellation is what we think it is, it's game changing*).

По проекту Starshield формируется орбитальная группировка КА военного назначения, предназначенная для оптико-электронной и радиолокационной съёмки земной поверхности, а также для ретрансляции добываемых данных потребителям. При этом КА-ретрансляторы по проекту Starshield будут совместимы с аппаратурой ретрансляции, используемой в составе коммерческой системы Starlink и транспортного слоя системы PWSA. В составе орбитальной группировки предполагается использование «роёв» КА, представляющих собой баллистически связанные группы, как правило, применяемые для радиолокационного и радиоэлектронного наблюдения. Такие «рои», например, используются в системах радиоэлектронного наблюдения (РЭН) компаний Hawk Eye 360 и в экспериментальной бистатической системе радиолокационного наблюдения компаний Umbra и Capella Space. В рамках проекта планируется использование доработанной под новые требования космической платформы Starlink Block V1.5 и V2.0. Однако космические платформы по проекту Starshield будут заметно тяжелее и будут иметь в два раза большие по площади солнечные батареи.

Расширенная космическая архитектура должна обеспечить повышенную живучесть как космического, так и наземного сегментов, а также высокопериодическое и даже непрерывное «бесшовное» площадное покрытие приоритетных районов с высоким разрешением, не уступающим возможностям действующих авиационных пилотируемых и беспилотных комплексов, включая и многочисленные «рои» дронов, применяемых в настоящее время для достижения тактического превосходства. Наличие в составе расширенной орбитальной группировки КА-ретрансляторов с функциями межспутниковой ретрансляции целевой и иной информации обеспечит её доставку потребителям в масштабе времени,

близком к реальному. В случае достижения прогнозируемых тактико-технических характеристик расширенная космическая архитектура может стать реальной и превосходящей альтернативой пилотируемым и беспилотным авиационным комплексам наблюдения и даже тактическим дронам, применение которых в условиях дальнейшего наращивания возможностей систем ПВО потенциальными противниками может стать чрезвычайно рискованным и малоэффективным.

В обеспечение создания своей расширенной орбитальной группировки, а также орбитальной группировки КА РСА нового поколения управление NRO на протяжении нескольких последних лет проводит запуски КА-прототипов для отработки перспективных способов применения КА наблюдения и ключевых технологий для их реализации. В этих целях осуществлены следующие миссии (*List of NRO launches*):

- запуск 13.07.2020 «четвёрки» КА USA 305–308, NROL-129, на орбиту высотой 570×580 км с наклоном 53–54 градуса;
- запуск 19.12.2020 «двойки» КА USA 312–313, NROL-108, на орбиту высотой 570×600 км с наклоном 53–55 градуса;
- запуск 15.06.2021 «тройки» КА USA 316–318, NROL-111, на орбиту высотой 520×530 км с наклоном 53 градуса.

В обеспечение проекта Starshield компания SpaceX также проводит запуски военных КА-прототипов в составе групповых коммерческих миссий. К числу таких миссий относят (*Musk's space forges tighter links with US spy and military agencies*):

- запуск 13.01.2022 «четвёрки» КА USA 320–323 на орбиту высотой 520×530 км с наклоном 53 градуса;
- запуск 19.06.2022 «четвёрки» КА USA 328–331 на орбиту высотой 535 км с наклоном 52 градуса;
- запуск 19.03.2024 «двойки» КА USA 350–351 на орбиту высотой 525 км с наклоном 53 градуса.

Данные наблюдателей-любителей о расположении КА-прототипов на орбите позволяют выдвинуть ряд альтернативных гипотез относительно их возможного целевого предназначения. Так, КА USA 305–308, NROL-129, расположены в одной плоскости и следуют друг за другом, как показано на рисунке 1.

Такая конфигурация КА-прототипов на орбите допускает следующие варианты интерпретации их целевого предназначения:

- мультистатическая радиолокационная съёмка, в том числе, в режиме GMTI;
- мультистатическая гибридная радиолокационная и оптико-электронная (включая ИК-диапазон)

съёмка, в том числе, с обеспечением слежения за движущимися объектами;

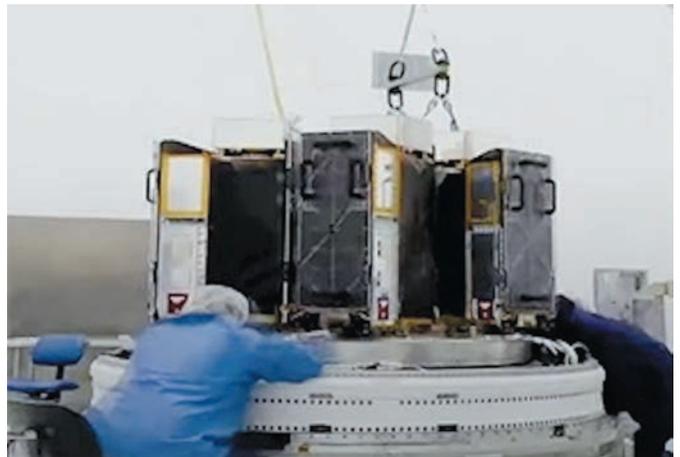
- бистатическая радиолокационная съёмка (в том числе, в режиме GMTI) двумя «двойками» КА с обработкой «передачи» обнаруживаемых движущихся объектов от одной «двойки» КА к другой по каналу оптической связи;
- одновременная интерферометрическая радиолокационная съёмка разновысотными КА для формирования опорных 3D-моделей объектов для систем автоматического распознавания;
- определение направления на источники радиоизлучения, представляющие оперативный интерес.

Последняя версия, предполагающая развёртывание на орбите системы из двух КА РЭН и двух КА РСА, осуществляющих бистатическую съёмку, как представляется, наиболее близка к реальному предназначению.

Внешний вид КА-прототипов, приведённый на рисунке 2, не даёт однозначного представления об их реальном предназначении. Возможно, это усечённые варианты штатных КА, используемые для обработки частных задач и отдельных технических решений, для определения конкретных вариантов их реализации в штатном образце для оперативного использования. Как представляется, могут обрабатываться такие критические составные части как антенные системы с различными апертурами, системы энергоснабжения, включая ядерные термоэлектрические генераторы, системы охлаждения и терморегулирования, системы засекречивания информации, оптические

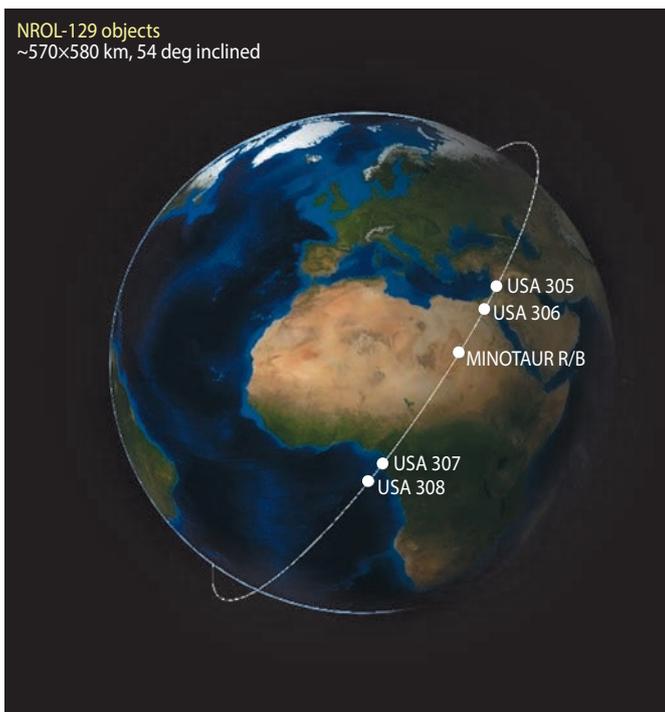


а



б

рисунк 2. КА USA 305–308, NROL-129 (а); КА USA 316–318, NROL-111 (б)



рисунк 1. Положение КА USA 305–308, NROL-129, на орбите. Между ними отработавший разгонный блок

системы ретрансляции информации, системы обеспечения когерентности применения радиолокаторов в бистатическом и мультистатическом режимах.

Следует отметить, что SpaceX ведёт интенсивную разработку различных фазированных антенных решёток для своих КА, а их партнёр Northrop Grumman имеет многолетний опыт и научно-технические заделы в области разработки АФАР для РСА. Поэтому весьма вероятно применение в составе КА-прототипов опытных образцов РСА и аппаратуры РЭН с плоскими АФАР.

Руководство NRO неоднократно на различных форумах выражало удовлетворение результатами запуска КА-прототипов и заявляло о готовности к запуску уже в ближайшее время опытного образца для оперативного использования на базе тех составных частей, что получили лётную квалификацию в составе КА-прототипов. Особо высокую оценку получили результаты миссии USA 305–308, NROL-129, в ходе которой были продемонстрированы некие «революционные возможности» (*US National Reconnaissance Office launch revolutionary satellite mission*). В итоге уже в 2024 году планируется развёртывание первой

очереди перспективной расширенной орбитальной группировки и начало её оперативного использования (*SpaceX launches next-generation US spy satellites and sticks the landing*).

Первый запуск в этих целях – миссия NROL-146 – состоялся 22 мая 2024 года. Это один из шести запланированных на 2024 год таких целевых запусков. В 2025 году следует ожидать «множество» таких запусков. Однако какая-либо информация о целевом предназначении полезной нагрузки для этой первоначальной и последующих миссий в настоящее время отсутствует.

Известен девиз этой миссии – «Сила в (увеличении) численности» (*Strength in Number*), который, по оценке, отражает новую стратегию NRO, направленную на формирование расширенной космической архитектуры наблюдения на базе многочисленной орбитальной группировки МКА наблюдения. Предполагается, что целью миссии NROL-146 является групповой запуск первой очереди КА PCA, созданных компаниями SpaceX и Northrop Grumman.

По имеющейся информации, в рамках миссии NROL-146 осуществлён запуск 21 КА USA-354... USA-374 на орбиту высотой 310×314 км с наклоном 70 градусов. Поэтому миссия получила уточнённое обозначение NROL-146: Starshield (x21) [USA-354] [USA-355...USA-374].

Эта информация подтверждается и наблюдателями-любителями, наблюдавшими «караван»

из 21 блестящего объекта общей «длительностью» пять минут (*US launch schedule*). Последующие пять групповых запусков 2024 года также будут включать 21 КА Starshield.

Запуски 2024 года рассматриваются как «первая фаза» формирования расширенной орбитальной группировки для слежения за оперативной обстановкой и выдачи данных для целеуказания заинтересованным потребителям. Дальнейшее наращивание этой орбитальной группировки будет осуществляться в период до 2028 года.

В течение ближайшего десятилетия NRO запланировало общее наращивание своей орбитальной группировки за счёт запуска традиционных больших и малых КА с различными полезными нагрузками на множество орбит с различными параметрами для реализации провозглашённой концепции гибридной космической системы наблюдения с учётом формирования расширенной орбитальной группировки КА наблюдения и орбитальной группировки КА PCA для слежения за движущимися целями. При этом также будут использоваться КА наблюдения двойного назначения по контрактам с коммерческими операторами.

Так, планами запусков 2024 года предусматривается запуск трёх КА PCA Acadia и двух-четырёх КА PCA Umbra, а также шести КА ОЭН WorldView Legion и шести КА для гиперспектральной съёмки Hypersat (*US launch schedule*).

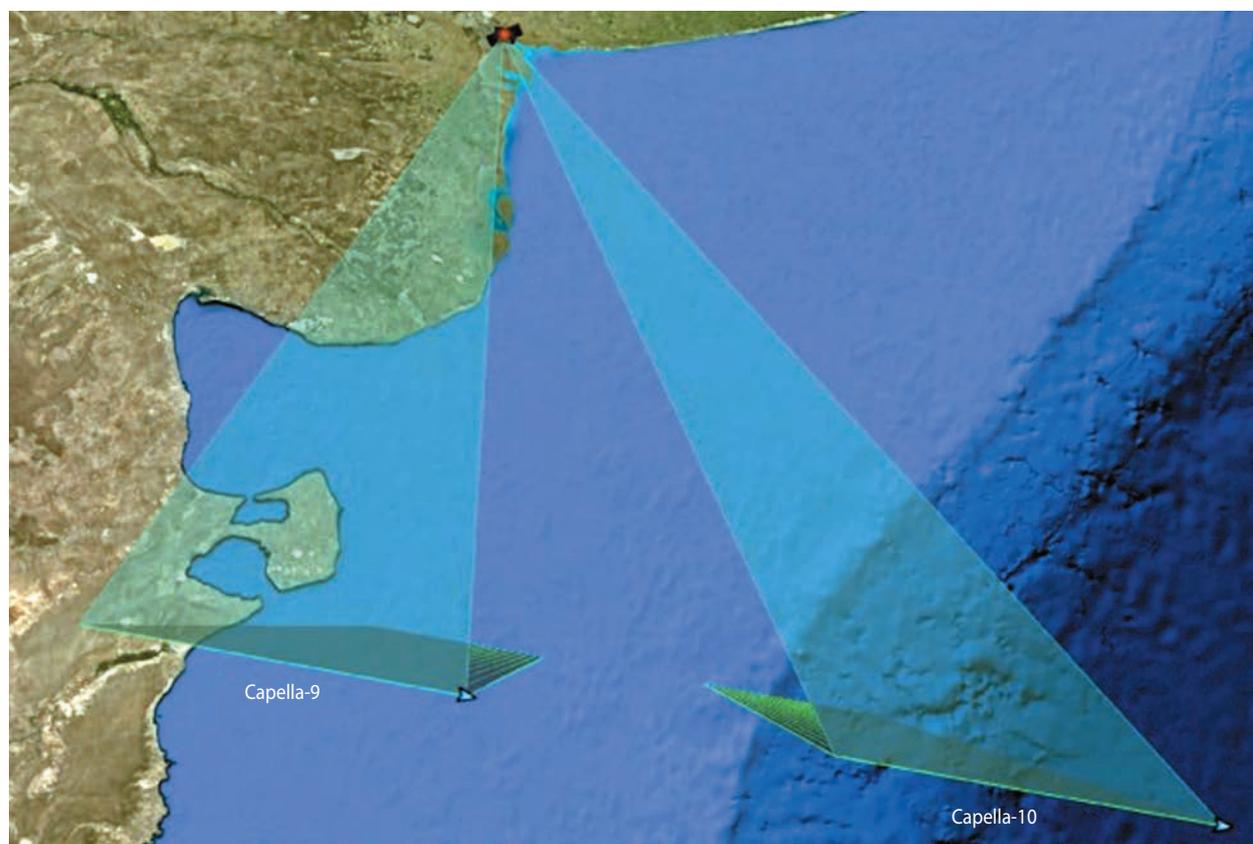


рисунок 3. Бистатическая съёмка с использованием КА PCA Capella-9, -10

2. Экспериментальные работы по применению КА РСА для слежения за подвижными объектами. Программы DRIFT и MAT

Деятельность NRO по созданию расширенной космической архитектуры по проекту Starshield, начало которой положено запуском 22.05.2024 первых КА в ходе выполнения миссии NROL-146, может внести значительные коррективы в развитие и применение гибридной космической системы наблюдения.

Рассмотренная выше отработка КА – прототипов USA 305–308, NROL-129 в конфигурации, приведённой на рисунке 1, как представляется, свидетельствует и о том, что NRO взяло «на вооружение» результаты, полученные компаниями Umbra и Capella Space при экспериментальной отработке бистатических способов применения КА РСА для реализации режима GMTI, а также для совмещения возможностей КА РСА и РЭН для слежения за подвижными целями.

В 2023 году компания Capella Space осуществила выведение КА РСА Capella-9, -10 и в инициативном порядке провела эксперимент по бистатической радиолокационной съёмке так, как показано на рисунке 3 (*Capella Space R&D team demonstrates bistatic collection*). При таком способе съёмки применяется тандем разнесённых в пространстве КА РСА, один из которых функционирует в обычном режиме, а другой – только на приём отражённых сигналов. Информация на приёмном КА обрабатывается совместно с метаданными, получаемыми на передающем КА, и формируется бистатическое радиолокационное изображение.

Бистатическая радиолокационная съёмка используется для повышения качества изображения объектов, защиты от организованных помех, а также для реализации режима GMTI и интерферометрической съёмки. Улучшение качества изображения достигается за счёт съёмки под разными углами и получения более полной информации о форме объекта, что сопровождается повышением достоверности их идентификации и классификации, в том числе удаётся выявлять объекты, созданные с использованием стелс-технологии. Важнейший результат бистатической и мультистатической съёмки состоит в возможности формирования объёмных моделей подвижных объектов военного назначения для применения в качестве опорной эталонной информации в автоматических системах распознавания целей.

В ходе эксперимента КА РСА были разнесены на 275 км так, что бистатический угол съёмки составлял 30 градусов. КА Capella-9 применялся в режиме Spotlight, а КА Capella-10 в режиме приёма. Съёмка производилась путём наведения лучей диаграммы направленности антенн (ДНА) на один и тот же участок земной поверхности и удержании их в этом направлении в течение 20 секунд. При этом за счёт использования режима некогерентного накопления обеспечивалось разрешение $0,5 \times 0,5$ м на моностатическом изображении на КА Capella-9. На снимках (рисунок 4) видны различия между моностатическим и бистатическим изображениями, которые можно оценить визуально.

В 2022 году DARPA инициировало ряд программ, направленных на адаптацию КА РСА двойного назначения для решения военных задач. Одна из этих



рисунок 4. Сравнение результатов радиолокационной съёмки в моностатическом и бистатическом режимах

программ – DRIFT (Distributed Radar Image Formation Technology) – предназначена для обработки бистатической и мультистатической радиолокационной съёмки с использованием КА PCA компании Umbra (*DARPA makes award under DRIFT program for space-based radar collection, algorithm development*). Для разработки методов обработки сигналов привлекаются специалисты корпорации Northrop Grumman, которая является соисполнителем проекта Starshield в части создания КА PCA с режимом GMTI. Техническое задание на программу DRIFT содержит следующие положения (*Program solicitation overview information*):

- бистатическая орбитальная группировка должна состоять из баллистически связанной группы КА PCA с межспутниковым расстоянием вдоль трассы полёта, изменяемым в пределах до 10 км; при этом высокоточное поддержание этого расстояния не требуется;
- межспутниковое расстояние поперёк трассы может также изменяться; при этом экспериментальные работы требуется проводить при различных расстояниях поперёк трассы; в ходе экспериментов требуется получение оценки точности контроля этого расстояния с использованием существующих или незначительно модернизированных КА;
- требуется также оценить достижимую точность получения эфемеридной информации, поставляемой совместно с радиолокационной информацией;
- требуется оценка абсолютной и относительной точности бортовой шкалы времени и других параметров, влияющих на определение координат КА и точность синхронизации бортовых шкал времени; при этом знание относительного положения КА в баллистически связанной группе важнее достижения специфического межспутникового расстояния.

В начале 2024 года проведены эксперименты по бистатической съёмке с использованием тандема КА PCA Umbra-7 и Umbra-8, запущенных в ноябре 2023 года на орбиту высотой 560 км с наклоном 97,4 градусов (*Bistatic radar opens new path to space-based target tracking*). КА PCA Umbra в режиме моностатической съёмки в X-диапазоне обладают разрешением 0,25 м и высоким качеством изображения за счёт использования зондирующих сигналов с шириной спектра 1200 МГц и пиковой мощности излучения 550 Вт при использовании антенной системы с высоким КНД. Бистатическая съёмка проводилась путём наведения ДНА КА PCA Umbra-7 и Umbra-8 на один и тот же участок земной поверхности и удержания их в этом направлении в течение 25 секунд.

Бистатический режим обеспечивал реализацию режима индикации подвижных объектов GMTI и режима интерферометрической съёмки, а также получение информации о высоте объектов, необходимой

для формирования опорных объёмных изображений для систем автоматического распознавания целей. Отметим, что по имеющейся в (*Bistatic radar opens new path to space-based target tracking*), но не подтверждённой информации КА PCA Umbra-7 и Umbra-8 оснащены 102-метровыми антеннами, что может свидетельствовать об использовании заделов, полученных по программе ISAT, участие в которой принимала корпорация Northrop Grumman. Отметим также, что бортовая аппаратура на этих КА обладает возможностью сканирования рабочего диапазона частот в пассивном режиме и может применяться и для ведения РЭН (*DARPA selects Umbra for their DRIFT program*).

В дополнение к программе DRIFT управление DARPA учредило программу MAT (*Massive Cross-correlation Technology*). Цель такой программы – разработка маломассогабаритных бортовых корреляторов с высоким быстродействием, большим динамическим диапазоном, широкой полосой частот и низким энергопотреблением для обеспечения обработки сигналов на борту КА в реальном времени при реализации бистатической (мультистатической) радиолокационной съёмки и при реализации разностно-дальномерного метода определения координат источников радиоизлучения в режиме пассивного сканирования. Разрабатываемые корреляторы будут иметь производительность 100 Тера-операций в секунду/Вт при динамическом диапазоне 120 дБ, в том числе, за счёт аппаратурных решений – 72 дБ и за счёт технологии обработки сигналов – 48 дБ. При этом их энергопотребление не превышает 10 Вт. Это достигается путём исключения операций умножения при вычислении взаимокорреляционной функции сигналов, а также путём замены цифровых блоков на диоды и конденсаторы при использовании всего десяти транзисторов.

Компания Umbra планирует развёртывание орбитальной группировки в составе 32 КА PCA. Положительные результаты экспериментов по бистатической съёмке по программе DRIFT будут использованы как при последующих запусках этих КА и в военных КА PCA военного назначения. В настоящее время компания Umbra прорабатывает возможность проведения подобных экспериментов по мультистатической радиолокационной съёмке.

Можно предположить, что до развёртывания расширенной космической системы наблюдения орбитальной группировки компании Umbra с возможностью бистатической и мультистатической съёмки и с одновременной возможностью ведения РЭН будет применяться для обнаружения подвижных объектов с выдачей этих данных в контур целеуказания оружия в рамках реализации концепции ABMS/Long-Range Kill Chain. Подобные подходы к применению

МКА РСА нового поколения предположительно обрабатывается, как отмечалось выше (см. рисунок 1), и с использованием КА-прототипов по заказу NRO. При этом в составе гибридной космической системы наблюдения КА РСА двойного назначения компаний Umbra и Capella Space будут обеспечивать всепогодное круглосуточное наблюдение северных районов, прежде всего, арктической зоны, и тем самым дополнят возможности военных КА РСА нового поколения, для которых планируется использование орбит с наклоном около 53 градусов, оптимальных для наблюдения индо-тихоокеанского, европейского и ближневосточного регионов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

После завершения программы FIA-R и развёртывания орбитальной группировки КА РСА TOPAZ предпринимались настойчивые попытки создания космической системы радиолокационного наблюдения для слежения за подвижными объектами в качестве космического эквивалента авиационного комплекса JSTARS. Однако в период «стратегического затишья» реализация такой системы не были реализованы вследствие недопустимо высокой стоимости и отсутствия убедительного обоснования.

Бурный прогресс в области создания КА РСА в коммерческом секторе привёл к формированию новой государственной политики по их двойному применению в рамках концепции гибридной космической системы наблюдения. Применение КА РСА компаний Capella Space, Umbra и IceYE обеспечило наращивание возможностей военной орбитальной группировки по периодичности и площадной съёмке. Высокий темп изготовления сравнительно недорогих модульных космических платформ в коммерческом секторе, в частности, в компании SpaceX, и возможность быстрой интеграции в них специальных полезных нагрузок привели к созданию на их базе специальных КА наблюдения нового поколения.

Результатом стало учреждение проекта Starshield, реализующего концепцию расширенной космической системы наблюдения, в рамках которой планируется запуск до 50 КА РСА и РЭН для слежения за подвижными объектами, а также КА-ретрансляторов для доведения их данных как до ВПР, так и до войск и систем оружия вплоть до тактического звена.

В ходе миссии NROL-146 22 мая 2024 года осуществлён первый групповой запуск КА по проекту Starshield. На 2024 год запланированы ещё пять таких групповых запусков. Совместное применение КА РСА TOPAZ, КА РСА компаний Capella Space, Umbra и IceYE и КА РСА с индикацией движущихся целей Starshield по единому замыслу с КА ОЭН и РЭН в рамках концепции гибридной космической

системы наблюдения обеспечит необходимые и достаточные условия для функционирования системы информационного обеспечения высокоточного оружия большой и средней дальности, а также тактических и стратегических группировок войск на ТВД в масштабе времени, близком к реальному.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Bistatic radar opens new path to space-based target tracking // URL: aviationweek.com (дата обращения: 04.06.2024).

Capella Space R&D team demonstrates bistatic collection // URL: capellaspace.com (дата обращения: 04.06.2024).

DARPA makes award under DRIFT program for space-based radar collection, algorithm development // URL: www.defensedaily.com (дата обращения: 04.06.2024).

DARPA selects Umbra for their DRIFT program // URL: umbra.space (дата обращения: 04.06.2024).

If SpaceX's secret constellation is what we think it is, it's game changing // URL: cc.bing.com (дата обращения: 04.06.2024).

List of NRO launches – Wikipedia // URL: en.wikipedia.org (дата обращения: 04.06.2024).

Massive Cross Correlation (MAT) proposes // URL: http://fbodaily.com (дата обращения: 04.06.2024).

Musk's space forges tighter links with US spy and military agencies // URL: www.wsj.com (дата обращения: 04.06.2024).

NRO taps AI for future hybrid architecture // URL: https://www.realcleardefense.com (дата обращения: 04.06.2024).

NRO to quadruple satellites on orbit over next decade // URL: nationaldefensemagazine.org (дата обращения: 04.06.2024).

Program solicitation overview information // URL: https://implive.s3.amazonaws.com> DARPA PS-22-03 (дата обращения: 04.06.2024).

Proliferated Warfighter Space Architecture // URL: defensescoop.com (дата обращения: 04.06.2024).

Space symposium news: NRO begins shift to Proliferated Space Architecture // URL: nationaldefensemagazine.org (дата обращения: 04.06.2024).

SpaceX launches next-generation US spy satellites and sticks the landing // URL: www.space.com (дата обращения: 04.06.2024).

US launch schedule // URL: forum.nasaspace.com (дата обращения: 04.06.2024).

US National Reconnaissance Office launch revolutionary satellite mission // URL: debrief.com (дата обращения: 04.06.2024).

Статья поступила в редакцию 03.07.2024

Статья после доработки 05.07.2024

Статья принята к публикации 08.07.2024

К ВЫБОРУ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА НА ОСНОВЕ ТРИГИДРАТА НИТРАТА ЛИТИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПРОГРАММНЫХ ПАКЕТОВ СИМУЛЯЦИИ ФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ



Т.А. Шеленкова¹,
аспирант,
SenshinaTA@laspace.ru;
T.A. Shelenkova

Одним из оптимальных подходов к выбору проектных параметров теплового аккумулятора может быть применение программ симуляции физических процессов с использованием трёхмерной модели. Однако применяемые сегодня программные продукты теплового моделирования, такие как Star-CCM+, FLOEFD или ЛОГОС, либо не реализуют расчёт фазового перехода, либо требуют слишком больших аппаратных ресурсов при расчёте сложных многоэлементных конструкций. В статье приведены вопросы использования программ для моделирования тепловых аккумуляторов и способы их решения. Представлен анализ результатов расчётов в программах, даны рекомендации по условиям использования программ для решения подобных задач.

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

TO THE SELECTION OF DESIGN PARAMETERS OF A HEAT STORAGE BASED ON LITHIUM NITRATE TRIHYDRATE USING SOFTWARE PACKAGES FOR SIMULATING PHYSICAL PROCESSES



Ю.В. Панин¹,
кандидат
технических наук,
PaninIUV@laspace.ru;
Yu.V. Panin

One of the optimal approaches to choosing the design parameters of heat storage may be the use of programs for simulating physical processes using a three-dimensional model. However, thermal modeling software products used today either do not implement phase change calculations or require too large hardware resources when calculating complex multicellular structures. The article presents problematic issues of using programs for modeling heat storage and ways to solve them. An analysis of the calculation results in some programs is presented, and recommendations are given on the conditions for using programs to solve such problems.

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

Ключевые слова:
теплоаккумулирующий материал;
фазовый переход;
тепловой расчёт;
тепловой аккумулятор;
тепловая модель;
граница раздела фаз.

Key words:
heat storage material;
phase change;
thermal calculation;
heat storage;
thermal model;
phase boundary.

DOI: 10.26162/LS.2024.27.53.015

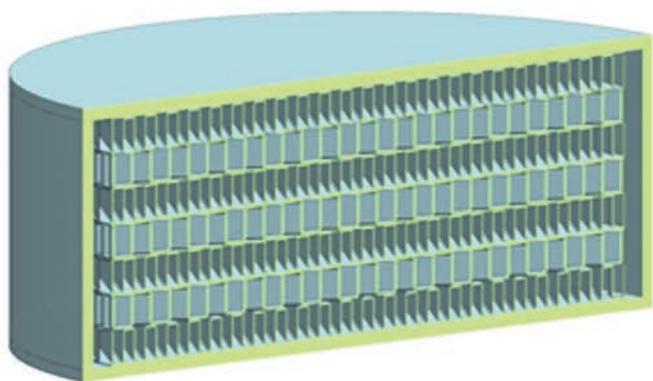
ВВЕДЕНИЕ

Эффективность работы теплового аккумулятора (ТА) сопряжена с выбором проектных параметров, таких как теплофизические параметры теплоаккумулирующего материала (ТАМ), конфигурация расположенных внутри корпуса структур, формы и толщины корпуса, места подвода и отвода тепла. Решение задачи выбора проектных параметров и оценки их эффективности требует детального теплового расчёта ТА и моделирования его работы. В общем виде расчёт ТА сводится к определению времени его работы и распределению температурных полей в зонах подвода тепла, и объёме ТА на основе решения задачи Стефана, описывающей изменение фазового состояния вещества с подвижной границей раздела фаз. Под границей раздела фаз подразумевают область между разными состояниями вещества, например «жидкость – твёрдое тело», в которой происходит скачок энергии за счёт внутренних преобразований.

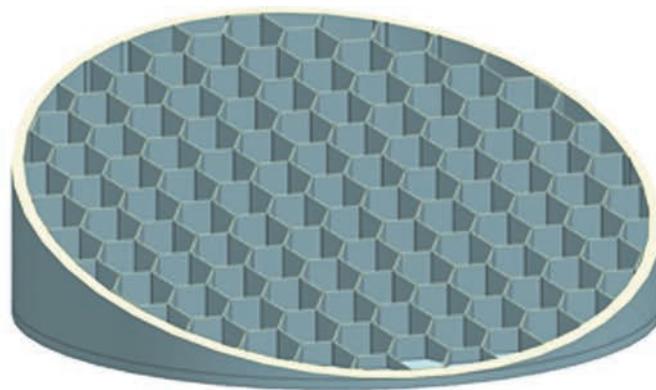
Выбор проектных параметров ТА, расчёт определения эффективности конструкции является сложной комплексной задачей. В настоящее время существуют только приближенные численные методы расчёта ТА определённых конфигураций в двумерной

постановке задачи. Задача моделирования ТА решается только приближенными методами. В монографии (Алексеев В.А., 2016), а также диссертациях (Куколев М.И., 1996; Габитов И.А., 2017) и публикациях (Исмаилов Т.А. и др., 2015; Васильев Е.Н. и др., 2017) математические модели описаны в виде систем дифференциальных уравнений в двумерной постановке. Применение этих моделей для полноценных расчётов ТА с учётом сложных конструкций, неравномерных тепловых нагрузок и непостоянства свойств ТАМ затруднительно. В руководящем документе (РД 92-0189-88) представлен автоматизированный расчёт оребрённого ТА с программным кодом. Данная программа предназначена для расчёта определённой конструкции ТА, т.е. не адаптируется к изменению конфигурации ТА.

Тем не менее решение этих задач с использованием трёхмерной модели может быть успешно реализовано. Современные программы для симуляции физических процессов теплового моделирования позволяют решать достаточно широкий круг задач, в том числе определять температуры в каждой точке объёма плавящегося материала, а также распределение фаз и их границы раздела в объёме замкнутой области.



а



б

а – модель ТА с набором слоёв – гофр;
б – модель ТА с сотовым наполнителем.

рисунок 1. Примеры моделей ТА со сложными внутренними структурами

Среди рассматриваемых систем машинного проектирования можно выделить программу Star-CCM+, имеющую широкую базу моделей и нагрузений для выполнения расчётов с учётом фазового перехода. Второй программный комплекс, заслуживающий внимания – ЛОГОС. Несмотря на большой объём заложенных в программу физических моделей, их применение для конкретной инженерной задачи по расчёту проектных параметров ТА является задачей нетривиальной, так как расчёт каждого устройства имеет ряд особенностей в части использования выbranного программного продукта.

1. Постановка задачи

Корректно проведённый расчёт ТА с учётом всех требований к конструкции позволяет получить данные о распределении показателей, необходимых для анализа ТА на этапе проектирования системы терморегулирования космического аппарата (КА), что позволяет оптимизировать построение всей системы терморегулирования КА за счёт получения новых недостающих знаний до начала экспериментальной отработки ТА.

Проведение расчёта ТА в современных программах требует от инженера высокой квалификации, понимания интерфейса и алгоритмов программы в сочетании с широкими конструкторскими знаниями (Кошляков В.В., 2022), т.к. в процессе расчёта возникает множество вопросов выбора и задания геометрии, сетки и граничных условий.

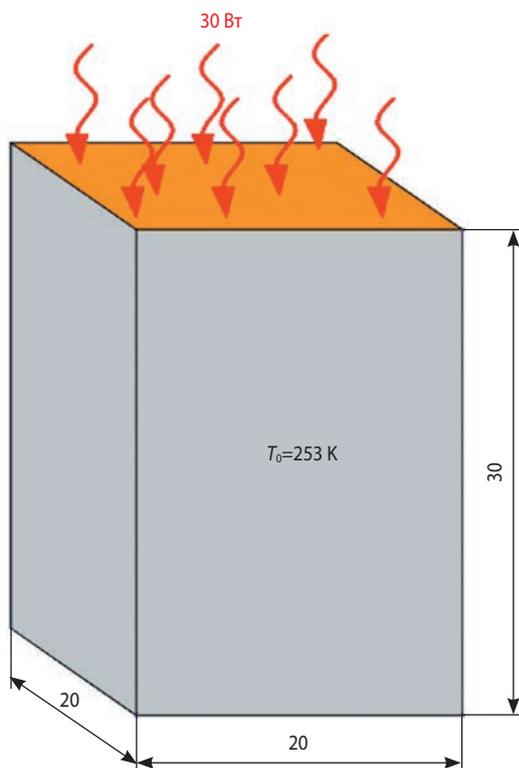


рисунок 2. Расчётная схема ТА

К тому же внутренние конструкции ТА, применяемые в космической технике, могут иметь достаточно сложные многоэлементные конфигурации, необходимые для равномерного распределения ТАМ в условиях невесомости, например, многослойные пакеты из гофр или соты, которые приведены на рисунке 1, а также пространственные нелинейные структуры, получаемые с помощью современных аддитивных технологий (Сеньшина Т.А. и др., 2023). Для получения корректного результата необходимо учитывать, что расчёт каждой конструкции не является типовым и не может быть проведён только за счёт заложенных в программу стандартных алгоритмов.

Кроме того, в практической постановке задачи актуальным является определение возможности использования программ, позволяющих учесть фазовый переход, типа Star-CCM+ для расчёта ТА со сложными внутренними структурами не только в части получаемых проектных параметров и достоверности результатов, но и в части скорости вычисления и аппаратной производительности оборудования, применяемого на предприятиях отрасли для решения инженерных задач.

В связи с этим в работе была поставлена задача определения возможности применения CAE программ для решения задач с фазовым переходом плавление/затвердевание для моделирования ТА на примере расчёта нагрева объёма вещества тригидрата нитрата лития с определением необходимых параметров в программе Star-CCM+, а также адаптация к решению задачи фазового перехода программы FLOEFD, подтверждение корректности расчётов на основе математического эксперимента.

Для анализа в работе была выбрана конструкция ТА, представляющая собой параллелепипед с размерами $30 \times 20 \times 20$ мм, состоящий из рабочего тела – тригидрата нитрата лития ($\text{LiNO}_3 \cdot 3\text{H}_2\text{O}$), где к одной стенке осуществляется подвод тепла мощностью 30 Вт, а остальные стенки адиабатические. В расчёте задаётся начальная температура 253 К, соответствующая минимальной допустимой температуре посадочной поверхности приборов на космических аппаратах. Завершение расчёта происходит при завершении процесса плавления рассматриваемого объёма рабочего тела. Расчётная схема ТА показана на рисунке 2.

2. Проблемные вопросы моделирования ТА в Star-CCM+

Программное обеспечение Simcenter Star-CCM+ представляет собой систему автоматизированного проектирования для решения междисциплинарных задач как в механике жидкости, так и твёрдых сред в рамках единого интегрированного пользовательского интерфейса.

К ВЫБОРУ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА НА ОСНОВЕ ТРИГИДРАТА НИТРАТА ЛИТИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПРОГРАММНЫХ ПАКЕТОВ СИМУЛЯЦИИ ФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

В решаемой задаче вещество пребывает в двух состояниях: твёрдое, жидкое. При переходе из одного агрегатного состояния в другое в веществе выделяется скрытая теплота фазового перехода. При решении задачи вводится допущение: плотность рабочего тела постоянная и равна средней плотности жидкой и твёрдой фаз: 1450 кг/м^3 .

Свойства тригидрата нитрата лития, заданные для расчёта:

- температура плавления – затвердевания 30°C ;
- теплопроводность в жидком состоянии $0,43 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$;
- теплопроводность в твёрдом состоянии $0,64 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$;
- теплоёмкость $1400 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$;
- плотность 1450 кг/м^3 ;
- скрытая теплота плавления 297200 Дж/кг .

Для решения задачи в Star-CCM+ использовались следующие параметры, вводимые в модель: равномерная сетка с многогранными ячейками размером $0,5 \text{ мм}$, с шагом по времени 1 с .

В результате расчёта получены изображения с изменением положения границы раздела фаз в зависимости от времени (таблица 1) и распределение температур по времени (таблица 2). На изображениях с положением границы раздела фаз красной зоне соответствует твёрдая фаза, синей – жидкая. На момент времени 1000 с все вещество расплавлено и находится в жидком состоянии.

Необходимо отметить, что загрузка в программу Star-CCM+ полноразмерной модели ТА с внутренней структурой, заполненной ТАМ, а также элементами крепления оборудования на нём представляет техническую сложность, а иногда и невозможность проведения теплового расчёта. Конструкции ТА, как на рисунке 1, имеющие тонкие многоэлементные структуры, при расчёте разбиваются примерно на 24 миллиона конечных элементов. Программа Star-CCM+ затруднительно работает с большим объёмом тонкостенных элементов, что приводит к использованию всей оперативной памяти персонального компьютера и невозможности дальнейшего расчёта. Решение данной проблемы возможно путём увеличения вычислительных мощностей, например за счёт применения вычислительного кластера, что позволяет решить данную задачу за несколько дней, тем не менее его аппаратные мощности не безграничны, а усложнение модели приведёт к ещё большим временным затратам. Другой вариант – упрощение модели до отдельных узлов, но это может привести к снижению точности получаемого результата. В связи с этим рассмотрим возможность использования для этих целей некоторых допущений в расчёте, позволяющих применять менее ресурсоёмкие программы, например FLOEFD.

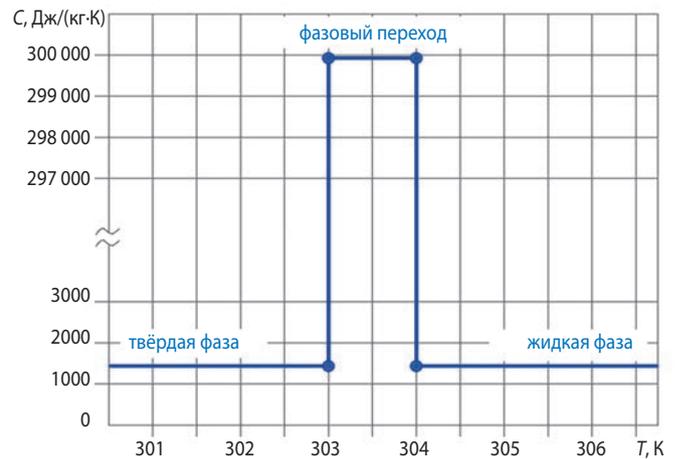


рисунок 3. График зависимости удельной теплоёмкости вещества от температуры для тригидрата нитрата лития

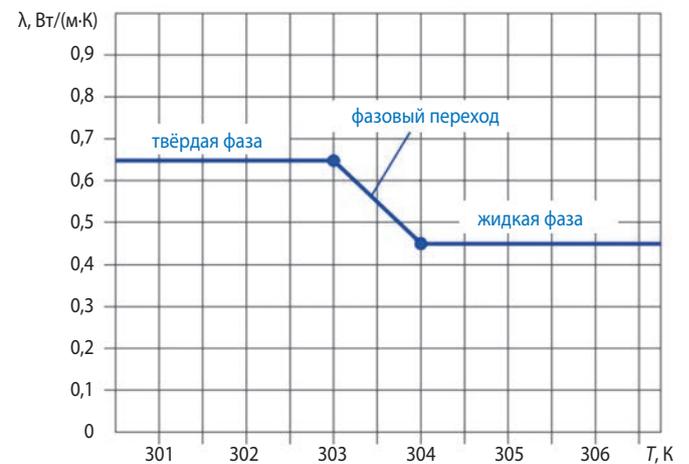


рисунок 4. График зависимости теплопроводности вещества от температуры

3. Адаптация моделирования фазового перехода во FLOEFD

Simcenter FLOEFD™ software for NX™ является программным обеспечением для расчёта движения текучих сред (газа или жидкости) внутри и снаружи моделей, исследования теплообмена этих моделей за счёт конвекции, излучения и проводимости с использованием технологии вычислительной гидродинамики.

В программе FLOEFD не заложена возможность моделирования фазового перехода «твёрдое тело – жидкость». В связи с этим было предложено использовать подход к моделированию скрытой теплоты плавления-затвердевания вещества заданием скачка функции удельной теплоёмкости от температуры, как показано на рисунке 3. Это допущение было представлено в статье (Алексеев В.А., 2016; Васильев Е.Н. и др., 2017) при составлении математической модели для численного решения аналогичных задач, но не применялось для расчёта в программных пакетах.

таблица 1 – Изменение положения границы раздела фаз (твёрдое тело – жидкость) по времени (в сечении)

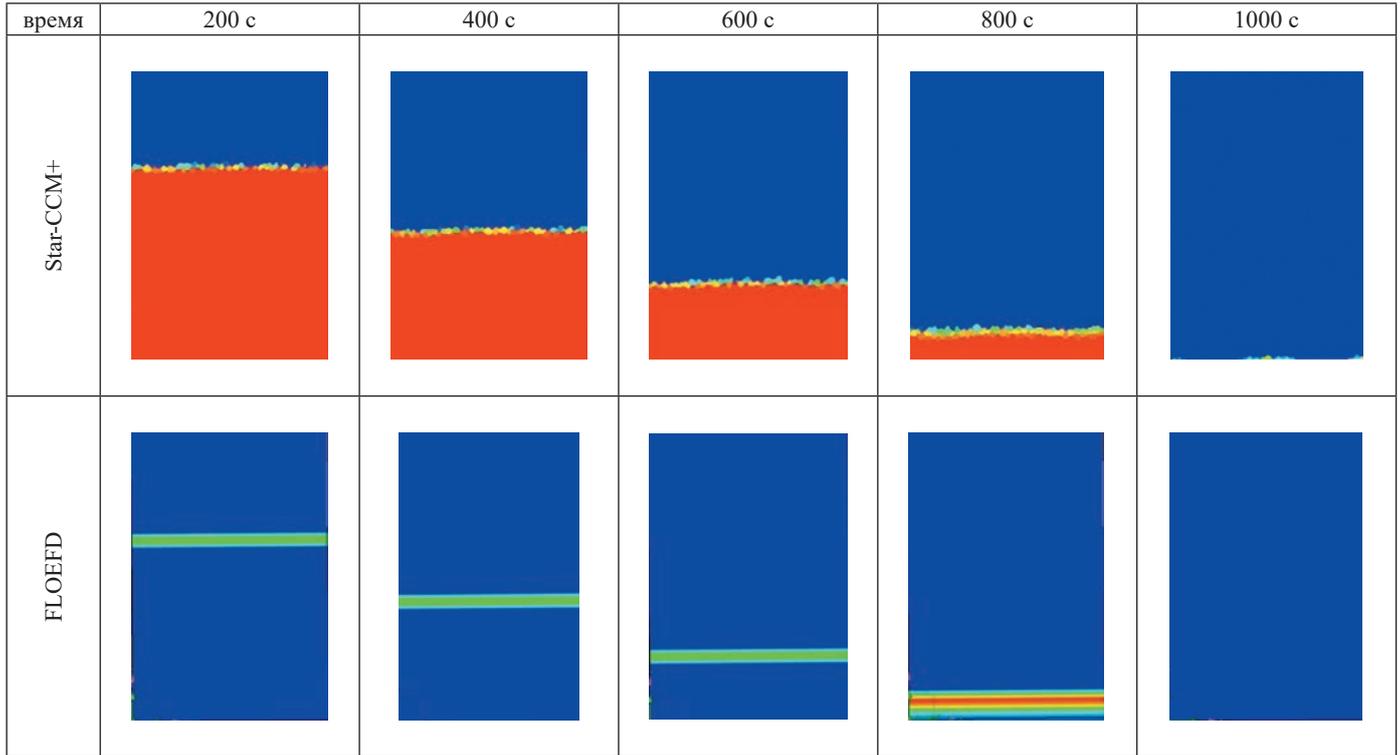
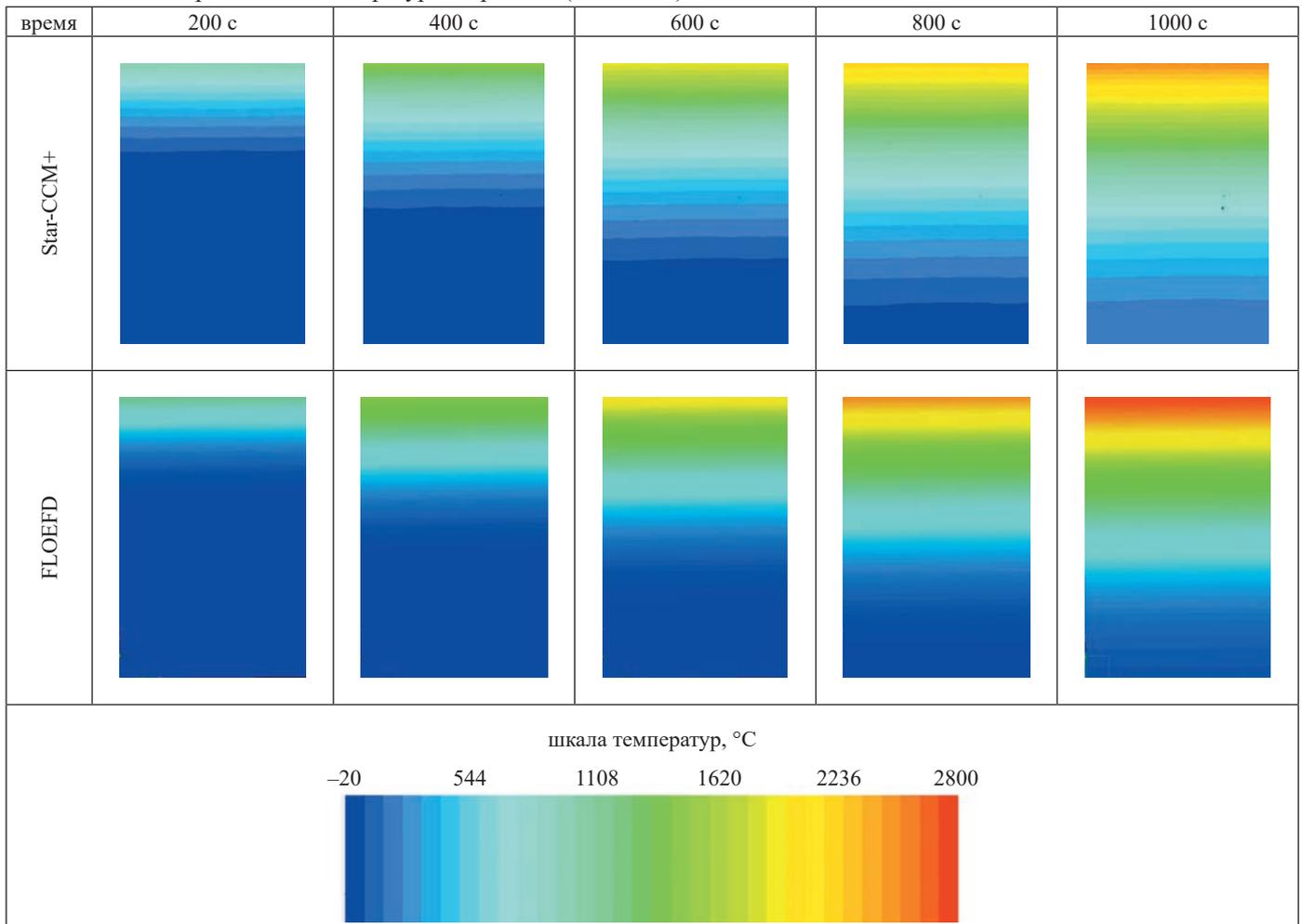


таблица 2 – Распределение температур по времени (в сечении)



К ВЫБОРУ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТЕПЛОВОГО АККУМУЛЯТОРА НА ОСНОВЕ ТРИГИДРАТА НИТРАТА ЛИТИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПРОГРАММНЫХ ПАКЕТОВ СИМУЛЯЦИИ ФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

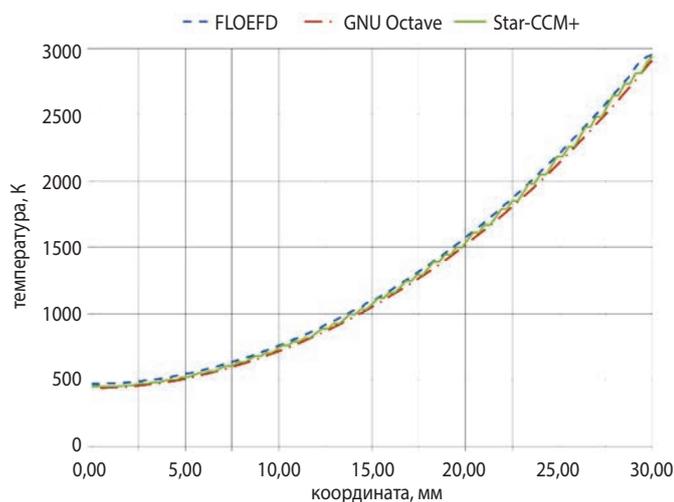


рисунок 5. Графики распределения температур по сечению модели в зависимости от координаты для момента времени $t=1000$ с

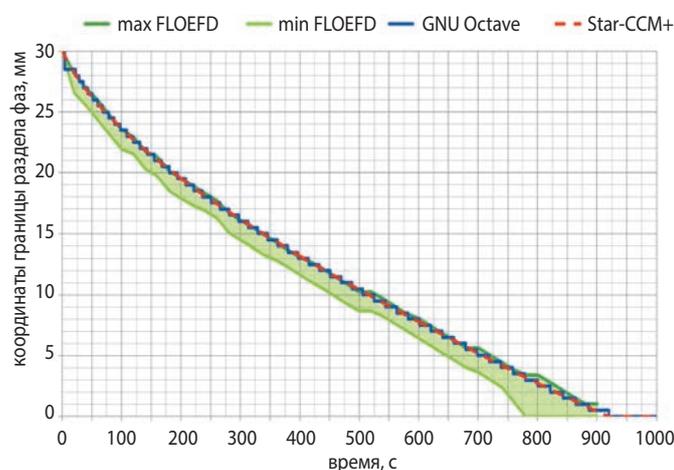


рисунок 6. Графики изменения положения границы раздела фаз по времени

В момент фазового перехода удельная теплоёмкость рабочего тела стремится к бесконечному значению, поэтому для реализации расчёта вводится допущение – эффективная теплоёмкость на определённом температурном диапазоне. Как показано на графике (рисунок 3) для твёрдой и жидкой фаз удельная теплоёмкость составляет $1400 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$, при этом задаётся эффективная удельная теплоёмкость $297200 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$ при фазовом переходе на температурном диапазоне от 303 до 304 К . Таким образом, вещество моделируется как твёрдое тело и при нагреве выше температуры плавления не переходит в жидкое состояние, но изменяются величины теплофизических характеристик: теплоёмкость и теплопроводность.

Плотность вещества задаётся равной $1450 \text{ кг}/\text{м}^3$ как среднее между плотностью жидкой и твёрдой фаз, т.к. во FLOEFD решаем задачу твёрдого тела с постоянной плотностью.

Теплопроводность для твёрдой и жидкой фаз составляет $0,64 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$ и $0,43 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$, а для фазового перехода в диапазоне температур $303\text{--}304 \text{ К}$ задаётся среднее значение между фазами как показано на рисунке 4.

В результате расчёта получены изменения положения границы раздела фаз в зависимости от времени (таблица 1) и распределение температур по времени (таблица 2). Граница раздела фаз на изображениях представлена зелёно-красной линией, отличной от синей области твёрдого и жидкого вещества. Снизу от границы вещество твёрдое, сверху – жидкое. Через 1000 с все вещество расплавлено и находится в жидком состоянии.

Сопоставление результатов расчётов в программе Star-CCM+ и FLOEFD показывает их сходимость в части времени и распределения температур и корректность предложенного подхода. Более подробно сходимость результатов различных подходов будет показана в разделе 4 с учётом численного решения задачи Стефана.

Оценка правомерности применения допущения – скачка теплоёмкости во FLOEFD и верности результатов, полученных в программах симуляции физических процессов, была проведена на основании расчёта численным методом системы дифференциальных уравнений, описывающих нагрев аналогичной модели как в Star-CCM+ и FLOEFD, в одномерной постановке. Верификация использованной одномерной математической модели на основании экспериментальных данных была приведена в монографии (Алексеев В.А., 2016). Расчёт проводился в программе GNU Octave.

4. Обсуждение результатов расчётов

Полученные в результате численных расчётов данные в GNU Octave, Star-CCM+ и FLOEFD были сгруппированы в графики в одной системе координат для качественного, наглядного сравнения. На рисунке 5 можно увидеть, что распределения температур по сечению визуально близки к совпадению.

На рисунке 6, отражающем положение границы раздела фаз, линия графика Star-CCM+ визуально проходит в границах ступенчатого спуска решения GNU Octave, и время наступления полного расплава материала одинаково. Из-за введённых допущений во FLOEFD мы не получаем чёткой границы раздела фаз, а наблюдаем область, в которой происходит фазовый переход, что было видно на изображениях в таблице 2. Поэтому при расчёте мы получили минимальное и максимальное значение положения границы фазового перехода, ограничивающие зону, в пределах которой вещество находится в переходном агрегатном состоянии (переходная зона).

Данная область соответствует полю температур вещества в пределах от 303 до 304 К. Процесс плавления можно считать законченным, если вещество поглотило энергию фазового перехода, следовательно, граница раздела фаз будет соответствовать графику *max FLOEFD*, когда теплоёмкость вещества меняется от значения для фазового перехода к значению для жидкости.

Для количественной оценки точности полученных результатов был проведён расчёт относительной погрешности значений расчётов *FLOEFD* и *Star-CCM+* по сравнению со значениями расчёта, проведённого в *GNU Octave*. Погрешность расчёта средней температуры модели в *Star-CCM+* составляет не более 1,5%, а во *FLOEFD* – не более 5%. Погрешность расчёта температуры по сечению модели на момент окончания расчёта в *Star-CCM+* составляет не более 2,5%, а во *FLOEFD* – не более 7,25%. Погрешность расчёта положения границы раздела фаз в *Star-CCM+* до момента времени 700 с составляет не более 5%. После 700 с погрешность возрастает, но это связано с особенностями взаимного расположения графиков, а также временем наступления полного расплава материала, что является особенностями расчёта, которые приводят к скачку погрешности, но не является ошибкой.

заключение

Рассмотрены проблемные вопросы расчёта ТА для выбора проектных параметров с использованием программ симуляции физических процессов. Предложены варианты решения проблем нехватки аппаратных ресурсов при моделировании ТА со сложными многоячеистыми структурами.

Проведена адаптация заложенной в программе *FLOEFD* математической модели путём введения скачка характеристик теплоёмкости для возможности проведения расчёта фазового перехода. Указанное допущение позволило получить результаты расчёта параметров распределения температуры и положения границы раздела фаз с малой погрешностью. Программа хорошо применима для быстрых оценочных расчётов. Тем не менее использование *FLOEFD* с введённым скачком теплоёмкости ограничено расчётом плавления – затвердевания, так как в ней нельзя учитывать сочетание плавление – гравитация – конвекция.

Адекватность и корректность введённых допущений были подтверждены на примере простой задачи расчёта объёма рабочего тела на основе численного решения одномерной задачи плавления ТА, приведённой в монографии (Алексеев В.А., 2016) и подтверждённой при сравнении с экспериментальными данными.

Проведён анализ перспективы использования программы *Star-CCM+*, где заложен учёт фазового перехода, для более детальной проработки конструкции и проектных параметров ТА, включая оптимизацию внутренних структур. Тем не менее к недостатку её использования следует отнести потребность в большой вычислительной мощности, что накладывает ограничения для её применения при текущих инженерных расчётах полноразмерных многоэлементных конструкций.

список литературы

Алексеев В.А. Основы проектирования тепловых аккумуляторов космических аппаратов. Курск: Наукком, 2016. 248 с.

Васильев Е.Н., Деревянко В.А. Расчет температурных полей в тепловом аккумуляторе с фазовым переходом // Материалы XXI междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева. В 2 ч. / Под общ. ред. Ю.Ю. Логинова. Красноярск, 08–11 ноября 2017 г. С. 230-232.

Габитов И.А. Системы охлаждения элементов радиоэлектронной аппаратуры на базе плавящихся тепловых аккумуляторов с дополнительным воздушным и жидкостным теплоёмом: дисс. канд. техн. наук: 05.04.03. Махачкала, 2017. 127 с.

Исмаилов Т.А., Евдулов Д.В., Евдулов О.В. Системы отвода теплоты от элементов РЭА на базе плавящихся тепловых аккумуляторов // Вестник Дагестанского государственного технического университета. Технические науки. 2015. № 36. С. 38-44. URL: <https://doi.org/10.21822/2073-6185-2015-36-1-38-44> (дата обращения: 01.08.2024).

Кошляков В.В. Содружество НПО имени С.А. Лавочкина и Центра Келдыша – вчера, сегодня, завтра // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 65-75.

Куколев М.И. Проектный анализ тепловых аккумуляторов: диссертация кандидата технических наук: 05.14.06. Петрозаводск, 1996. 144 с.

РД 92-0189-88. Методические указания. Расчет тепловых аккумуляторов для охлаждения радиоэлектронной аппаратуры.

Сеньшина Т.А., Холяков А.Е., Панин Ю.В., Борщев Ю.П. Обзор применения аддитивных технологий в тепловых агрегатах с фазопереходными процессами и пути совершенствования их конструкции на основе этих технологий // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 81-87.

Статья поступила в редакцию 12.08.2024

Статья после доработки 15.08.2024

Статья принята к публикации 16.08.2024

СЕТЬ НКУ ДКА – ГЛОБАЛЬНАЯ РАДИОИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКАЯ СЕТЬ УПРАВЛЕНИЯ, НАВИГАЦИИ И СВЯЗИ С КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ДАЛЬНЕГО КОСМОСА

NKU DKA NETWORK – GLOBAL RADIO INTERFEROMETRIC NETWORK FOR CONTROL, NAVIGATION AND COMMUNICATIONS WITH DEEP SPACE SPACECRAFT

А.О. Жуков¹,
профессор,
доктор технических наук,
aozhukov@mail.ru;
A.O. Zhukov

К.А. Иванов¹,
ivanow@okbmei.ru;
K.A. Ivanov

М.К. Бондарева¹,
доцент,
доктор технических наук,
mkbond@mail.ru;
M.K. Bondareva

Е.В. Окунев¹,
кандидат технических наук,
kve0r@rambler.ru;
E.V. Okunev

А.А. Демичев²,
flaing@yandex.ru;
A.A. Demichev

В статье показаны основные этапы, решения и результаты крупного проекта АО «ОКБ МЭИ» по созданию глобальной радиоинтерферометрической сети.

The article shows the main stages, decisions and results of a major project of JSC «OKB MEI» to create a global radio interferometric network.

Ключевые слова:
радиоинтерферометрическая сеть;
дальние космические аппараты;
коррелятор;
многоканальный широкополосный конвертор;
наземный комплекс управления.

Key words:
radiointerferometric network;
long-range spacecrafts;
correlator;
multichannel wideband convertor;
terrestrial control unit.

DOI: 10.26162/LS.2024.47.15.016

ВВЕДЕНИЕ

Космическая деятельность является важнейшим признаком общего технологического, экономического и военно-политического развития ведущих стран мира, в значительной степени определяет их положение в мировом сообществе. На современном этапе вызовы, бросааемые безопасностью Российской Федерации и беспрецедентное санкционное давление, приводят к переоценке многих аспектов в развитии комплексов связи. Сейчас нужны нетривиальные подходы, технологии и решения по созданию высокоэффективных конкурентоспособных комплексов связи, нацеленных на перспективу, которые реализуются российскими высокотехнологичными предприятиями (Белькович И.В. и др., 2018; Жуков А.О., 2022; Попков Д.В. и др., 2022).

Именно таким крупным проектом является создание глобальной радиоинтерферометрической сети

для решения задач обеспечения навигации, связи и управления космическими аппаратами дальнего космоса, включая приём научной информации (сеть НКУ ДКА).

Данный проект реализуется АО «ОКБ МЭИ» поэтапно в рамках существующей ФКП-2025 и планируемой ФКП-2036. Результатом реализации проекта является создание сети НКУ ДКА, предназначенной для обеспечения непрерывного и устойчивого управления, связи и навигации российской орбитальной группировкой пилотируемых и автоматических космических аппаратов, в том числе при выполнении программ освоения дальнего космоса на траекториях полёта к Луне, Марсу, другим небесным телам Солнечной системы, международными космическими аппаратами, объектами напланетной и межпланетной инфраструктуры, а также для обеспечения

¹ АО «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института», Россия, г. Москва.
Special research bureau of Moscow power engineering institute, JSC, Russia, Moscow.

² Институт астрономии РАН, Россия, г. Москва.
Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

проведения фундаментальных научных исследований в дальнем космосе.

Полёты на Луну и к другим планетам Солнечной системы – сложнейшая задача, которая требует решения проблемных вопросов существующих средств НКУ ДКА (Казмерчук П.В. и др., 2024; Гордиенко Е.С. и др., 2023; Жуков А.О. и др., 2022; Охлопков К.А. и др., 2020; Иванов К.С. и др., 2015; Васильев М.А. и др., 2020; Жуков А.О. и др., 2023; Иванов И.Г. и др., 2021). Для нивелирования проблем необходимо развитие структуры и систем НКУ ДКА за счёт модернизации, унификации новых методов и средств, расширения структуры и перехода к сетевой многоантенной схеме управления, навигации и связи (Карцан И.Н., 2022; Жуков А.О. и др., 2023). То есть необходимо создание сети НКУ ДКА на базе передовых технологий.

1. Основные этапы, решения и результаты развития наземного комплекса управления космическими аппаратами дальнего космоса

Целью создания сети НКУ ДКА является (Жуков А.О. и др., 2020; Иванов К.А. и др., 2022; Жуков А.О., 2023):

- обеспечение непрерывного и устойчивого управления российской орбитальной группировкой пилотируемых космических аппаратов, объектами напланетной и межпланетной инфраструктуры;

- обеспечение гарантированного доступа и необходимого присутствия России в окололунном пространстве и на Луне;
- использование автоматических космических аппаратов во внеземном пространстве со своей территории, в том числе при выполнении программ освоения дальнего космоса на траекториях полёта к Луне, Марсу, другим небесным телам Солнечной системы;
- обеспечение проведения фундаментальных научных исследований в дальнем космосе.

Сеть НКУ ДКА создаётся как синтезированная когерентная пространственно-временная радиоизмерительная система, представляющая собой глобальный радиотелескоп с незаполненной апертурой, и является одним из ключевых элементов пространственно-временной системы наземно-космической связи и навигации Российской Федерации (Жуков А.О., 2023). Это сеть наземных радиотехнических комплексов (НРТК) на базе антенных систем (АС) с диаметром зеркал 32 и 12 метров. Они размещаются в Центрах дальней космической связи Калязин (Тверская область), Школьное (Крым), Восточный (Циолковский), Южный (Чили) и объединены Центром управления и обработки данных сети (ЦУОДС) в Центре дальней космической связи Медвежьего Озера (Московская область). Это позволит обеспечить время радиосвязи с КА до 24 часов. Расположение средств сети НКУ ДКА до 2036 года показаны на рисунке 1.



Интегрированная глобальная радиоинтерферометрическая сеть управления, навигации и связи с ДКА (сеть НКУ ДКА)
Время радиосвязи с КА [24 часа].

* Для уточнения расположения ЦДКС в Южной Америке необходимо проведение рекогносцировочных работ и выпуск ДЭП к ОКР «НСУ ДКА-2025».

рисунок 1. Расположение средств сети НКУ ДКА до 2036 года

СЕТЬ НКУ ДКА – ГЛОБАЛЬНАЯ РАДИОИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКАЯ СЕТЬ УПРАВЛЕНИЯ, НАВИГАЦИИ И СВЯЗИ С КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ДАЛЬНОГО КОСМОСА

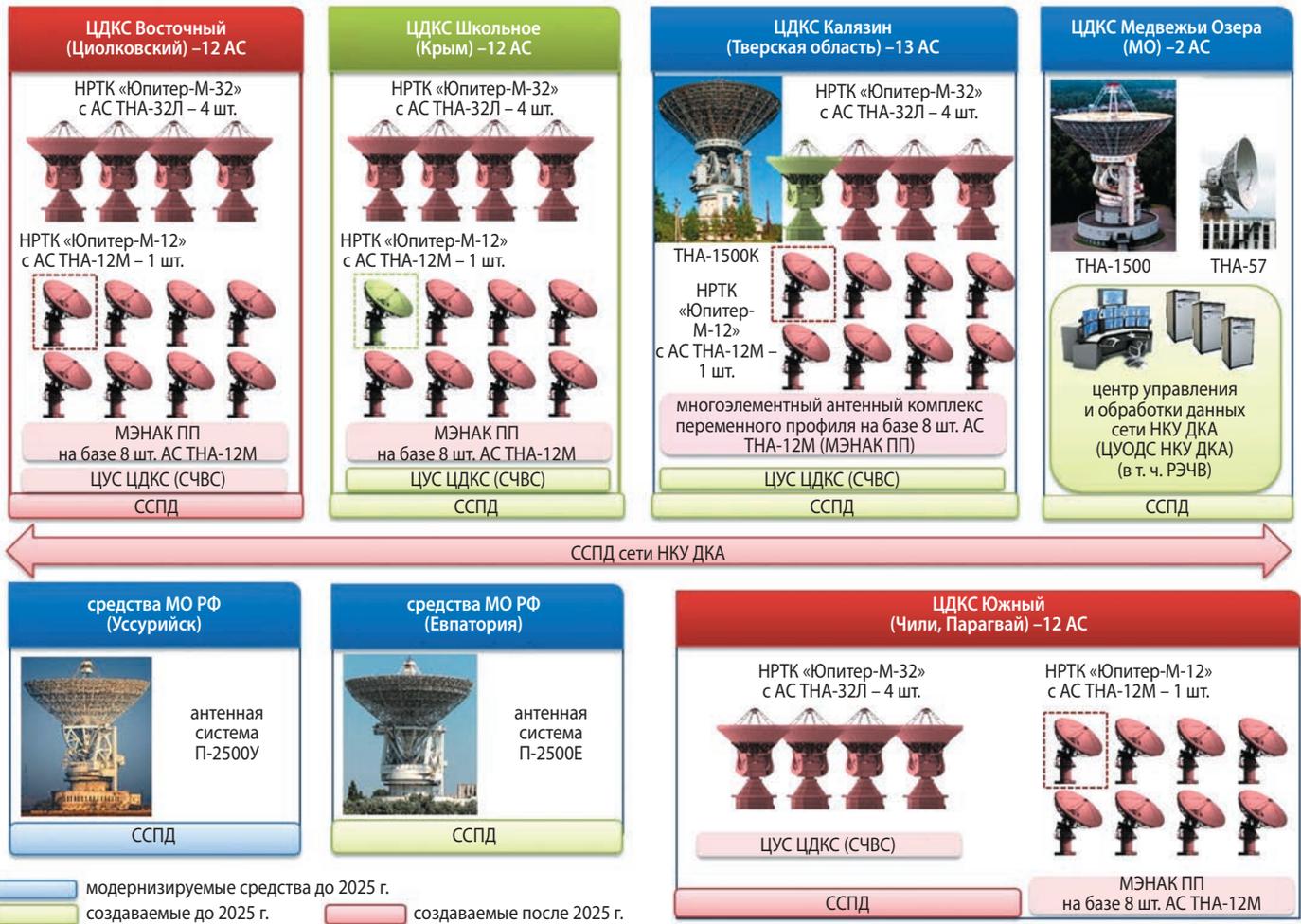


рисунок 2. Состав сети НКУ ДКА до 2036 года

Сроки создания (модернизации, в т.ч. продления назначенного срока службы) и состав сети НКУ ДКА до 2036 года показаны на рисунке 2.

Одним из ключевых элементов сети ДКС является Центр корреляционной обработки. В рамках создания центра разработаны:

- система частотного преобразования, оцифровки и регистрации данных – многоканальный широкополосный конвертор;
- коррелятор для спектрально-корреляционной обработки данных.

Оснащение приёмных антенн радиоинтерферометрической аппаратурой позволит выполнить следующие задачи (Юдаев Д.Т. и др., 2021; Жуков А.О. и др., 2022; Карцан И.Н. и др., 2022; Иванов К.А. и др., 2022; Жуков А.О. и др., 2023; Жуков А.О. и др., 2020):

- измерение координат космических объектов с применением метода дифференциальной интерферометрии, в том числе в дальнем космосе;
- измерение координат с высокой точностью;
- увеличение чувствительности приёмной системы и дальности приёма за счёт сложения площадей антенн;

- поддержка космических миссий в части приёма и обработки телеметрической информации с КА;
- координатно-временное обеспечение, построение изображений радиоисточников, просветная локация и т.д.

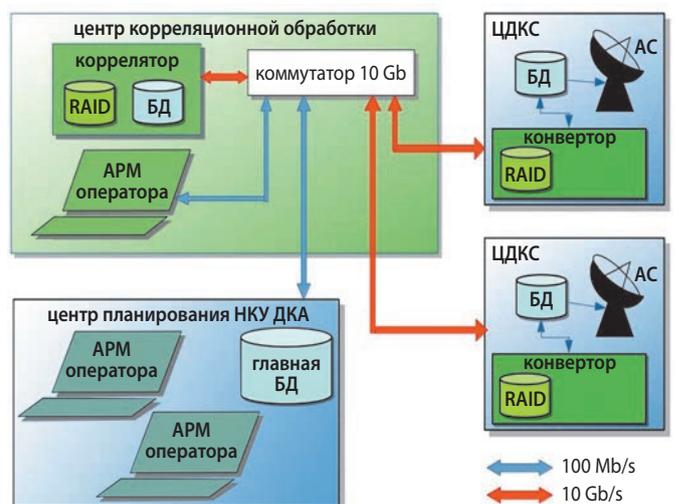


рисунок 3. Структура центра корреляционной обработки в составе НКУ ДКА

Центр корреляционной обработки (ЦКО) является подсистемой НКУ ДКА и включает в себя системы (рисунок 3):

- подготовки экспериментов;
- регистрации данных (многоканальные широкополосные конверторы);
- корреляционной обработки (коррелятор).

Управляющие параметры:

- расписание эксперимента;
- целеуказания для систем наведения антенн;
- параметры регистрации сигнала для конверторов;
- настройки частотного плана радиотракта;
- указание на расположение экспериментальных данных;
- предварительно рассчитанные параметры для корреляционной обработки.

Управляющие параметры из системы подготовки экспериментов записываются в базу данных системы планирования НКУ ДКА и через механизм репликации транслируются непосредственно к исполнительным устройствам.

Выходные данные работы коррелятора (корреляционные отклики, ряды измеряемых задержек, частот и т.д.) также заносятся в базу данных экспериментов НКУ ДКА и становятся доступны пользователю для дальнейшей обработки.

Многоканальный широкополосный конвертор предназначен для регистрации и передачи экспериментальных данных. Оснащён двумя каналами: каналом регистрации и каналом воспроизведения, что позволяет суммировать площади и воспроизводить аналоговый сигнал. Управление работой конвертора осуществляется как в ручном режиме через удалённый терминал, так и в автоматическом режиме по заранее созданному расписанию.

Результаты исследований реализуются аппаратно-программно. На рисунке 4 показан интерфейс кон-

вертора с окном конфигурации записи (рисунок 4а) и спектром сигнала одного из каналов (рисунок 4б).

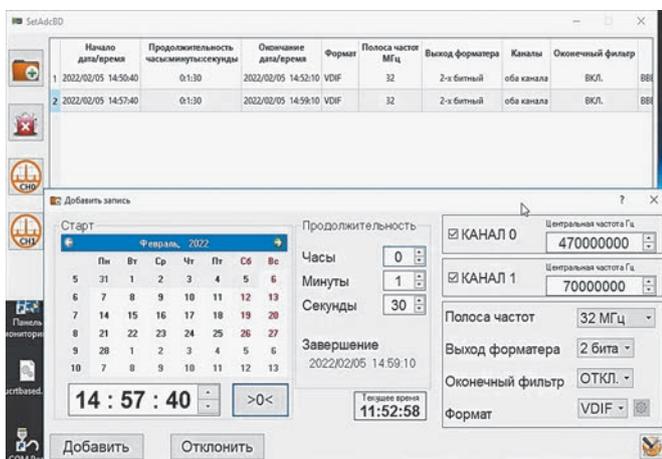
Коррелятор представляет собой программно-аппаратный комплекс с использованием технологий параллельного вычисления на графических ускорителях. На данном этапе реализованы алгоритмы двух типов коррелятора: XF (Взаимная корреляция потоков и БПФ результата перемножения потоков) и FX (БПФ каждого потока, перемножение спектров, построение корреляционной функции). Кроме того, исследовано несколько вариантов алгоритмов коррелятора для увеличения быстродействия, чувствительности и помехоустойчивости:

- алгоритм автоматического поиска корреляционного пика (без предварительной компенсации потока);
- алгоритм следящего коррелятора с фазовой автоподстройкой (который используется в задачах апертурного синтеза (суммирования) площадей).

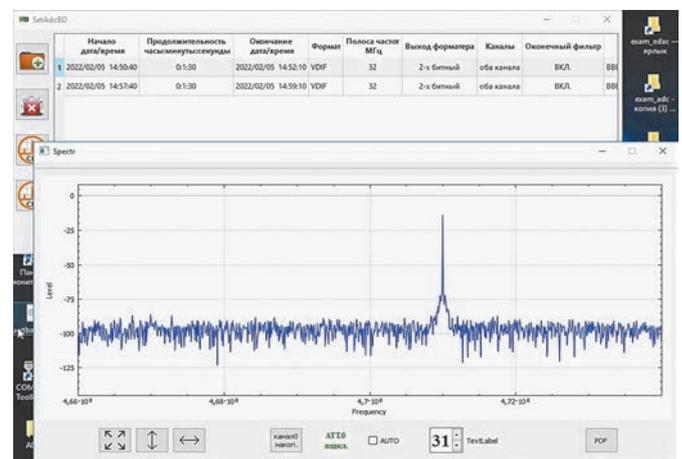
Новизной является и то, что программное обеспечение коррелятора разработано с учётом интеграции его в комплекс НКУ ДКА и построено по модульному принципу. Модульный принцип позволяет легко дополнять и развивать коррелятор, перестраивая его под различные задачи. Запуск и конфигурирование вычислительных модулей осуществляется посредством программной оболочки. С её помощью также реализуется взаимодействие коррелятора с базой данных параметров проводимых экспериментов.

Основные вычислительные модули реализованы на языке программирования «С» применением технологии для работы на графических процессорах. Они выполняют скоростную обработку данных по выбранным алгоритмам в зависимости от задачи (рисунок 5).

В рамках Проекта были проведены интерферометрические эксперименты – натурные эксперименты



а



б

а – окно конфигурации записи; б – спектр сигнала одного из каналов.

рисунок 4. Интерфейс конвертора с окном конфигурации записи и спектром сигнала одного из каналов

СЕТЬ НКУ ДКА – ГЛОБАЛЬНАЯ РАДИОИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКАЯ СЕТЬ УПРАВЛЕНИЯ, НАВИГАЦИИ И СВЯЗИ С КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ДАЛЬНОГО КОСМОСА

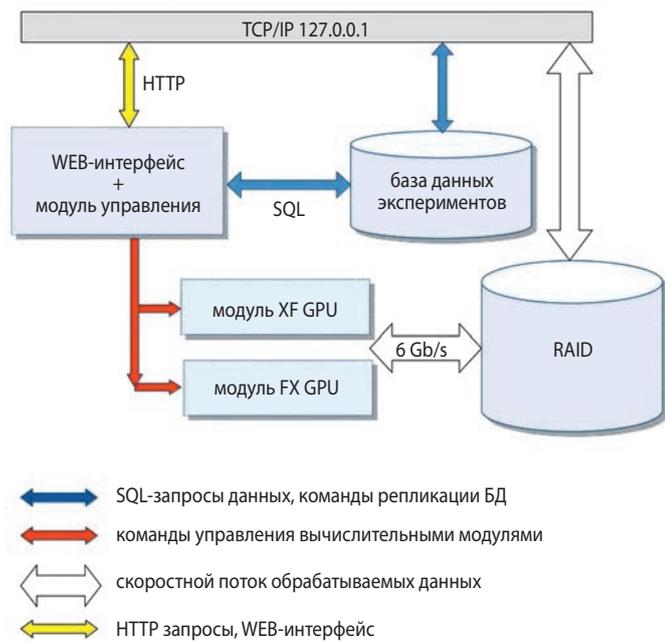


рисунок 5. Структура взаимодействия программных модулей и потоки данных

с применением антенн ТНА-1500 и ТНА-57 на полигонах «Калязин» и «Медвежья Озера». В экспериментах принималось излучение КА «СПЕКТР-РГ» и «ЭКЗОМАРС» и излучение естественных радиоисточников. В ходе этих экспериментов проводилось тестирование широкополосных конверторов и алгоритмов корреляторов.

По результатам обработки результатов экспериментов были сделаны оценки длин проекций базовых линий интерферометра и величины инструментальной

задержки излучений. В том случае, когда объект располагается на большом расстоянии от Земли и волновой фронт излучения, приходящего на антенны, можно считать плоским, геометрическая задержка связана с искомыми параметрами и координатами источника на момент наблюдений. Обработка результатов сводилась к решению системы уравнений из 118 уравнений (по количеству замеров). В таблице 1 приведена небольшая часть исходных данных.

Расхождение полученных и заданных проекций базовых линий интерферометра составляет единицы метров, а дисперсии существенно меньше погрешности измерения задержки в линейной мере (31,25 нс, что соответствует 9,4 м). Такие результаты показывают реальную возможность повышения точности определения координат КА и точности работы навигационных систем.

Следующим экспериментом в рамках этого проекта был эксперимент по суммированию площадей – применялся метод увеличения чувствительности за счёт увеличения площади приёмной системы, который заключается в синфазном сложении сигналов, принятых двумя антеннами (рисунок 6). Сигнал принимался с КА «ЭКЗОМАРС (TGO)» антеннами ТНА-1500 и ТНА-57 на полигонах Калязин и Медвежья Озера соответственно.

В результате эксперимента было получено приращение отношения энергии бита к плотности шума (E_b/N_0) по отношению к среднему значению двух сигналов на 2,67 дБ. Такой результат показывает существенное увеличение чувствительности системы, что позволяет значительно увеличить дальность уверенного приёма информации от КА в космосе.

таблица 1 – Пример части исходных данных

исходные параметры: проекции базовой линии Медвежья Озера – Калязин и инструментальная задержка		результат расчёта	разность между известными значениями и измеренными
		и среднее квадратичное отклонение	
B_x , м	-97356,151	-97354,41±5,4	1,74 м
B_y , м	-79864,808	-79863,31±5,2	1,49 м
B_z , м	83142,091	83145,26±7,3	3,17 м
$dt_{ин}$, мкс		-0,186±0,019	

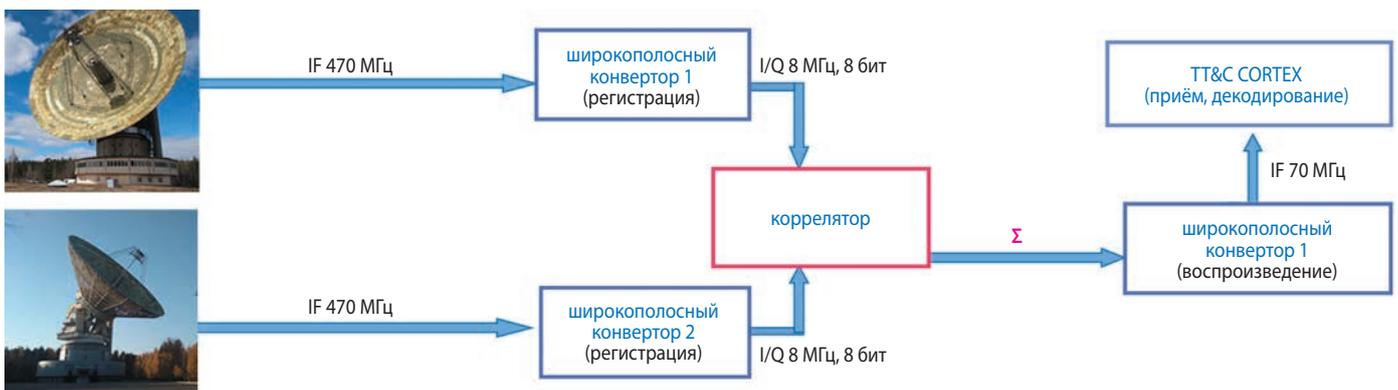


рисунок 6. Эксперимент по суммированию площадей

закключение

АО «ОКБ МЭИ» в рамках ФКП-2025 успешно выполнены основные работы по созданию ключевых элементов радиоинтерферометрической сети для решения задач обеспечения навигации, управления КА и приёма научной информации, в том числе при выполнении программ освоения дальнего космоса на траекториях полёта к Луне, Марсу, другим небесным телам Солнечной системы, международными космическими аппаратами, объектами напланетной и межпланетной инфраструктуры, а также задачи обеспечения проведения фундаментальных научных исследований в дальнем космосе.

Полученные результаты позволяют:

- проводить интерферометрические эксперименты, как по приёму сигналов КА, так и по излучению различных космических радиоисточников;
- увеличить дальность и надёжность приёма информации от КА в космосе за счёт увеличения чувствительности системы;
- разработать требования к высокоскоростным линиям передачи данных для построения систем РСДБ и пространственно-временных систем реального времени;
- реализовать технологию распределённого управления оборудованием ЦКО через имеющуюся локальную сеть с невысокой пропускной способностью;
- измерять координаты космических объектов с высокой точностью с применением метода дифференциальной интерферометрии, в том числе и определения координат и траекторий дальних космических миссий;
- измерять координаты приёмных станций с высокой точностью при наблюдении источников;
- увеличивать чувствительность приёмных систем и дальность приёма за счёт сложения площадей антенн;
- поддерживать космические проекты в части приёма и обработки телеметрической информации, получаемой от КА, координатно-временного обеспечения, построения изображений радиоисточников и РСДБ-локации, просветной локации и т.д.;
- оценить реальную возможность повышения точности определения координат КА и эффективности работы навигационных систем;
- создать ключевые элементы пространственно-временной системы реального времени;
- повысить качество управления КА и приёма научной информации, а также точность решения задач навигации орбитальных и наземных объектов.

Сейчас продолжается развитие НКУ ДКА, экспериментальные исследования и поиски дополнительных нетривиальных методов практического применения полученных результатов.

список литературы

Белькович И.В., Гладких Н.В., Жуков А.О. и др. Направления совершенствования развития наукоёмких предприятий ракетно-космической отрасли России: учеб. пособие для сотрудников АО «ОКБ МЭИ». М.: Федеральное государственное бюджетное научное учреждение «Экспертно-аналитический центр», 2018. 145 с.

Бондарева М.К., Васьков С.В., Салов В.В. Комплексирование методов верификации навигационных решений при навигационно-баллистическом обеспечении управления космическими аппаратами // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2022. № 683. С. 49-56.

Васильев М.А., Бондарева М.К. Методика расчета коэффициента достаточности наземных средств для управления космическими аппаратами // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2020. Т. 176, № 3. С. 19-22.

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В., Розин П.Е. Анализ траекторий выведения КА на высокие орбиты искусственного спутника луны с использованием двухимпульсного торможения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 27-37.

Жуков А.О. Цифровая трансформация высокотехнологичных производственных систем // Наука, технологии, общество: экологический инжиниринг в интересах устойчивого развития территорий: сб. науч. трудов III Всероссийской научной конференции с международным участием, Красноярск, 16–18 ноября 2022 года. Красноярск: Общественное учреждение «Красноярский краевой Дом науки и техники Российского союза научных и инженерных общественных объединений». 2022. С. 53-59.

Жуков А.О., Валяев И.Н., Коваленко В.П. и др. Синтез оптимального алгоритма обработки случайных сигналов при фазовой пеленгации // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах: сб. тезисов Всероссийской научно-практической конференции, Москва, 01 октября 2020 года. М.: АО «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института», 2020. С. 140-142.

Жуков А.О., Валяев И.Н., Минин И.В., Погорелов М.П. Базовая модель корреляционно-фазового пеленгатора // Вопросы контроля хозяйственной деятельности и финансового аудита, национальной безопасности, системного анализа и управления: материалы VII Всероссийской научно-практической

конференции, Москва, 29 декабря 2021 года. М.: Федеральное государственное бюджетное научное учреждение «Экспертно-аналитический центр», 2022. С. 436-444.

Жуков А.О., Захаров А.И., Прохоров М.Е. Моделирование фона неба в широком спектральном диапазоне в околоземном космическом пространстве // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах: сб. тезисов Всероссийской научно-практической конференции, Москва, 01 октября 2020 года. М.: Акционерное общество «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института», 2020. С. 63-71.

Жуков А.О., Иванов К.А., Бондарева М.К. и др. Наземный комплекс управления космическими аппаратами дальнего космоса // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 99-108.

Жуков А.О., Иванов К.А., Дугин Н.А. и др. Перспективы развития систем сложения сигналов на базе современных технологий РСДБ // Вопросы контроля хозяйственной деятельности и финансового аудита, национальной безопасности, системного анализа и управления: материалы VII Всероссийской научно-практической конференции, Москва, 29 декабря 2021 года. М.: Федеральное государственное бюджетное научное учреждение «Экспертно-аналитический центр», 2022. С. 445-448.

Жуков А.О., Кучеров Б.А. Анализ видов ограничений, учитываемых при планировании задействования технических средств наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах: сб. материалов II Всероссийской научно-практической конференции, Москва, 01 октября 2021 года. М.: АО «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института», 2022. С. 300-309.

Жуков А.О., Минин И.В., Валяев И.Н. и др. Мониторинг космических объектов с использованием перспективных радиотехнических средств // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах: сб. тезисов Всероссийской научно-практической конференции, Москва, 01 октября 2020 года. М.: Акционерное общество «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института», 2020. С. 153-161.

Иванов И.Г., Бондарева М.К., Иванов К.А. Система оценки технического состояния средств наземного комплекса управления космическими аппаратами // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах: сб. тезисов конференции II Всероссийской научно-практической конференции, Москва, 01 октября 2021 года. М.: Акционерное общество «Особое конструкторское бюро

Московского энергетического института», 2021. С. 199-206.

Иванов К.А., Жуков А.О., Горовой Д.С. и др. Наблюдения космических аппаратов методом Delta-Dor // Вопросы контроля хозяйственной деятельности и финансового аудита, национальной безопасности, системного анализа и управления: материалы VII Всероссийской научно-практической конференции, Москва, 29 декабря 2021 года. М.: Федеральное государственное бюджетное научное учреждение «Экспертно-аналитический центр», 2022. С. 454-463.

Иванов К.С., Бондарева М.К. Метод идентификации дефектов бортовых программных комплексов анализа информации космических аппаратов дальних космических миссий // Идентификация систем и задачи управления: труды X международной конференции: Proceedings of the X International Conference. Труды X Международной конференции «Идентификация систем и задачи управления», Москва, 26–29 января 2015 года. М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2015. С. 967-978.

Казмерчук П.В., Вернигора Л.В. Оптимизация межпланетных траекторий и гравитационных манёвров КА с малой тягой методом линеаризации. Часть 1 // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 50-56.

Карцан И.Н., Жуков А.О., Кузнецов Д.Г. Контроль радиотехническими и оптическими средствами за космическими объектами // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах: сб. материалов II Всероссийской научно-практической конференции, Москва, 2021 г. М.: АО «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института», 2022. С. 45-58.

Охлопков К.А., Иванов И.Г., Бондарева М.К., Головин Н.М. Анализ существующих и перспективных технологий управления орбитальными группировками космических аппаратов // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах: сб. тезисов Всероссийской научно-практической конференции, Москва, 01 октября 2020 года. М.: Акционерное общество «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института», 2020. С. 215-219.

Попков Д.В., Ведров А.А., Жуков А.О. Цифровая трансформация производственной системы высокотехнологичных оборонных предприятий: проблемы и перспективы. М.: ФГБНУ «Аналитический центр», 2022. 217 с.

Статья поступила в редакцию 12.08.2024

Статья после доработки 17.09.2024

Статья принята к публикации 17.09.2024

ОЦЕНКА ВОЗДЕЙСТВИЯ ИЗЛУЧЕНИЯ РАДИОИЗОТОПНОГО ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ НА КОСМОНАВТОВ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПИЛОТИРУЕМОГО НЕГЕРМЕТИЧНОГО ЛУНОХОДА

AN ASSESSMENT OF THE RADIOISOTOPE POWER SOURCE RADIATION EFFECT ON COSMONAUTS DURING OPERATION OF A MANNED UNPRESSURIZED LUNAR ROVER



Е.В. Власенков¹,
veb@laspace.ru;
E.V. Vlasenkov



Н.М. Хамидуллина¹,
кандидат физико-
математических наук,
KHamidullinaNM@laspace.ru;
N.M. Khamidullina



И.В. Зефирив¹,
кандидат
технических наук,
ZefirovIV@laspace.ru;
I.V. Zefirov

Расчёт характеристик радиационного воздействия при эксплуатации перспективных луноходов на поверхности Луны предполагает комплексное исследование как радиационной стойкости (РС) бортовых устройств, так и радиационной безопасности экипажа. Анализ РС аппаратуры лунохода был представлен в работе (Власенков Е.В. и др., 2019), а воздействие на космонавтов при работе с луноходами, оснащёнными радиоизотопными источниками тепла (РИТ), – в работе (Власенков Е.В., Хамидуллина Н.М., 2023). В настоящей статье рассматривается воздействие космического пространства и ионизирующего излучения бортовых радиоизотопных источников электроэнергии, по мощности излучения существенно превышающих РИТ, на организм космонавта. Расчёты основаны на типовом сценарии строительных работ при создании лунной базы в соответствии с мировыми тенденциями освоения Луны, их результаты позволяют определить основные источники радиационной опасности и допустимое время работы для космонавтов при непосредственной эксплуатации лунохода.

Calculation of the radiation exposure characteristics during the operation of promising lunar rovers on the Moon surface involves a comprehensive study of both the radiation hardness (RH) of on-board devices and the radiation safety of the crew. An analysis of the lunar rover equipment RH was presented in (Vlasenkov E.V. et al., 2019), and the effect on cosmonauts when working with lunar rovers equipped with radioisotope heat units (RHU) was presented in (Vlasenkov E.V., Khamidullina N.M., 2023). This article examines the effect of ionizing radiation from outer space and on-board radioisotope energy sources, whose radiation power is significantly higher than RHU, on cosmonauts' organisms. The calculations are based on a typical scenario of lunar base creation in accordance with global lunar exploration trends; their results make it possible to determine the main sources of radiation hazard and the permissible working time for cosmonauts' lunar rover in-situ operation.

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

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

Ключевые слова:

луноход; эквивалентная доза; радиоизотопный источник электроэнергии; ионизирующие излучения космического пространства; солнечная вспышка; радиационная безопасность; лунная база.

DOI: 10.26162/LS.2024.97.36.017

ВВЕДЕНИЕ

В исследовании Луны наступает новая эра, содержание которой состоит не просто в доставке посадочных аппаратов и людей на её поверхность, но и в полномасштабном освоении роботами и людьми в условиях длительного пребывания на специализированных лунных базах (Довгань В.Г., Мошшеев А.А., 2020). Параллельно с Россией в настоящее время освоением и исследованием Луны занимаются Китай, США с партнёрами, Южная Корея, Объединённые Арабские Эмираты, Израиль, Индия.

Один из этапов российской перспективной программы освоения Луны предполагает отработку средств доступа на поверхность Луны, первые пилотируемые полёты на поверхность Луны, создание и размещение на Луне первых элементов посещаемой базы. К этому времени на поверхности Луны должны функционировать тяжёлые луноходы, выполняющие научные задачи и обеспечивающие поддержку пилотируемых миссий, особенностью которых является наличие на борту радиоизотопных источников тепла и электроэнергии, необходимых для обеспечения как теплового режима бортовой аппаратуры (БА) в условиях лунной ночи длительностью около 14 суток и температурой поверхности, опускающейся до минус 190°C, так и энергии для функционирования БА. Таким образом, очень важно ещё на этапе проектирования оценить не только радиационную стойкость аппаратуры и устройств КА и луноходов (Власенков Е.В. и др., 2019), но и уровень облучения космонавтов на этапе перелёта и при работе на поверхности Луны от ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП) и радиоизотопных источников путём расчёта эквивалентных доз (Козлов В.Ф., 1991). Полученные результаты необходимо сравнивать с предельно допустимым значением эквивалентной дозы для космонавтов, что является расчётным подтверждением обеспечения радиационной безопасности экипажей лунных миссий.

В работе (Власенков Е.В., Хамидуллина Н.М., 2023) рассматривалось радиационное воздействие на космонавтов при эксплуатации луноходов, оснащённых

Key words:

lunar rover; equivalent dose; radioisotope electric energy source; space ionizing radiation; solar flare; radiation safety; lunar base.

РИТ. В настоящей статье рассматривается пилотируемый негерметичный луноход (ПНЛ), на котором для обеспечения электропитания и для поддержания теплового режима работы БА в условиях лунной ночи устанавливается радиоизотопный термоэлектрический генератор (РИТЭГ).

1. Рассматриваемая конфигурация лунохода

К моменту реализации этапа строительства лунной базы на поверхности Луны будут функционировать тяжёлые луноходы-строители, причём как в автоматическом режиме, так и под управлением космонавтов. Проектирование космической техники на современном этапе освоения Луны, как правило, выполняется по модульному принципу, и основным модулем для создания тяжёлых негерметичных луноходов различного назначения будет являться базовая самоходная платформа – шестиколёсное шасси с установленным на борту РИТЭГ (рисунок 1).

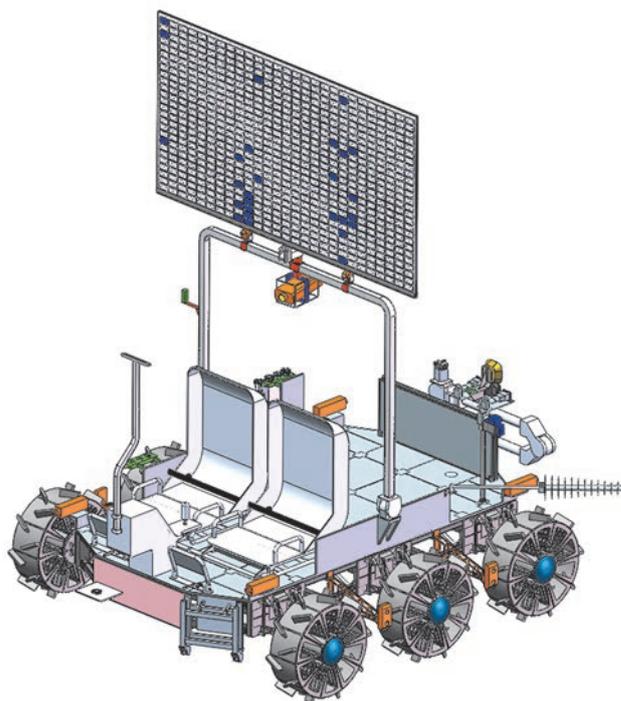


рисунок 1. Проектный облик ПНЛ

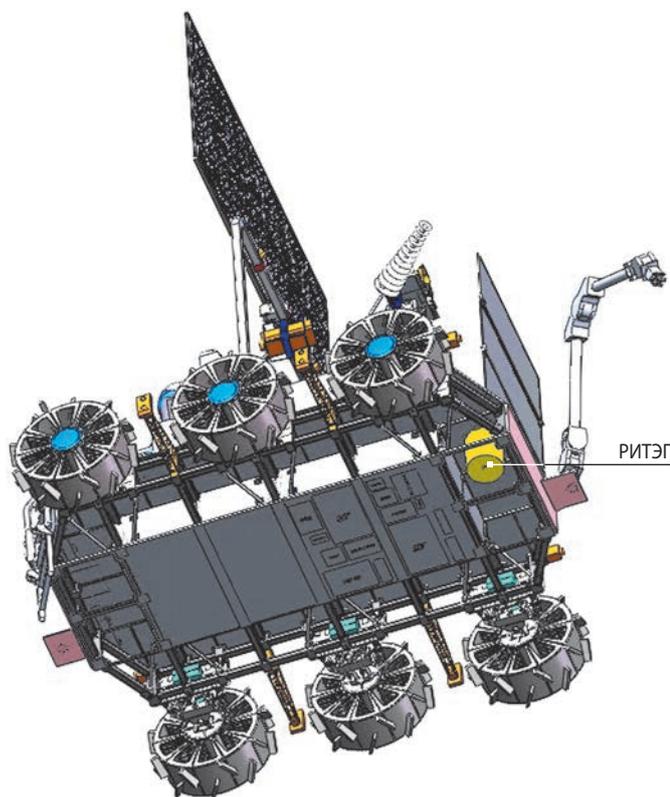


рисунок 2. Схема размещения РИТЭГ на ПНЛ (вид снизу)

РИТЭГ представляет собой радиоизотопный источник тепла и электроэнергии мощностью 500 В, выполненный на основе диоксида плутония-238.

Расположение РИТЭГ на борту ПНЛ показано на рисунке 2.

2. Радиационные условия функционирования экипажа на поверхности Луны

Для оценки уровней влияния ионизирующих излучений на организм человека часто используется понятие эквивалентной дозы, характеризующее эффекты радиационного биологического воздействия (Козлов В.Ф., 1991).

В процессе пилотируемого освоения Луны на космонавтов действует как ионизирующее излучение космического пространства, так и ионизирующее излучение РИТЭГ, расположенного на борту ПНЛ.

При расчёте эквивалентной дозы от воздействия РИТЭГ важнейшими характеристиками являются длительность работы космонавта с луноходом и его удаленность от радиоизотопного источника – значения расстояний от РИТЭГ до космонавта при различных видах работ.

Для определения необходимых исходных данных при расчёте эквивалентной дозы от РИТЭГ, прежде всего, стоит отметить, что характеристики поля излучений (мощность дозы, доза) зависят от распределения радиоактивного вещества в радиоизотопном источнике. В зависимости от их геометрических параметров и расстояний до точки детектирования выделяют протяжённые, например, (Банников А.В., Попов В.Б., 2021) и точечные радиоизотопные источники. В статье рассматриваются точечные радиоизотопные источники, которые в настоящее время применяются в космической промышленности, и приведенные здесь результаты расчётов эквивалентных доз, полученных космонавтами, базируются на данном факте. Рассмотрим подробно каждый источник радиационного воздействия.

2.1. Космическое пространство

На рассматриваемом этапе освоения Луны предполагается, что лунная база будет функционировать в режиме посещения для формирования инфраструктуры базы. При выполнении данного расчёта рассмотрим два варианта длительности пребывания экипажа на Луне – 14 суток (минимальный случай) и один земной год (максимальный случай), при этих сценариях учтём длительность перелёта к Луне и обратно по перспективной траектории для функционирования орбитального КА на гало-орбите общей длительностью 42 дня.

Расчёты параметров воздействия ИИ КП проводились, в соответствии с ОСТ 134-1044-2007-изм. 1,

таблица 1 – Значения эквивалентных доз за сферическими защитными экранами различной толщины от ГКЛ (фоновые условия) за один год пребывания космонавтов на Луне

массовая защита, г/см ²	протоны, Зв	нейтроны, Зв	ядра, Зв	суммарная доза, Зв
1,0*	0,046	0,0033	0,658	0,708
3,0	0,051	0,0091	0,570	0,630
10,0**	0,060	0,0325	0,355	0,447

Примечания

* Массовая защита 1 г/см² соответствует скафандру космонавта.

** Массовая защита 10 г/см² соответствует обитаемому отсеку лунного модуля.

ОЦЕНКА ВОЗДЕЙСТВИЯ ИЗЛУЧЕНИЯ РАДИОИЗОТОПНОГО ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ НА КОСМОНАВТОВ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПИЛОТИРУЕМОГО НЕГЕРМЕТИЧНОГО ЛУНОХОДА

таблица 2 – Значения эквивалентных доз за сферическими защитными экранами различной толщины от СКЛ (экстремальные условия) за один год пребывания космонавтов на Луне

массовая защита, г/см ²	протоны, Зв	нейтроны, Зв	ионы, Зв	суммарная доза, Зв
1,0	10,70	0,0072	3,38	14,1
3,0	1,72	0,0072	0,33	2,07
10,0	0,22	0,0079	0,023	0,254

с применением программного комплекса COSRAD (Кузнецов Н.В. и др., 2011), основанного на динамической модели галактических космических лучей (ГКЛ) (ГОСТ 25645.150-90, 1991; Модель космоса, 2007) и вероятностной модели солнечных космических лучей (СКЛ) (ГОСТ Р 25645.165-2001, 2001; Модель космоса, 2007).

Результаты расчётов эквивалентных доз за сферическими защитными экранами различной толщины от ГКЛ (фоновые условия в отсутствии солнечных вспышек) за один год длительности миссии представлены в таблице 1.

При оценке радиационного воздействия на космонавтов от СКЛ принимается условие, что за время работы на поверхности Луны может произойти экстремальная солнечная вспышка (класса S5), в результате которой образуются мощнейшие потоки протонов, значительно увеличивающие уровень радиационного воздействия.

Результаты расчётов эквивалентных доз за сферическими защитными экранами различной толщины от СКЛ за один год длительности миссии представлены в таблице 2.

2.2. Радиоизотопные источники

Уровни воздействия радиоизотопного источника на космонавта характеризуются параметром эквивалентной дозы, значение которой зависит от активности (массы) изотопа, расстояния от источника излучения до космонавта и времени нахождения

в непосредственной близости от источника. На данном этапе проектирования защитными свойствами скафандра космонавта можно пренебречь, т.к. поток частиц после прохождения массовой защиты ослабляется незначительно, однако на последующих этапах проектирования, зная непосредственно конструкцию скафандра, целесообразно проводить расчёты с учётом ослабления потока частиц от РИТЭГ скафандром.

В составе НПЛ предполагается использовать РИТЭГ тепловой мощностью 500 Вт на основе диоксида плутония-238 (Pu²³⁸O₂). РИТЭГ такой тепловой мощности не применялся в космической промышленности, и только предстоит его разработка, поэтому оценим его характеристики методом критериев подобия на основе уже разработанных и применяемых в космической промышленности радиоизотопных источников тепла и электроэнергии.

В современных проектах по исследованию дальнего космоса рассматриваются радиоизотопные источники на основе диоксида изотопа плутония-238, являющегося источником нейтронного, гамма- и рентгеновского излучения, характеристики которого зависят от активности изотопа. Оценивать характеристики рассматриваемого РИТЭГ будем через критерии подобия, а именно, принимая тот факт, что поток излучения пропорционален тепловой мощности, которая, в свою очередь, пропорциональна активности применяемого радиоизотопа.

таблица 3 – Максимальные значения мощности эквивалентной дозы от РИТЭГ ПНЛ в зависимости от расстояния до источника

расстояние до РИТЭГ, см	суммарная мощность эквивалентной дозы от гамма-излучения и рентгеновского излучения и нейтронов, Зв/с
10	$8,96 \cdot 10^{-6}$
50	$3,47 \cdot 10^{-7}$
100	$8,80 \cdot 10^{-8}$
200	$2,23 \cdot 10^{-8}$

Тепловой блок (ТБ) ТБ-238-8,5 «Ангел» (Завалишин Ю.К. и др., 2004), используемый для обогрева аппаратуры посадочных аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина», имеет тепловую мощность 8,5 Вт, поэтому плотность потока излучения, а также поглощенная и эквивалентная дозы для РИТЭГ мощностью 500 Вт будут в 58,8 раз больше, чем для ТБ.

В статье (Власенков Е.В., Хамидуллина Н.М., 2023) была представлена зависимость мощности эквивалентной дозы для упомянутого выше ТБ мощностью 8,5 Вт. Используя критерии подобия, получаем зависимость мощности эквивалентной дозы РИТЭГ НПЛ от расстояния, которая представлена в таблице 3.

Как следует из таблицы 3, радиальная зависимость максимального значения мощности эквивалентной дозы от одного типового РИТЭГ на расстояниях более 10 см хорошо описывается функцией $1/R^2$ как в случае точечного источника.

Применённый подход подтверждается и данными о приблизительной пропорциональности выхода нейтронов из радиоизотопного источника величине его тепловой мощности (с точностью до 4%). Действительно, ТБ с тепловой мощностью 8,5 Вт имеет выход нейтронов $2,40 \cdot 10^5$ нейтрон/с (коэффициент пропорциональности $2,82 \cdot 10^4$ (с·Вт)⁻¹), а используемый в проектах АО «НПО Лавочкина» РИТЭГ-238-6,5, содержащий тепловой блок ТБ-238-130 с тепловой мощностью 130 Вт, – $3,50 \cdot 10^6$ нейтрон/с (коэффициент пропорциональности $2,70 \cdot 10^4$ (с·Вт)⁻¹).

3. Циклограмма работ космонавта

На первых этапах строительства лунной базы пилотируемые экспедиции будут иметь краткосрочный характер.

В настоящем разделе рассмотрим миссию на поверхность Луны длительностью 14 суток, при этом экипаж доставляется туда в лунном многоэтажном пилотируемом корабле. В процессе пребывания на поверхности Луны космонавты должны работать по научной программе, предусматривающей работу как внутри жилого отсека лунного модуля, так и на поверхности Луны. Для расчётов радиационного

воздействия на космонавта необходимо определить типовую циклограмму работ краткосрочной миссии, типовые работы с луноходом и расстояния от космонавта до РИТЭГ при выполнении данных работ.

Предположительная типовая посуточная циклограмма работ космонавта на поверхности Луны в период краткосрочной миссии (14 суток) представлена в таблице 4.

В связи с тем, что конкретная программа работы космонавта с ПНЛ в настоящее время не может быть определена, как наихудший случай принимается работа в непосредственной близости от РИТЭГ лунохода на протяжении шести часов.

4. Расположение РИТЭГ

Непосредственное расположение РИТЭГ на луноходе определяется задачами обеспечения требуемого температурного диапазона на посадочных поверхностях под служебную и научную аппаратуру. В конструкции ПНЛ РИТЭГ расположен в нижней части лунохода. Рассмотрим два расчётных случая:

- расположение космонавта в непосредственной близости к РИТЭГ лунохода (наименьшее возможное расстояние до РИТЭГ) при выполнении работ с луноходом (рисунок 3);
- расположение космонавтов в креслах лунохода при передвижении по поверхности Луны (рисунки 4 и 5).

В дальнейших расчётах примем «наихудший» случай и рассматривать будем место расположения космонавта № 1 (сидение по левому борту), т.к. оно расположено наиболее близко к РИТЭГ.

5. Расчётные значения уровней эквивалентных доз

В соответствии с принятой длительностью работ (шесть часов в течении только одних суток) космонавта с ПНЛ в непосредственной близости от него (операции по сервисному обслуживанию), рассчитанное значение эквивалентной дозы от РИТЭГ составляет 0,001603 Зв.

таблица 4 – Суточная циклограмма работ космонавта на поверхности Луны в период краткосрочной миссии (14 суток)

действующие факторы	длительность пребывания на поверхности Луны, сутки		
	внутри жилого отсека	работа на поверхности Луны в скафандре	работа на поверхности Луны с луноходом
	8	5*	1**
КП	+	+	+
РИТЭГ	–	–	+

Примечания

* Космонавт работает на поверхности Луны не более шести часов каждые из пяти суток (определяется ресурсом скафандра), при этом в режиме движения на ПНЛ – четыре часа, в режиме работы на поверхности Луны (удалены от ПНЛ более чем на пять метров) – два часа.

** Длительность работы по сервисному обслуживанию ПНЛ (в непосредственной близости к РИТЭГ). Знак «+» означает наличие воздействия, знак «–» – его отсутствие.

ОЦЕНКА ВОЗДЕЙСТВИЯ ИЗЛУЧЕНИЯ РАДИОИЗОТОПНОГО ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ НА КОСМОНАВТОВ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПИЛОТИРУЕМОГО НЕГЕРМЕТИЧНОГО ЛУНОХОДА

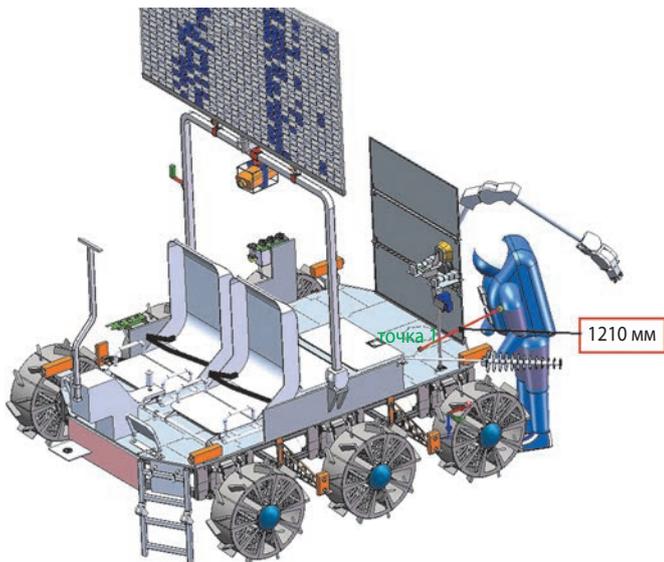


рисунок 3. Расположение космонавта рядом с луноходом («худший» случай), минимальное расстояние от РИТЭГ до космонавта ~120 см

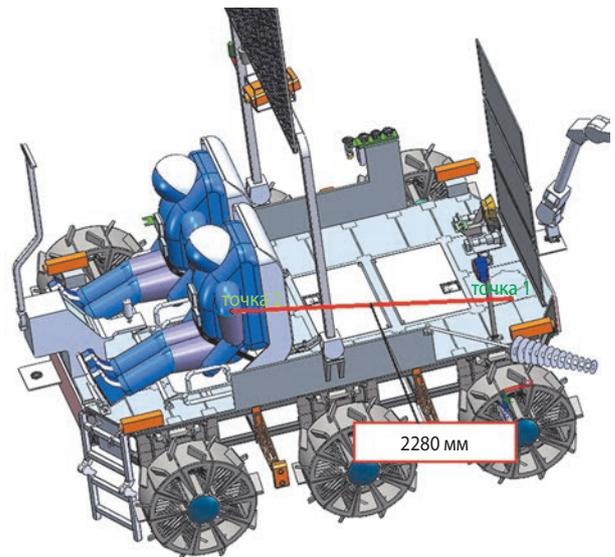


рисунок 4. Расстояние от РИТЭГ до космонавта № 1 (сидение по левому борту)

таблица 5 – Рассчитанные эквивалентные дозы при работе космонавтов на поверхности Луны по циклограмме типовой краткосрочной миссии длительностью 14 суток в фоновых и экстремальных радиационных условиях

действующие факторы	эквивалентные дозы, Зв			
	внутри жилого отсека	движение на НПЛ по поверхности Луны	работа на поверхности Луны с НПЛ	за 14 суток пребывания на поверхности Луны
«фоновые» условия КП (только ГКЛ)	0,0098	0,0096	0,002	0,0214
РИТЭГ	–	0,00066	0,00160	0,0023
суммарная эквивалентная доза при «фоновых» условиях				0,0237
суммарная эквивалентная доза при «экстремальных» условиях КП (СКЛ за три часа на поверхности в скафандре 1,76 Зв+ГКЛ)				1,7837

таблица 6 – Рассчитанные эквивалентные дозы при работе космонавтов на поверхности Луны в течении одного года при «фоновых» и «экстремальных» условиях

действующие факторы	эквивалентные дозы, Зв			
	внутри жилого отсека	движение на НПЛ по поверхности Луны	работа на поверхности Луны с НПЛ	за один год пребывания на поверхности Луны
«фоновые» условия КП (только ГКЛ)	0,2548	0,2496	0,052	0,5564
РИТЭГ	–	0,01706	0,04168	0,0587
суммарная эквивалентная доза при «фоновых» условиях				0,615
суммарная эквивалентная доза при «экстремальных» условиях КП (СКЛ за три часа на поверхности в скафандре 1,76 Зв+ГКЛ)				2,375

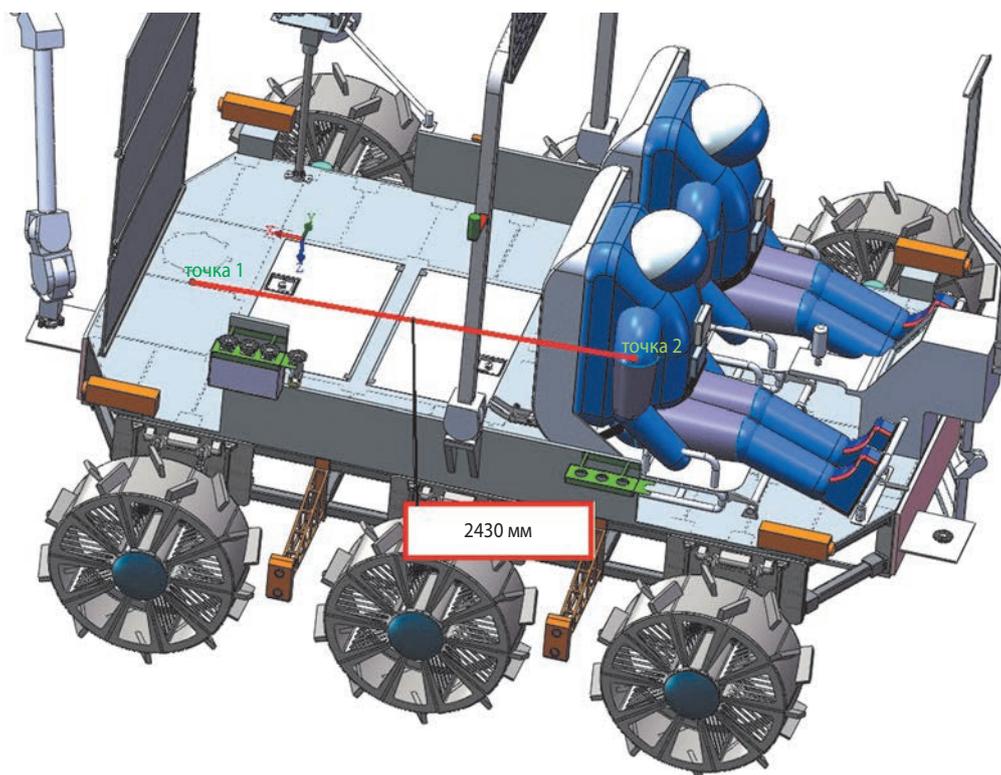


рисунок 5. Расстояние от РИТЭГ до космонавта № 2 (сидение по правому борту)

В соответствии с принятой длительностью режима движения космонавта на луноходе (четыре часа в течении каждых из пяти суток), рассчитанное значение эквивалентной дозы от РИТЭГ составляет 0,000656 Зв.

В режиме работы на поверхности Луны (космонавты удалены от ПНЛ более чем на два метра) воздействие РИТЭГ не учитывается, ввиду пренебрежимо малых значений суммарной мощности дозы.

Рассмотрим случай, когда за время работы космонавта, защищённого только скафандром, на поверхности Луны произойдёт экстремальная солнечная вспышка. С учётом того факта, что космонавту потребуется, например, три часа, чтобы добраться в посадочный модуль или на обитаемую базу, полученная им эквивалентная доза от СКЛ составит 1,76 Зв (Власенков Е.В., Хамидуллина Н.М., 2023).

Рассчитанные эквивалентные дозы при работе космонавтов на поверхности Луны по циклограмме типовой краткосрочной миссии длительностью 14 суток в фоновых (отсутствие солнечных вспышек) и экстремальных (мощная солнечная вспышка класса S5) радиационных условиях, представлены в таблице 5.

При оценке эквивалентной дозы при максимальной рассматриваемой продолжительности пребывания экипажа на Луне принимается, что циклограмма годовой работы экипажа в первом приближении представляет собой циклическое повторение циклограммы 14-суточной работы. Поэтому эквивалентные дозы космонавтов для годовой миссии равны

примерно 26-эквивалентным дозам фонового излучения, полученным для случая 14-суточной миссии (таблица 6).

ВЫВОДЫ

1. Эквивалентная доза космонавта за 14 суток работы на поверхности Луны по циклограммам типовых краткосрочных миссий в условиях спокойного Солнца составляет 0,02366 Зв≈24 мЗв. Из них вклад РИТЭГ не превышает 0,23 мЗв, что составляет около 1% от общей дозы облучения.

2. Эквивалентная доза космонавта за один год работы на поверхности Луны по циклограммам типовых краткосрочных миссий (в условиях спокойного Солнца) составляет 0,615 Зв=615 мЗв. Из них вклад РИТЭГ не превышает 5,87 мЗв, т.е. около 1% от общей дозы облучения.

3. Эквивалентная доза космонавта, в случае, если солнечная вспышка застала его на поверхности Луны в скафандре на значительном удалении от посадочного модуля, добраться до которого возможно в течение трёх часов, равна 1,76 Зв. В соответствии с мировыми стандартами радиационной безопасности для космонавтов, предельно допустимая эквивалентная доза (ПДЭД), или профессиональный предел при выполнении длительных космических полётов составляет 1 Зв (Методические рекомендации МР ФМБА, 2021). Таким образом, в данном случае доза космонавта почти в два раза превышает ПДЭД.

4. Эквивалентная доза космонавта за солнечную вспышку за массовой защитой 10 г/см^2 (в обитаемом отсеке) составляет $0,25 \text{ Зв}=250 \text{ мЗв}$.

5. Полученная космонавтами доза облучения за время работы по циклограммам типовых краткосрочных миссий длительностью 14 суток, даже в условиях спокойного Солнца, $\sim 24 \text{ мЗв}$ превышает предельно допустимую годовую дозу облучения персонала категории А, постоянно или временно работающих с источниками ионизирующего излучения на объектах атомной промышленности РФ, составляющую, в соответствии с документом «Нормы радиационной безопасности НРБ-99», 20 мЗв/год .

6. Вклад РИТЭГ не превышает $2,3 \text{ мЗв}$ в случае 14-суточной миссии и 59 мЗв в случае годовой миссии, т.е. составляет при работе космонавтов на Луне в условиях спокойного Солнца примерно 10% от эквивалентной дозы от космических источников радиационного излучения. В случае солнечной вспышки это процент за год работы на Луне уменьшается до 2,5%. Этот важный вывод свидетельствует о том, что максимальную радиационную опасность для экипажей космонавтов представляет излучение космического пространства, а не искусственные радиоизотопные источники, даже такие мощные, как РИТЭГ.

Самую большую опасность представляет экстремальная солнечная вспышка, особенно, если данное событие произойдет, когда космонавт выполняет работы на поверхности Луны в скафандре вне посадочного модуля. Для предотвращения смертельно опасного облучения необходимо размещать на посадочном модуле или на орбитальных аппаратах, или на луноходах высокочувствительные детекторы солнечных космических лучей, способных уловить нарастание потока частиц после экстремальной вспышки и, тем самым, заранее сигнализировать о необходимости возвращения космонавтов в отсек посадочного модуля или на базу. Важное значение имеет прогнозирование радиационной обстановки, которое осуществляют в России и США соответствующие службы, оснащенные комплексами наблюдательных средств и методиками прогнозирования.

На последующих этапах проектирования при расчёте радиационного воздействия на экипаж лунных миссий необходимо рассматривать предметные циклограммы работ космонавтов с оборудованием, содержащем в своем составе радиоизотопные источники, а также принимать во внимание ослабление потока частиц от радиоизотопных источников массовой защитой скафандра космонавта.

список литературы

Банников А.В., Попов В.Б. Порядок расчёта локальных дозовых нагрузок радиоэлектронной бортовой аппаратуры космического аппарата с ядерной

энергетической установкой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 45-49.

Власенков Е.В., Зефирова И.В., Хамидуллина Н.М., Комбаев Т.Ш. Особенности проектирования луноходов с учётом радиационного воздействия космического пространства и бортовых радиоизотопных источников тепла // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 12-19.

Власенков Е.В., Хамидуллина Н.М. Радиационное воздействие при эксплуатации перспективных луноходов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 47-53.

ГОСТ 25645.150-90. Галактические космические лучи. Модель изменения потоков частиц. М.: Госстандарт, 1991.

ГОСТ Р 25645.165-2001. Лучи космические солнечные. Вероятностная модель потоков протонов. М.: Госстандарт, 2001.

Гражданская продукция организаций оборонно-промышленного комплекса. Разд. 6. Облучательные технологии. Т. 2. М.: Росатом, 2021. 188 с.

Довгань В.Г., Мошнеев А.А. Первенцы космических робототехнических комплексов (к 50-летию «ЛУНОХОДА-1») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 21-29.

Завалишин Ю.К., Пустовалов А.А., Дербунувич Б.В., Акимов И.М. и др. Технологические возможности производства источников тепла на основе плутония-238 // Атомная энергетика. Атомная энергетика для транспортных средств. 2004. № 11. С. 27-31.

Козлов В.Ф. Справочник по радиационной безопасности. Изд. четвёртое. М.: Энергоатомиздат, 1991. С. 7.

Кузнецов Н.В., Мальшикин Ю.М., Николаева Н.И., Ныммик Р.А. и др. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. Вып. 2. С.72-78.

Методические рекомендации МР ФМБА 17.01-2021. Ограничение облучения космонавтов при околоземных космических полетах (ОКОКП-2021). М., 2021. 15 с.

ОСТ 134-1044-2007-изменение 1. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установление требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения. 2017. 258 с.

Статья поступила в редакцию 17.07.2024

Статья после доработки 22.07.2024

Статья принята к публикации 23.07.2024

КРАТКИЙ ОБЗОР МЕТОДОВ ПОДАВЛЕНИЯ НАДИРНОГО ЭХОСИГНАЛА В ИМПУЛЬСНЫХ СИСТЕМАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ ЗА РУБЕЖОМ

A BRIEF REVIEW OF NADIR REFLECTED SIGNAL SUPPRESSION METHODS IN ABROAD PULSED EARTH REMOTE SENSING SYSTEMS



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



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



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

Сделан краткий обзор методов, позволяющих повысить уровень подавления надирного эхосигнала. Проведены зависимости отношения уровня надирного эхосигнала к сигналу, принимаемому главным лепестком диаграммы направленности антенны радиолокатора с синтезированной апертурой при различном типе земной поверхности и уровне волнения моря.

Ключевые слова:

радиолокатор с синтезированной апертурой;
надирный эхосигнал;
дальномерные неоднозначности.

DOI: 10.26162/LS.2024.82.45.018

ВВЕДЕНИЕ

В системах дистанционного зондирования Земли из космоса наряду с оптическими средствами широко применяются радиолокаторы с синтезированной апертурой (РСА). Причём в настоящее время на орбите функционируют как миссии с аппаратами, оснащёнными большими сканирующими активными фазированными антенными решётками (АФАР) и высоким уровнем излучаемой мощности, так и созвездия, в состав которых входят малые аппараты

The article provides a brief review of methods to increase the level of nadir reflected signal suppression. The dependences of the of the nadir reflected signal level ratio to the signal received by the main antenna pattern lobe of the synthetic aperture radars at different types of the earth's surface and sea level are carried out.

Key words:

synthetic aperture radar;
nadir echo;
range ambiguities.

(Петров А.С., Демин Д.С., 2023; Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С., 2019). В импульсных РСА принимаемые полезные эхосигналы могут накладываться на импульсы передатчика (ПРД), что приводит к образованию слепых зон наблюдения. Кроме того, эхосигналы, принимаемые локатором при отражении импульсов от земной поверхности в области проекции платформы на земную поверхность (надирные эхосигналы – НЭС), также могут

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

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

КРАТКИЙ ОБЗОР МЕТОДОВ ПОДАВЛЕНИЯ НАДИРНОГО ЭХОСИГНАЛА В ИМПУЛЬСНЫХ СИСТЕМАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ ЗА РУБЕЖОМ

накладываться на стробы сигналов, открывающих вход приемного устройства (ПРМ). Этот эффект возникает при выполнении следующего условия:

$$R = h + kc / (2F_n),$$

где R – наклонная дальность до центра полосы захвата; h – высота полёта платформы над земной поверхностью; k – целое число; c – скорость света в вакууме; F_n – частота повторения импульсов передатчика.

Одновременно с полезным сигналом на вход приёмника приходят не только надирные отклики, но и эхосигналы с направлений других боковых лепестков диаграммы направленности (ДН) антенны. Они формируют паразитные сигналы азимутальной и дальномерной неоднозначности. Вместе с тем, уровень надирных эхосигналов может превышать уровень сигналов, принимаемых по другим боковым лепесткам ДН антенны, поскольку расстояние от надира до платформы минимально (равно высоте её полёта) и отражение от поверхности происходит в зеркальной точке, а значит, имеет максимальное значение.

Эхосигналы, которые могут приниматься по угломестным боковым лепесткам ДН антенны, т.е. помехи угломестной неоднозначности (ПУН) удаётся избежать путём соответствующего выбора частоты повторения импульсов ПРД (Curlander J.C. et al., 1991; Melvin W.L. et al., 2013; Груздов В.В. и др., 2018; Булыгин М.Л. и др., 2015). В (Петров А.С., 2021), тем не менее было показано, что при этих значениях частоты повторения импульсов ПРД в некоторых интервалах изменения угла визирования на стробы, открывающие вход ПРМ, станут накладываться НЭС. Вариант выбора частоты F_n повторения импульсов ПРД, сделанного в соответствии с соотношениями, приведёнными в (Curlander J.C. et al.,

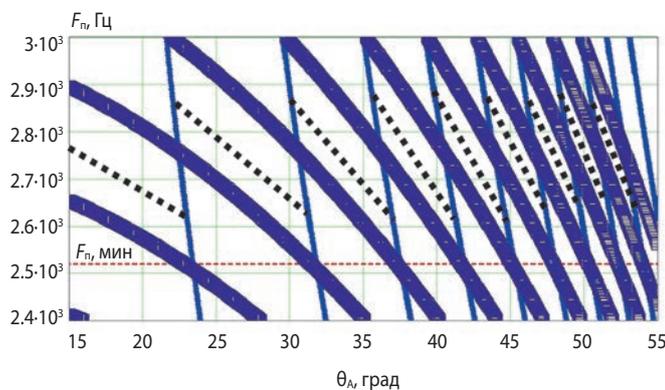


рисунок 1. Зависимость частоты повторения импульсов передатчика в маршрутном режиме работы РСА миссии Cosmo-Skymed от угла визирования, при которой не возникает наложения ПУН и надирных эхосигналов на стробы импульсов, открывающих вход приемника (точечные линии); сплошными жирными линиями зоны ПУН, а тонкими – зоны прихода надирного эхосигнала

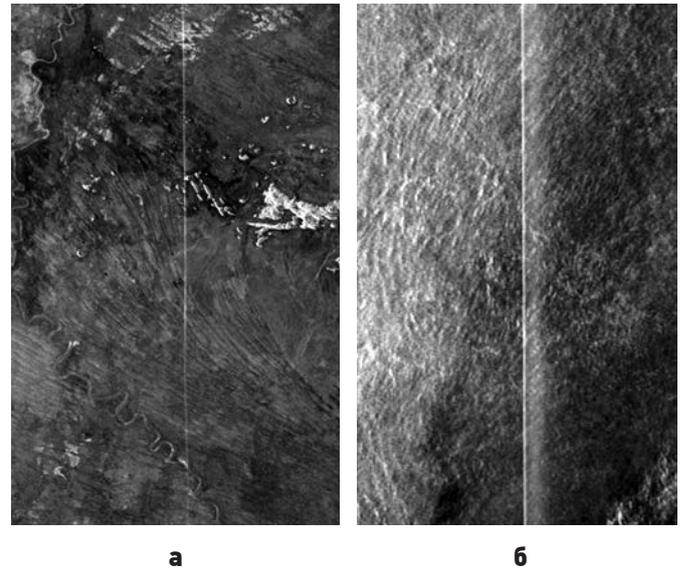


рисунок 2. Пример изображений РСА, сформированных миссией TerraSAR-X в Австралии (а) и в области Индийского океана (б); надирный эхосигнал наблюдается как яркая вертикальная полоса в центре изображения (Villano M. et al., 2022)

1991; Петров А.С., 2021), в диапазоне углов визирования от 15° до 55° проиллюстрирован на рисунке 1 точечными линиями. В качестве исходных данных приняты параметры космического РСА миссии Cosmo-Skymed, которые приведены в (Груздов В.В. и др., 2018). На этом рисунке зоны ПУН изображены сплошными жирными линиями, тонкими – области надирного эхо; пунктирная линия определяет минимально допустимое значение частоты повторения импульсов ПРД $F_{n, \text{МИН}} = V_0 / \delta_x$, где V_0 – скорость движения платформы относительно земной поверхности; δ_x – азимутальное разрешение РСА.

Многoletний опыт эксплуатации зарубежных космических РСА показал, что выбор такой частоты повторения импульсов передатчика, который проиллюстрирован на рисунке 1, не обеспечивает достаточного уровня подавления надирного эхосигнала. В качестве примера на рисунке 2 приведены изображения РСА, сформированные миссией TerraSAR-X в Австралии и в области Индийского океана (Villano M. et al., 2022). В них надирный эхосигнал наблюдается как яркая вертикальная полоса в центре изображения. В литературе описаны различные методы, позволяющие в существенной мере подавить надирный эхосигнал.

Цель работы – оценка зависимости отношения уровня надирного эхосигнала к сигналу, принимаемому главным лепестком диаграммы направленности антенны РСА при различном типе земной поверхности и уровне волнения моря, а также краткий обзор методов, позволяющих повысить уровень подавления надирного эхосигнала.

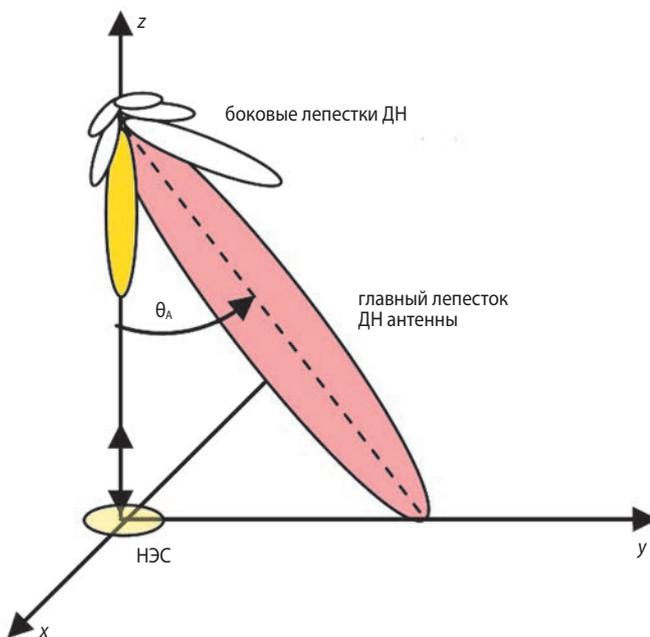
1. Уровень надирного эхосигнала

На рисунке 3а изображена диаграмма направленности антенны в угломестном сечении. Её максимум отклонён от вертикали на угол визирования θ_A , а один из боковых лепестков направлен на точку проекции платформы на земную поверхность, т.е. в надир.

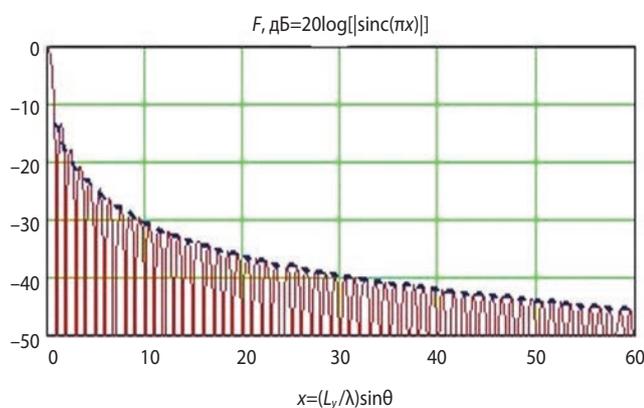
Асимптотическое представление нормированной ДН антенны по уровню максимумов боковых лепестков ДН антенны, рисунок 3б, можно оценить следующим образом:

$$\Delta F, \text{ дБ} = 20 \log \{ |\text{sinc}[\pi \lceil (L_{ay}/\lambda) \sin \theta_A + 0.5 \rceil] | \}, \quad (1)$$

где L_{ay} – вертикальный размер антенны; λ – длина волны; $\lceil \cdot \rceil$ – оператор округления числа до ближайшего меньшего целого значения.



а



б

рисунок 3. Иллюстрация формирования НЭС (а); зависимость односторонней ДН антенны по мощности от нормированной угловой переменной (б)

Оценим отношение уровня сигнала, отраженного от надира (в предположении, что он попадает на максимум одного из боковых лепестков диаграммы направленности антенны), к уровню полезного сигнала. Их отношение зависит от номера бокового лепестка ДН, на который приходится отражение от надира. Если минимальный угол визирования равен 25° , а максимальный 55° , то, например, при угломестной ширине ДН антенны $\Delta\theta = \lambda/L_{ay} \rightarrow 1.2^\circ$ номера соответствующих боковых лепестков будут находиться в интервале от $n=20$ до $n=45$. Обращаясь к рисунку 3б, видим, что снижение уровня усиления антенны в соответствующих боковых лепестках ДН по сравнению с уровнем усиления в главном будет изменяться от -38 дБ до -43 дБ.

Отношение сигнала, принимаемого с направления надира, к сигналу, принимаемому с углового направления визирования центра полосы захвата, определится следующим образом:

$$\Delta L(\theta_A), \text{ дБ} = \Delta F(\theta_A) + \Delta\sigma^0(\theta_A) + \Delta L_n(\theta_A),$$

где $\Delta F(\theta_A)$ рассчитывается по формуле (1); $\Delta\sigma^0(\theta_A) = \sigma^0(0) - \sigma^0(\theta_A)$; $\Delta L_n(\theta_A) = 10 \log [R(\theta_A)/R(0)]^3$ – отношение пространственных потерь в РСА при двух значениях угла визирования (отношение расстояний под знаком логарифма возведено в третью степень, поскольку в РСА пространственные потери зависят от наклонной дальности в третьей степени); $R(\theta_A)$ – зависимость наклонной дальности от угла визирования; $\sigma^0(\theta_A)$ – зависимость удельной эффективной площади рассеяния (УЭПП) земной (морской) поверхности от угла визирования. Она определяется с помощью вычислительных процедур, таблиц данных и графиков. Зависимости наклонной дальности R и угла падения волны η_n выражаются через высоту полета платформы H и угол визирования θ_A с помощью следующих соотношений (Груздов В.В. и др., 2018):

$$R = R_3 \frac{\cos(\theta_A + \gamma)}{\sin \theta_A}, \quad \eta_n = \arcsin \left[\left(1 + \frac{H}{R_3} \right) \sin \theta_A \right],$$

где R_3 – радиус Земли.

На рисунке 4 для X -диапазона приведены заимствованные из литературы (Ka M.-H. et al., 2007; Nathanson F.E. et al., 1999; Scolnik M.I., 1981) зависимости УЭПП от угла падения электромагнитной волны для земной поверхности различного типа на суше и морской поверхности при волнении моря от одного до пяти баллов. Их интерполированные значения были использованы в вычислительной процедуре.

Пример с результатами моделирования представлен на рисунке 5. Высота полета принята равной $H=600$ км, ширина главного лепестка ДН антенны по углу места $\Delta\theta=1.2^\circ$. Цифрами обозначены кривые, описывающие УЭПП суши четырёх типов:

КРАТКИЙ ОБЗОР МЕТОДОВ ПОДАВЛЕНИЯ НАДИРНОГО ЭХОСИГНАЛА В ИМПУЛЬСНЫХ СИСТЕМАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ ЗА РУБЕЖОМ

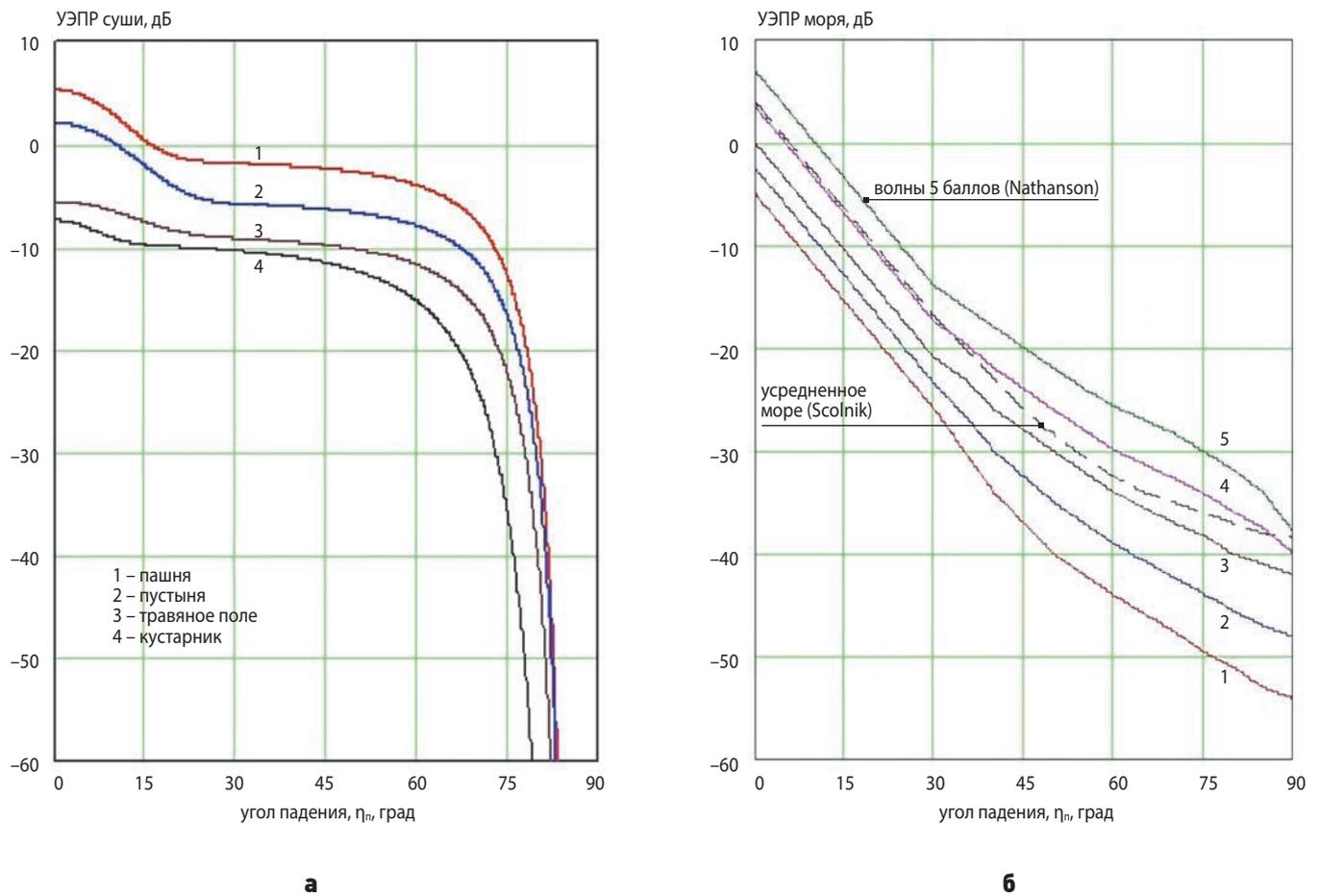


рисунок 4. Зависимость УЭПР земной поверхности различного типа в X-диапазоне от угла падения волны: суши (а); морской поверхности при волнении моря от одного до пяти баллов (б)

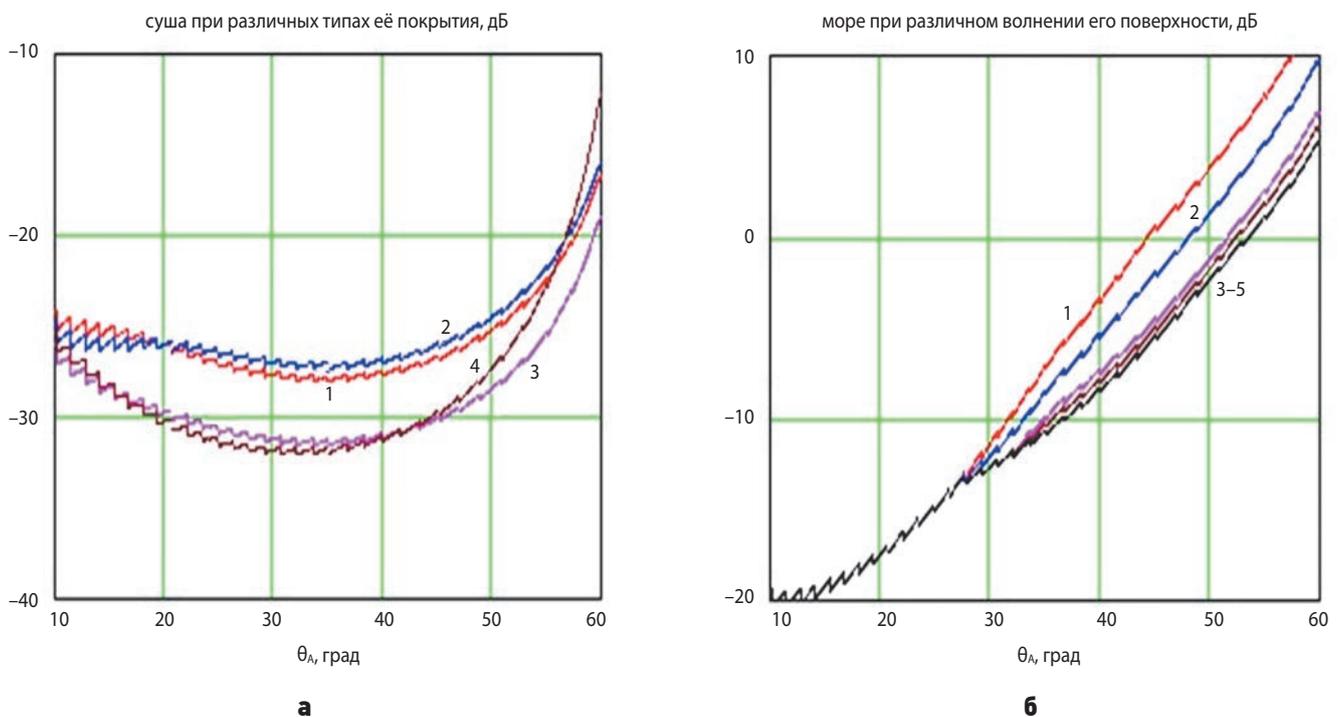


рисунок 5. Отношение сигнала, принимаемого с направления надира, к сигналу, принимаемому с углового направления визирования центра полосы захвата для суши (а), для моря (б). Ширина полосы захвата земной поверхности определяется вертикальным размером апертуры антенны и углом визирования

1 – пашня; 2 – пустыня; 3 – травяное поле; 4 – кустарник. Для моря цифрами 1–5 отмечено его волнение в баллах. Пилообразный характер поведения кривых объясняется наличием в формуле (1) функции $\lceil \cdot \rceil$, которая округляет значение числа до ближайшего меньшего целого значения.

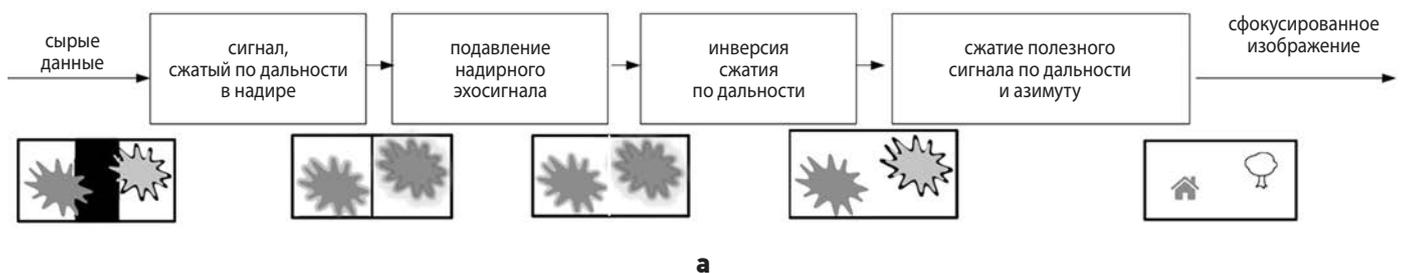
Для суши в диапазоне углов визирования $25\text{--}55^\circ$ уровень надирного сигнала оказывается ниже уровня сигнала, принимаемого главным лепестком ДН антенны, более чем на 20 дБ, а в некоторых угловых интервалах более чем на 30 дБ. Что же касается работы системы в морском режиме, то, судя по полученным результатам, необходимо подавлять надирный импульс путём формирования нулевого значения ДН антенны в направлении надира во всем диапазоне изменения углов визирования морской поверхности $25\text{--}55^\circ$.

2. Методы подавления надирного эхосигнала

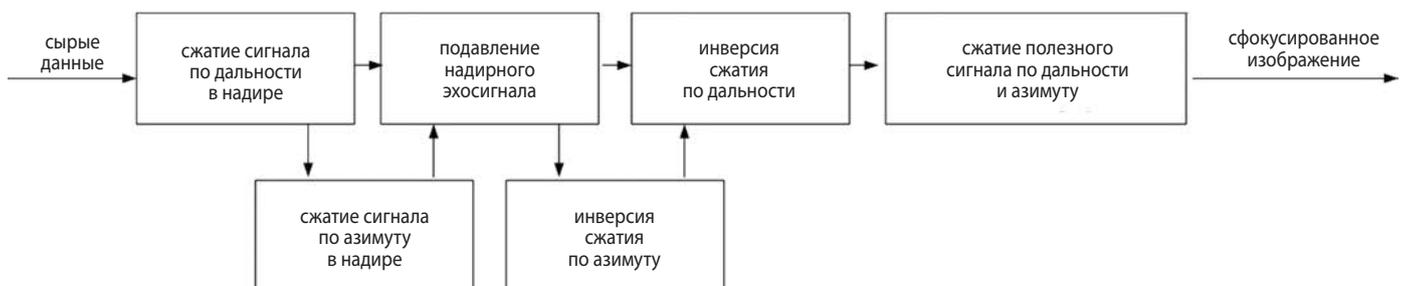
В работах (Villano M. et al., 2018; Jeon S.-Y. et al., 2022; Villano M. et al., 2022; Peixoto M.N. et al., 2022; Wang Y. et al., 2021) описаны процедуры подавления надирного эхосигнала с помощью метода двойной фокусировки (МДФ) изображения, а также вариации от импульса к импульсу формы зондирующего сигнала с образованием их ортогональной последовательности. Две схемы реализации МДФ проиллюстрированы на рисунке 6 (Villano M. et al., 2018; Jeon S.-Y. et al., 2022). В первой из них постпроцессорная обработка сигнала выполняется путём его сжатия

по дальности, а во второй она реализуется при полном сжатии сигнала по дальности и азимуту. Идея метода состоит в том, что вначале производится согласованная фильтрация сигнала по дальности не для направления полезного сигнала, а для надирного направления. В результате выполнения этой процедуры надирный сигнал фокусируется, формируя яркую, узкую по наклонной дальности и длинную полосу в продольном направлении, а полезный сигнал оказывается расфокусированным. Затем эта узкая полоса удаляется из изображения (путём обнуления значений соответствующих пикселей). После этого выполняется инверсия сжатия по надирной дальности с последующей согласованной фильтрацией оставшегося полезного сигнала по его собственной (а не надирной) дальности и азимуту. В результате формируется сфокусированное полезное изображение, в котором надирный эхосигнал окажется подавленным. Вторая схема отличается от первой только тем, что подавление надирного эхосигнала происходит в сигнале, над которым предварительно выполнена процедура согласованной фильтрации в направлении надира как по дальности, так и по азимуту.

Результаты работы описанных процедур могут быть улучшены при использовании ортогональных сигналов с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) несущей и периодически изменяющимся знаком крутизны изменения частоты (КИЧ). Чередование знака может выполняться как между каждыми двумя соседними импульсами, так и между группами импульсов (Villano M. et al., 2022; Демин Д.С. и др., 2023), рисунок 7.



а



б

рисунок 6. Блок-схемы постпроцессорной обработки сигнала с помощью метода двойной фокусировки путем его сжатия по дальности (а) и в области его полного сжатия по дальности и азимуту (б)

КРАТКИЙ ОБЗОР МЕТОДОВ ПОДАВЛЕНИЯ НАДИРНОГО ЭХОСИГНАЛА В ИМПУЛЬСНЫХ СИСТЕМАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ ЗА РУБЕЖОМ

Используются также ортогональные последовательности, в которых каждый элемент разделён на два интервала с изменяющейся длительностью и различным значением КИЧ, рисунок 8. Сигналы этого типа описываются с помощью следующих выражений (Villano M. et al., 2018):

$$s_i(t) = \begin{cases} \exp\left\{j\pi \frac{B}{T} \left[t - t_i - T \left(\left[\frac{t + 0.5T - t_i}{T} \right] \right)^2 \right] \right\}, & -0.5T \leq t \leq 0.5T, \\ 0, & \text{в противном случае} \end{cases}$$

$$t_i = \frac{i(i+1)}{2B} - T \left[\frac{i(i+1) + BT}{2BT} \right], \quad i=0 \dots 2BT.$$

На рисунках 7 и 8 аббревиатурами ВВ и ВН обозначены ЛЧМ сигналы соответственно с возрастающей и убывающей зависимостью частоты от времени (английские сокращённые наименования up и down).

Фрагмент изображения, в котором присутствует надирный эхосигнал, и результат его постпроцессорной обработки представлены на рисунке 9. Видим, что применение описанной методики позволило обеспечить высокий уровень подавления надирного эхосигнала.

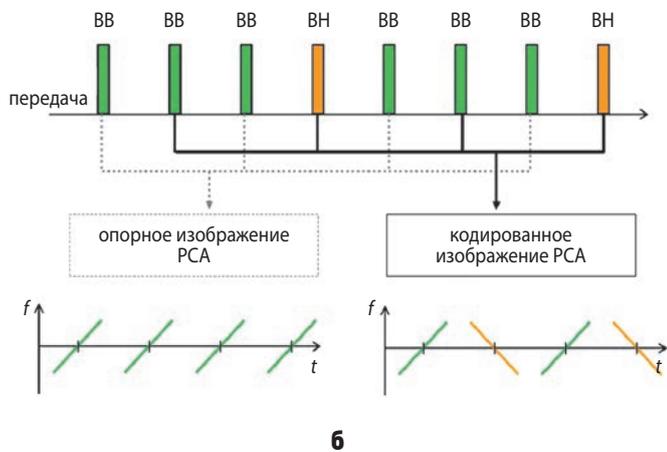
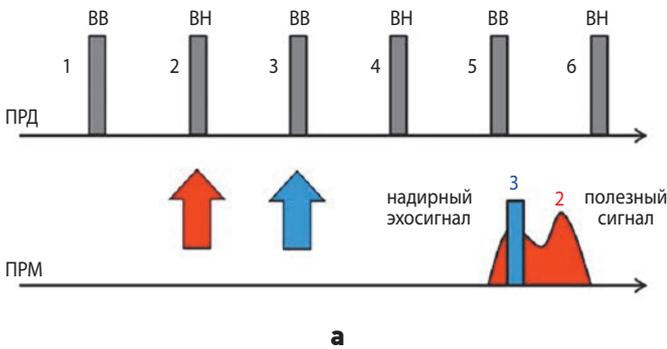


рисунок 7. Последовательности импульсов с чередующимся знаком изменения крутизны ЛЧМ между импульсами соседними (а), группами (б) (Villano M. et al., 2022)

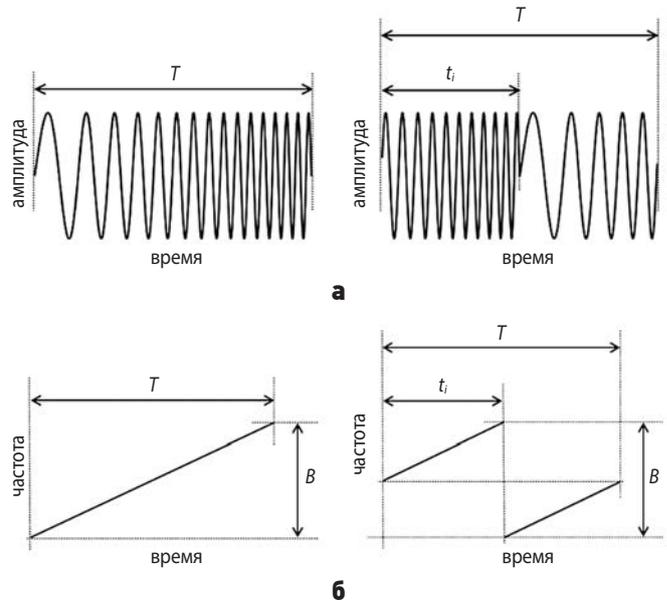


рисунок 8. Импульс с ЛЧМ и положительным КИЧ (а), элемент импульсной последовательности, разделённый по времени на две изменяющиеся по длительности части, в которых заданы различные значения КИЧ (б) (Villano M. et al., 2018)

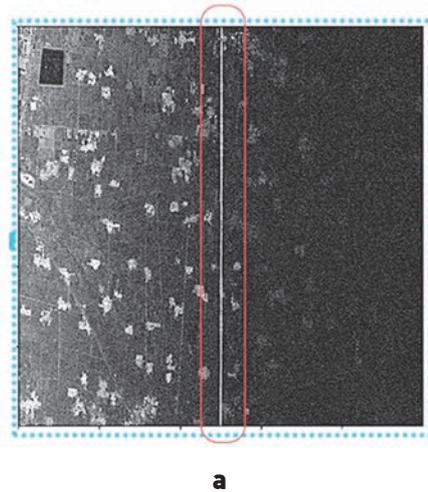


рисунок 9. Фрагмент изображения, в котором присутствует надирный эхосигнал (а) и результат его постпроцессорной обработки (б) (Петров А.С. и др., 2019)

Описанные методы подавления надирного эхосигнала применяются также и для подавления паразитных сигналов азимутальной и дальномерной неоднозначности (Петров А.С. и др., 2019).

ВЫВОДЫ

При изменении угла визирования центра полосы захвата необходимо варьировать частоту повторения импульсов передатчика. Соответствующая зависимость носит пилообразный характер. При её правильном выборе удаётся избежать наложения помех угломестной неоднозначности на стробы импульсов, открывающих вход приёмного устройства.

Полностью избежать появления в приёмном канале надирных эхосигналов во всей полосе обзора земной поверхности не удаётся. Тем не менее, для суши в диапазоне углов визирования 25–55° уровень надирного сигнала оказывается ниже уровня сигнала, принимаемого главным лепестком ДН антенны, более чем на 20 дБ, а в некоторых угловых интервалах более чем на 30 дБ. При пролёте платформы над морем надирный эхосигнал возрастает и его следует подавлять во всём диапазоне изменения углов визирования.

Надирный эхосигнал подавляется с помощью метода двойной фокусировки изображения, а также путём формирования ортогональных последовательностей излучаемых передатчиком импульсов (обрабатываемых затем в приёмном устройстве), при которых от импульса к импульсу (или в группах импульсов) варьируется функция, модулирующая несущую частоту. Другой подход состоит в формировании нулевого значения ДН антенны в направлении надирного сигнала во всём диапазоне изменения углов визирования земной суши и особенно морской поверхности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Булыгин М.Л., Внотченко С.Л. Построение диаграмм слепых дальностей и надирных отражений радиолокатора с синтезированной апертурой в MATLAB // Труды МАИ. Выпуск № 83. 2015. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=62290&ysclid=m2srz5p9ad496023636&mobile=Y> (дата обращения: 28.10.2024).

Груздов В.В., Колковский Ю.В., Криштопов А.В., Кудря А.И. Новые технологии зондирования Земли из космоса. М.: Техносфера, 2018. С. 271-283.

Демин Д.С., Макаров В.П., Самойлов С.Ю., Петров А.С. Современные зарубежные системы мини- и микроспутниковых космических миссий радиолокаторов с синтезированной апертурой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 72-80.

Петров А.С. Методика оценки параметров низкоорбитальных космических радиолокаторов с синте-

зированной апертурой // Успехи современной радиоэлектроники. 2021. Т. 75, № 5. С. 46-59.

Петров А.С., Демин Д.С. Автоматизация процедуры формирования субапертурной структуры АФАР миссий низкоорбитальных космических РСА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 62-69.

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

Curlander J.C., McDonogh R.N. Synthetic aperture radar. Systems and signal processing. New York.: Wiley. 1991. P. 305-307.

Doerry A.W. SAR ambiguous range suppression // Technical Report September. 2006. 15 p. URL: <https://www.researchgate.net/publication/255280027> (дата обращения: 27.10.2024).

Jeon S.-Y., Kraus T., Steinbrecher U., Krieger G., Villano M. Experimental Demonstration of Nadir Echo Removal in SAR Using Waveform Diversity and Dual-Focus Postprocessing // IEEE Geoscience And Remote Sensing Letters. 2022. Vol. 19, № 4015605. 5 p.

Ka M.-H., Kononov A.A. Effect of Look Angle on the Accuracy Performance of Fixed-Baseline Interferometric SAR // IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters. 2007. Vol. 4, № 1. P. 65-69.

Melvin W.L., Scheer J.A. Principles of Modern Radar. Vol. II: Advanced Techniques. U.K.: Scitech Publishing, 2013. P. 231-233.

Nathanson F.E., Reilly J.P. Radar Design Principles.: Medham, New Jerse.: 1999. 718 p.

Peixoto M.N., Villano M. Processing Techniques for Nadir Echo Suppression in Staggered Synthetic Aperture Radar // IEEE Geoscience And Remote Sensing Letters, 2022. Vol. 19, № 4505705. 5 p.

Scolnik M.I. Introduction to radar systems. McGraw-Hill Book Co., 1981. P. 475.

Villano M., Krieger G., Moreira A. Nadir Echo Removal in Synthetic Aperture Radar via Waveform Diversity and Dual-Focus Postprocessing // IEEE Geoscience And Remote Sensing Letters. 2018. Vol. 15, № 5. P. 719-723.

Villano M., Peixoto M.N. Characterization of Nadir Echoes in Multiple Elevation-Beam SAR With Constant and Variable Pulse Repetition Interval // IEEE Transactions On Geoscience And Remote Sensing. 2022. Vol. 60, № 5215609. 9 p.

Wang Y., Ding Z., Ji W., Zeng T. Et al. Time-Varying Nadir Echo Suppression for Spaceborne Stripmap Range Sweep Synthetic Aperture Radar via Waveform Diversity // IEEE Geoscience And Remote Sensing Letters. 2021. Vol. 18, № 5. P. 826-830.

Статья поступила в редакцию 14.03.2024

Статья после доработки 29.10.2024

Статья принята к публикации 30.10.2024

ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВАЯ СВАРКА КОНСТРУКЦИИ

ELECTRON BEAM WELDING OF STRUCTURES



К.Н. Коржов¹,
korzhovKN@laspace.ru;
K.N. Korzhov



Л.И. Паршуков¹,
*кандидат физико-
математических наук,*
parshukovLI@laspace.ru;
L.I. Parshukov



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

В настоящей работе предложена технология получения кольцевого сварного соединения из аустенитной стали регулятора способом электронно-лучевой сварки, состоящая из двух технологических переходов: подготовительного и основного. Подготовительный переход выполняется в два приёма: во-первых, на первом обороте проводится прогрев, во-вторых, на следующем обороте проводится прихватка. Основной переход, выполняемый при осуществлении третьего оборота, состоит в импульсной сварке со снижением погонной энергии по линейной зависимости. Между предварительным и основным переходами выполняется пауза, необходимая для остывания сварного соединения. В связи асимметрией толщины сварного соединения использовали асимметрическое энерговозложение за счёт специальной развёртки. Предложенная технология электронно-лучевой сварки позволяет снизить остаточные деформации за счёт плавного и постепенного нагрева предварительного перехода и пониженного тепловложения основного перехода. Получаемые сварные соединения соответствуют требованиям отраслевых стандартов по дефектности, ресурсные испытания подтверждают обеспечение работоспособности сварной конструкции.

In this paper, a technology is proposed for producing an annular welded joint from austenitic steel regulator by electron beam welding, consisting of two technological transitions: preparatory and main. The preparatory transition is performed in two steps: first, warming up is carried out on the first turn, and secondly, a tack is carried out on the next turn. The main transition performed during the implementation of the third revolution consists in pulse welding with a decrease in linear energy. There is a pause between the preliminary and main transitions necessary for cooling of the welded joint. Due to the asymmetry of the thickness of the welded joint, an asymmetric energy input was used due to a special sweep. The proposed electron beam welding technology makes it possible to reduce residual deformations due to smooth and gradual heating of the pre-transition and reduced heat input of the main transition. The resulting welded joints comply with the requirements of industry standards for defects, resource tests confirm the operability of the welded structure.

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

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

Ключевые слова:

режимы нагрева, прихваток и сварки;
асимметричное соединение;
электронно-лучевая сварка;
конструкция с замыкающими швами.

DOI: 10.26162/LS.2024.56.75.019

В различных областях промышленности создают стальные сварные конструкции, которые должны быть устойчивы к образованию остаточных сварочных деформаций, а также быть стабильны во времени. В частности, к таким конструкциям относится устройство регулирования потоков теплоносителя, применяемое в контурных трубах для систем обеспечения тепловых режимов и терморегулирования космических аппаратов.

Для понижения деформаций возможно применение различных мер для компенсации остаточной деформации: необходимо стремиться к минимальному объёму расплавленного металла, к уменьшению тепловложения путём применения как периодического (импульсная сварка, частичный отвод проволоки и т.д.), так и постоянно действующего охлаждения (подкладные элементы с повышенной теплопередачей, обдув инертным газом и т.д.) (Николаев Г.А., Куркин С.А., Виноградов В.А., 1983). Электронно-лучевая сварка удачно сочетает в себе перечисленные технологические меры для компенсации остаточных деформаций в конструкции (Назаренко О.К., Кайдалов А.А., Ковбасенко С.Н., 1987).

1. Методика исследования

Целью данной работы является создание электронно-лучевой технологии получения соединения типа С90 ОСТ 92-1021-81, включающей нагрев, выполнение прихваток, охлаждение и сварку на примере регулятора давления контурных тепловых труб, изготовленного из аустенитной стали 12Х18Н10Т ГОСТ 5236-72. Сварные соединения выполняли на электронно-лучевой установке СВ-112, исследования макроструктуры сварных швов вели с помощью металлографического микроскопа типа ММР-4, ресурсные испытания и испытания на герметичность проводили на специальных испытательных стендах.

Контроль за выполнением качества полученных сварных швов обеспечивали визуальным и рентгенографическим контролем (по требованиям ко II категории сварных швов ОСТ 92-1114-80) на наличие дефектов: пор, трещин, непроваров. Испытания на прочность и герметичность образцов со сварными швами проводили при внутреннем давлении 60 кгс/см² в течение пяти минут. Испытания

Keywords:

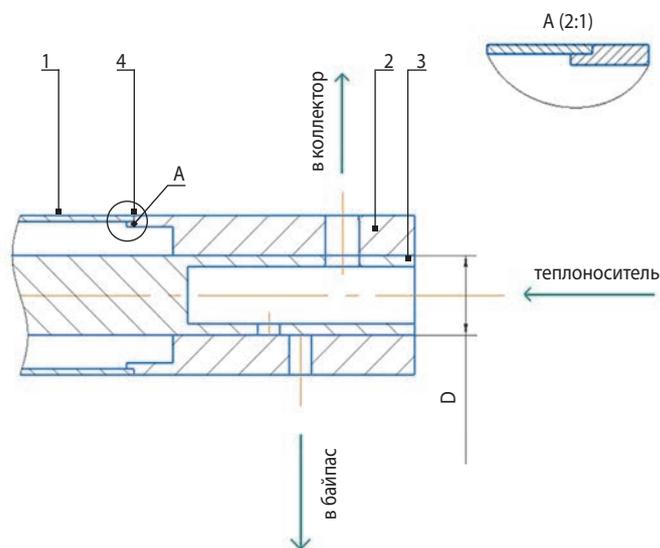
heating, tack and welding modes;
asymmetrical joint;
electron beam welding;
structure with closing seams.

на герметичность конструкции проводили при внутреннем давлении 40 кгс/см² 10%-й гелиево-воздушной смесью в вакуумной камере.

Настоящее исследование является продолжением работ по развитию технологии сварки (Паршуков Л.И. и др., 2020; Коржов К.Н. и др., 2023) различных элементов системы обеспечения теплового режима космических аппаратов на предприятии (Паршуков Л.И., Панин Ю.В., Коржов К.Н., 2020; Коржов К.Н., Паршуков Л.И., Соколова Ю.В., 2023; Коржов К.Н., Панин Ю.В., Паршуков Л.И., Балыкин М.А., 2023).

2. Результаты исследований

Общий вид конструкции коллектора, включающей сварное соединение С90 ОСТ 92-1021-82, приведён на рисунке 1. Коллектор применяется для регулирования потоков теплоносителя и состоит из аксиально расположенных тонкостенной 1 и толстостенной 2 деталей, а также штока 3, коаксиально установленного внутри свариваемых деталей с обеспечением постоянного зазора между ними. Электронно-лучевой сваркой соединяются детали 1 и 2. Шток устанавливается в конструкцию до начала технологического воздействия электронным лучом с допусками,



рисунки 1. Общий вид конструкции устройства управления потоками

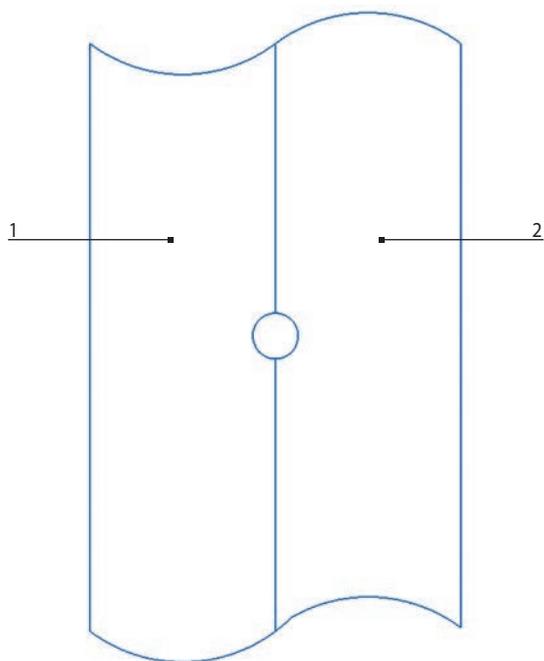


рисунок 2. Изображение симметричной развёртки электронного луча в виде окружности

обеспечивающими его скользящую посадку по осевому направлению отверстия днища стакана до начала технологии с тем, чтобы после технологического воздействия шток не заклинивался. Таким образом, конструкция коллектора предполагает применение технологических и конструкторских решений по минимизации теплового воздействия.

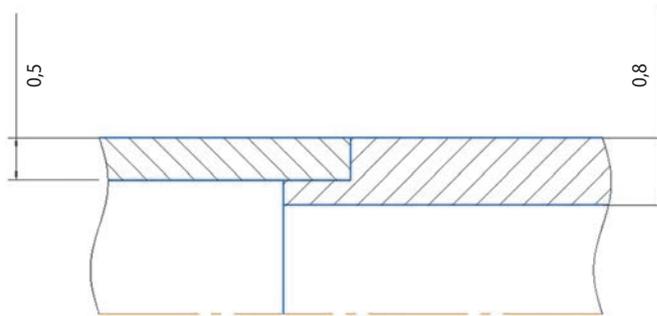


рисунок 3. Конструкция стыкового сварного соединения типа С90

Электронно-лучевую сварку осуществляли в вакууме путём перемещения электронного луча с симметричной развёрткой и с заданной частотой (рисунок 2) по стыку тонкостенной и толстостенной деталей при их вращении вокруг продольной оси в два перехода.

Каждый переход технологии осуществляют при вращении конструкции в манипуляторе с различной скоростью. Скорость оборота свариваемых по стыку деталей при их вращении вокруг продольной при первом переходе, включающем прогрев и прихватки, в два раза меньше, чем при втором переходе, при котором производится сварка, причём второй переход осуществляют не позднее, чем через 30 секунд после завершения первого перехода из-за перезагрузки программ.

таблица 1 – Параметры режима подготовительного перехода (нагрев)

№ п/п	параметры	значение
1	ускоряющее напряжение, кВ	60
2	ток луча, мА	1,5–1
3	ток фокусирующей линзы мА. (Положение фокуса относительно поверхности сварного соединения)	699 (расфокусированный луч)
4	скорость сварки, мм/с	2,4
5	частота импульсов, Гц	6
6	продолжительность импульса воздействия электронного луча в процентном отношении от продолжительности периода, %	75
7	частота сканирования, Гц	250
8	параметры, определяющие амплитуду для сканирующих колебаний на поверхности сварного соединения, %	0,5
9	вид сканирующих колебаний. (Круговая развёртка с градиентом скоростей. Отношение скорости движения электронного луча по тонкостенной детали к скорости движения электронного луча по толстостенной детали)	2

таблица 2 – Параметры режима подготовительного перехода (фиксации прихватками)

№ п/п	параметры	значение
1	ускоряющее напряжение, кВ	60
2	ток луча, мА	3
3	ток фокусирующей линзы мА. (Положение фокуса относительно поверхности сварного соединения)	675 (расфокусированный луч)
4	скорость сварки, мм/с	2,4
5	частота импульсов, Гц	6
6	продолжительность импульса воздействия электронного луча в процентном отношении от продолжительности периода, %	75
7	частота сканирования, Гц	250
8	параметры, определяющие амплитуду для сканирующих колебаний на поверхности сварного соединения, %	0,5
9	вид сканирующих колебаний. (Круговая развёртка с градиентом скоростей. Отношение скорости движения электронного луча по тонкостенной детали к скорости движения электронного луча по толстостенной детали)	2

таблица 3 – Параметры режима основного перехода (сварка)

№ п/п	параметры	значение
1	ускоряющее напряжение, кВ	60
2	ток луча, мА	4–3
3	ток фокусирующей линзы мА. (Положение фокуса относительно поверхности сварного соединения)	671 (сфокусированный луч)
4	скорость сварки, мм/с	5,5
5	частота импульсов, Гц	6
6	продолжительность импульса воздействия электронного луча отношении от продолжительности периода, %	75
7	частота сканирования, Гц	250
8	параметры, определяющие амплитуду для сканирующих колебаний на поверхности сварного соединения, %	0,5
9	вид сканирующих колебаний. (Круговая развёртка с градиентом скоростей. Отношение скорости движения электронного луча по тонкостенной детали к скорости движения электронного луча по толстостенной детали)	2

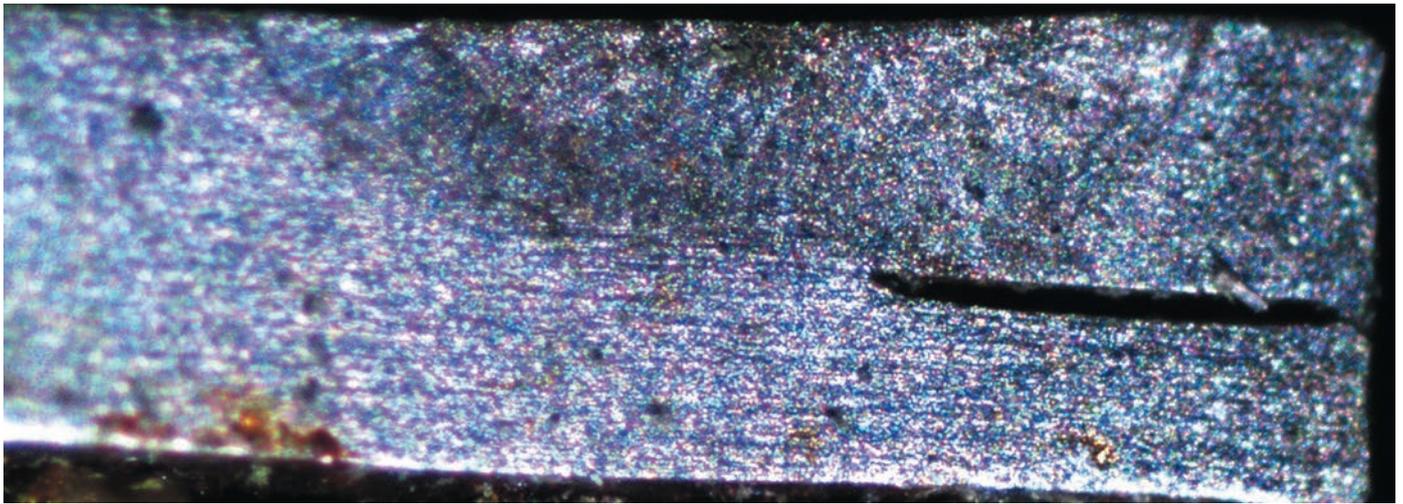


рисунок 4. Макроструктуры сварного шва

На первом переходе технологии осуществляют предварительный прогрев свариваемых деталей до температуры от 120°C до 200°C и фиксацию сварного соединения за счёт прихваток, что позволяет провести дегазацию кромок деталей в области сварного шва (согласно п. 4.1.14 ОСТ 92-1152-2014) и способствует уменьшению деформации сварного соединения после второго перехода технологии (перехода сварки).

Конкретная реализация предложенной технологии рассмотрена на устройстве для регулирования потоков теплоносителя со стыковым сварным соединением 4, (тип С90), выполненным из стали 12Х18Н10Т, диаметром 14 мм, толщиной кромки крышки 0,5 мм, корпуса диаметром 14 мм и толщиной кромки 0,8 мм (рисунок 3).

Перед сваркой поверхности сварных соединений готовят согласно ОСТ 92-1152-75, а саму технологию изготовления сварного соединения регулятора осуществляют с учётом требований ОСТ 92-1021-81.

После подготовки поверхности сварных соединений процесс технологии осуществляют по стыку деталей за два перехода в вакуумной камере электронно-лучевой установки типа СВ-112 путём перемещения электронного луча с симметричной развёрткой типа круга с градиентом скорости с частотой 250–500 Гц.

Подготовительный переход (включает приёмы нагрев и фиксация прихватками) осуществляют с постоянной скоростью 2,4 мм/с, а на третьем переходе технологии (сварка) скорость вращения деталей равна 5,5 мм/с, при ускоряющем напряжении 60 кВ.

Параметры развёртки при нагреве задаются в интерфейсе программного обеспечения установки значениями, определяющими отклонения по осям X и Y соответственно 0,5 и 0,5; максимального тока – 1,5 мА.

Параметры развёртки при фиксации прихватками задаются в интерфейсе программного обеспечения установки значениями, определяющими отклонения по осям X и Y соответственно 0,5 и 0,5; максимального тока – 3 мА.

Основной переход (сварка) осуществляют не позднее, чем через 30 секунд после завершения предварительного перехода. Параметры развёртки на основном переходе (сварка) задаются в интерфейсе программного обеспечения установки значениями, определяющими отклонения по осям X и Y соответственно 0,5 и 0,5; максимального тока – 4 мА.

При нагреве, фиксация прихватками и сварке скорость движения электронного луча по круговой развёртке в угловом интервале 0° до 180° в два раза больше скорости движения электронного луча в интервале от 180° до 360°, что позволяет обеспечить прогрев свариваемых по стыку деталей до необходимых параметров на каждом переходе сварки.

Сварочный переход осуществляется переменной погонной энергией: происходит её постоянное снижение по линейной зависимости на протяжении всего перехода от величины E_n , Дж/м в начале оборота детали, до величины E_k , Дж/м в конце оборота детали, определяемой из соотношения:

$$E_k = k \cdot E_n, \quad (1)$$

где $0,6 \leq k \leq 0,8$.

Снижение погонной энергии в начале оборота детали E_n до величины в конце оборота детали E_k по линейной зависимости (2) осуществляли для того, чтобы скомпенсировать постоянное повышение температуры детали при сварке кольцевых соединений.

Для учёта асимметрии толщины сварного соединения (см. рисунок 3) применяют различное долевое распределение погонной энергии относительно стыка свариваемых деталей. Величину долевого

распределения погонной энергии относительно стыка определяют из соотношений:

$$E^1 = \frac{1}{\left(1 + \frac{v_1}{v_2}\right)} \cdot \frac{IU}{V}, E^2 = \frac{1}{\left(1 + \frac{v_1}{v_2}\right)} \cdot \frac{v_1}{v_2} \cdot \frac{IU}{V}, \quad (2)$$

где E^1 – погонная энергия электронного луча на угловом интервале развёртки от 0° до 180° , приходящаяся на тонкостенную деталь, Дж/м;

E^2 – погонная энергия электронного луча на угловом интервале развёртки от 180° до 360° , приходящаяся на толстостенную деталь, Дж/мм;

v_1 – скорость движения электронного луча в угловом интервале развёртки от 0° до 180° на тонкостенной детали, м/с;

v_2 – скорость движения электронного луча в угловом интервале развёртки от 180° до 360° на толстостенной детали, м/с.

На обоих технологических приёмах подготовительного перехода (нагрев и фиксация прихватками) на стык деталей воздействуют импульсным расфокусированным или сфокусированным лучом, а на основном переходе (сварке) – импульсным сфокусированным лучом с частотой в диапазоне от 4 до 10 Гц. Начальный ток луча при нагреве равен 1,5 мА, при фиксации прихватками – 3 мА, на третьем – 4 мА. При полном обороте устройства регулирования потоков теплоносителя ток луча изменяется до 1 мА при нагреве и до 3 мА при сварке. При фиксации прихватками ток был неизменный и составлял 3 мА. Прихватки производили на участках 60° в четырёх равномерно распределённых по периметру местах (таблицы 1–3).

Полученные сварные швы стали марки 12Х18Н10Т были подвергнуты рентгенографическому контролю на наличие дефектов. Согласно данным исследований, дефектов в сварных швах не обнаружено. Металлографические исследования также показали отсутствие непровара и газовых пор (рисунок 4). Из рисунка видно, что шов имеет грибовидную форму. Ширина сварного шва достигает 6,0 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.

Далее, в соответствии с конструкторской документацией, были проведены испытания на прочность и герметичность. Результаты испытаний на прочность показали, что сварные швы выдерживают давление 60 кгс/см^2 в течение пяти минут без разрушения. Испытания на герметичность сварных швов методом вакуумной камеры с подачей 10% гелиево-

воздушной смеси во внутреннюю полость сваренной конструкции регулятора при внутреннем давлении 40 кгс/см^2 показали, что негерметичность составляет не более 1×10^{-5} л·мкм рт. ст./с.

Рентгенографические исследования подтвердили соответствие сварных соединений требованиям ОСТ 92-1114-80.

Проведённые ресурсные испытания на срабатывание устройства из партии восьми регуляторов показали положительные результаты. Данные устройства испытали более трёх тысяч срабатываний при заданной программе изменения давления на специальном стенде.

ВЫВОДЫ

1. Предложена технология электроннолучевой сварки для получения качественного сварного соединения из аустенитной стали с пониженным теплоложением и его равномерным распределением по периметру.

2. Предложенный режим успешно прошёл апробацию на соединении типа С90 ОСТ 92-1021 с подтверждением качества рентгенографическими, металлографическими исследованиями и ресурсными испытаниями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Назаренко О.К., Кайдалов А.А., Ковбасенко С.Н. Электронно-лучевая сварка / Ред. Б.Е. Патон. К.: АН УССР, Ин-т электросварки им. Е.О. Патона, 1987. 241 с.

Николаев Г.А., Куркин С.А., Виноградов В.А. Сварные конструкции Технология изготовления автоматизация производства и проектирование сварных конструкций. М.: Высшая школа, 1983. 344с.

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

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. Бюл. № 26. 2023.

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 28.08.2024

Статья после доработки 24.10.2024

Статья принята к публикации 24.10.2024

АТМОСФЕРНЫЕ ЗОНДЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

ATMOSPHERIC PROBES FOR VENUS EXPLORATION

В.А. Воронцов¹,
профессор, доктор
технических наук,
victor-vorontsov@yandex.ru;
V.A. Vorontsov

Б.В. Любезный¹,
аспирант,
laplandia2009@bk.ru;
B.V. Liubeznyi

Д.С. Хмель¹,
аспирант,
rotor_fly@mail.ru;
D.S. Khmel

М.В. Киспе Мендоза¹,
аспирант,
dixwmichael@gmail.com;
M.V. Quispe Mendoza

А.А. Шеремет¹,
аспирант,
mr.sheremet.98@gmail.com;
A.A. Sheremet

М.Ю. Яценко¹,
аспирант,
misha-yacenko@mail.ru;
M.Yu. Yatsenko

В статье приводится анализ результативности исследования атмосферы планеты Венера аэростатными зондами и вопросы создания новых технических средств с учётом новых задач и технических требований. Рассматриваются вопросы создания управляемых атмосферных зондов аэростатного типа, мультироторных летательных аппаратов и комбинированных технических устройств, позволяющих расширить области проведения исследований, увеличить длительность полёта в атмосфере и объём получаемой информации.

Ключевые слова:

Венера; атмосферные зонды; аэростаты; роторные устройства; длительность исследований.

DOI: 10.26162/LS.2024.96.14.020

ВВЕДЕНИЕ

Серия последовательных, интенсивных исследований Венеры советскими космическими аппаратами завершилась одной из самых успешных планетных экспедиций. Наиболее информативными стали контактные исследования с помощью посадочных аппаратов и первых в мире атмосферных зондов, плавающих аэростатных станций (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010; *Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю.*, 2023). После длительного перерыва отечественные перспективные проекты должны способствовать продолжению изучения ближайшей к Земле планеты на новом уровне и решению новых задач с помощью различных технических средств.

The article covers analysis of outcome of the Venus atmosphere study by balloon probes and issues of development of next-generation hardware and software subject to new challenges and technical requirements. The article considers issues of creating of controlled atmospheric balloon probes, multirotor aircraft and combined hardware capable of expanding the research area, increasing the atmosphere flight duration and scope of received data.

Keywords:

Venus; atmospheric probes; balloons; rotary devices; research duration.

1. Аэростатные зонды

Аэростатные зонды (АЗ), как технические средства и инструменты проведения научных исследований в атмосфере Венеры, впервые в мире были использованы в 1985 году. Был разработан способ ввода аэростатного зонда непосредственно в процессе спуска в атмосферу на парашютной системе. Для исследования атмосферы Венеры было предложено схемное решение, в котором ввод АЗ осуществляется в Северное и Южное полушария в низких широтах на ночную сторону планеты на границе прямой радиовидимости с Земли. В процессе дрейфа осуществлялось измерение координат и скорости аэростатных станций и приём информации в нескольких широко разнесённых пунктах, для которых они находятся в зоне видимости. После ввода аэростатных станций они

¹ ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

под действием естественной циркуляции атмосферы планеты дрейфовали в сторону направления вращения планеты со скоростью зональной составляющей скорости ветра. При этом, так как в северном полушарии меридиональный компонент скорости ветра направлен к северному полюсу, а в южном – к южному, предполагалось, что они будут по спирали дрейфовать по направлению к полюсам. Такое движение будет происходить до средних широт, где по имеющимся наблюдениям меридиональный компонент меняет знак. Дрейф аэростатных станций по описанным траекториям обеспечивает получение информации о глобальной атмосферной циркуляции в полушариях планеты. Эта информация помогает решить вопрос об одном из наиболее загадочных явлений в физике Венеры, упомянутом выше – суперротации атмосферы. Ввод станций на ночную сторону планеты на границе прямой радиовидимости с Земли позволяет увеличить время их активного функционирования, поскольку в отличие от ввода на дневную сторону на ночной стороне отсутствуют перегрев газа в оболочке и увеличение избыточного давления, из-за которого может произойти её разрушение. Траектории движения дрейфующих аэростатных станций определялись с помощью радиоинтерферометрии с большой базой, с использованием наземных станций всего мира, что позволило обеспечить практически круглосуточное непрерывное наблюдение за ними. Результаты измерений передавались непосредственно на Землю.

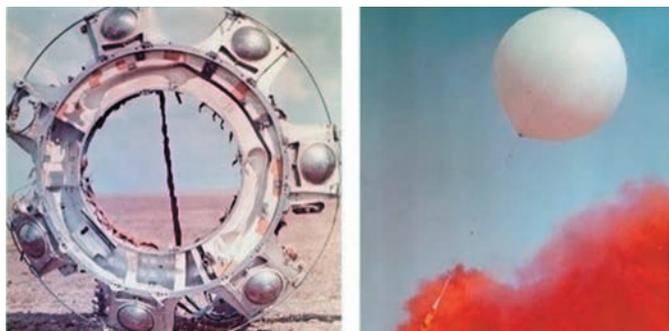


рисунок 1. Конструкция аэростатного зонда и плавающая аэростатная станция

Около двух суток неуправляемый аэростат дрейфовал в атмосфере, на высоте 55 километров в облачном слое Венеры пролетев около 11000 километров (Воронцов В.А., Дерюгин В.А., Пичхадзе К.М., 1988).

2. Управляемые аэростатные зонды

Необходимость решения новых научных задач, требование увеличения дальности полёта и длительности проведения контактных исследований привели к постановке новой научно-технической задачи по созданию управляемых венерианских атмосферных

зондов (Воронцов В.А., Хмель Д.С., 2020). В ходе проведения научно-исследовательских работ была разработана методика определения параметров управляемых аэростатных зондов перспективных космических аппаратов для исследования атмосферы и поверхности планеты Венера. На основе опыта создания первого в мире отечественного аэростатного зонда для исследования Венеры, классификации и анализа земных аэростатных летательных аппаратов, для перспективных космических аппаратов (Седых О.Ю., Сысоев В.К., Ткаченко А.И., Хмель Д.С., 2024), в состав которых входят аэростаты, для изучения Венеры предлагается управлять высотой аэростата регулированием объёма газа в оболочке с использованием клапанов и вентиляторов, а также предложено два типа оболочек: тандем из оболочек нулевого и избыточного давления или двойная комбинированная «оболочка в оболочке», у которой внутренняя прочная оболочка не соприкасается с сернокислотными облаками. Разработана математическая модель аэростатного зонда с управлением движением при помощи таких собственных средств, как, например, сброс балласта, расширение или компрессирование газа с использованием нескольких оболочки или стягивания оболочки. Расчёты показывают устойчивость и управляемость аэростатов при колебаниях температуры и вертикальных порывах ветра в облаках Венеры. Проведены расчёты траекторий движения управляемого аэростатного зонда при изменении высоты, широты и долготы с использованием винтовых двигателей для достижения новых приполярных районов и проведения там научных исследований. Проведено моделирование управляемого движения аэростатного зонда в земных условиях (Воронцов В.А., Клименко Н.Н., Пичхадзе К.М., Хмель Д.С., 2024) и верификация математической модели по данным движения

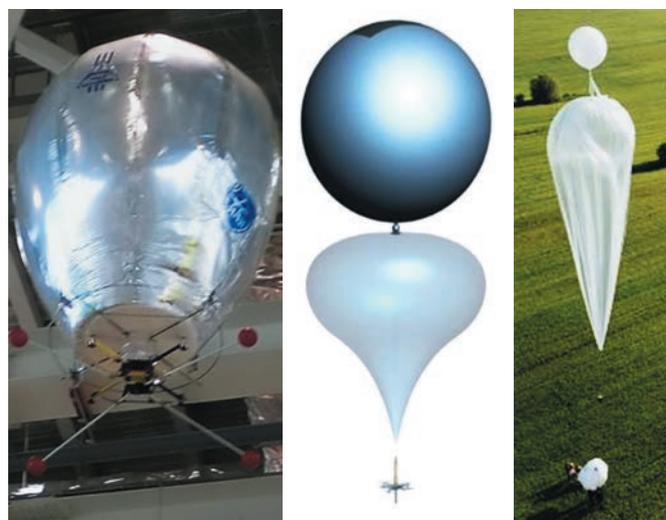


рисунок 2. Аэростат, управляемый винтами и аэростат с двойной оболочкой; испытания в земных условиях

стратостатов (Клименко Н.Н., Хмель Д.С., 2024). Предлагаемая методика может быть использована для решения задачи расширения области исследований за счёт маневрирования в заданном диапазоне высот, увеличения длительности проведения научных измерений и объёма получаемой информации, как минимум, на порядок.

3. Флотилия аэростатов

Вслед за проектом по исследованию Венеры и кометы Галлея 1984–1986 годов последовала разработка нескольких новых технических предложений. Перспективный венерианский проект 1988 года предусматривал исследование атмосферы Венеры уже несколькими атмосферными зондами. Это и два аэростата, размещаемые в одном десантном аппарате (ДА), и планирующий зонд «вертолёт», и дроп-зонды, сбрасываемые в процессе спуска на парашюте. В проекте «Тайфун» космические технологии предлагалось использовать и для земных нужд (Байбаков С.Н., Мартынов А.И., 1986). Три (и более) аэростатных зонда, размещённые в одном ДА, могли быть введены последовательно на разных высотах в зону таких экстремальных атмосферных явлений, как тайфун, смерч и т.п. с целью их изучения и прогнозирования последствий.

Успех двух венерианских миссий 1984–1986 годов, дал толчок развитию нескольких направлений исследований и технологий, в частности технологии надувных тормозных устройств (Финченко В.С.,

Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., 2019). Зонды-пенетраторы с гибкой тепловой защитой, малые автономные станции с надувными амортизирующими устройствами вошли в состав КА для исследования Марса. Марсианский аэростат наряду с марсоходом стали основными техническими средствами исследований в альтернативном проекте, прорабатывавшемся в 1992–1998 годах. В свою очередь наработки проекта марсианского пенетратора дали возможность разработать прототип мини марсианских метеорологических станций, основанных на тех же принципиальных технических решениях технологии надувных устройств (Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М., 2021). Идея создания сети исследовательских зондов для исследования Марса может быть использована и для планеты Венера, причём не только на поверхности, но и в атмосфере. При формировании проектного облика перспективного космического аппарата для исследования Венеры (Воронцов В.А., Лохматова М.Г., Пичхадзе К.М. и др., 2010) было предложено включить в состав КА, помимо большого десантного аппарата, несколько малых или мини десантных модулей.

Они, в свою очередь, могли иметь в своём составе аэростатные зонды, которые вводились бы в действие в различных районах планеты и на различных высотах. Таким образом, возможно создание флотилии аэростатных станций или целой сети зондов для глобального исследования динамики атмосферы Венеры и решения ряда научных задач.

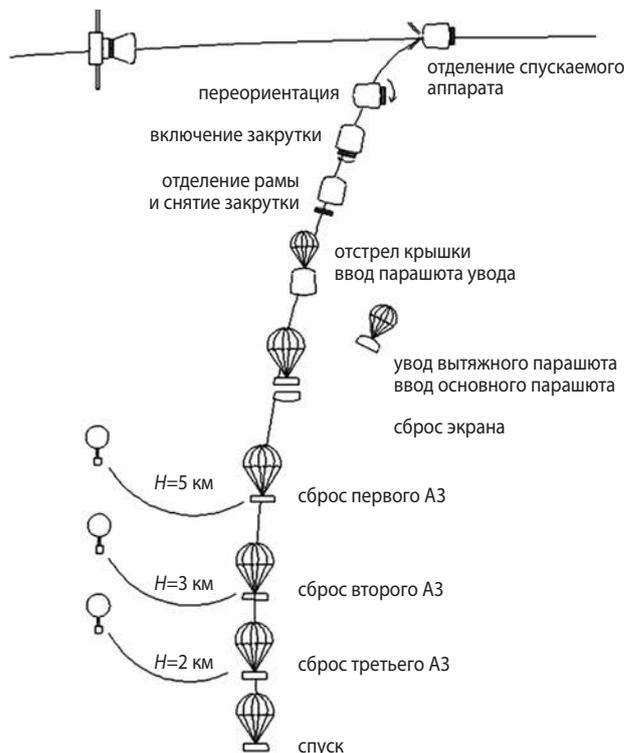
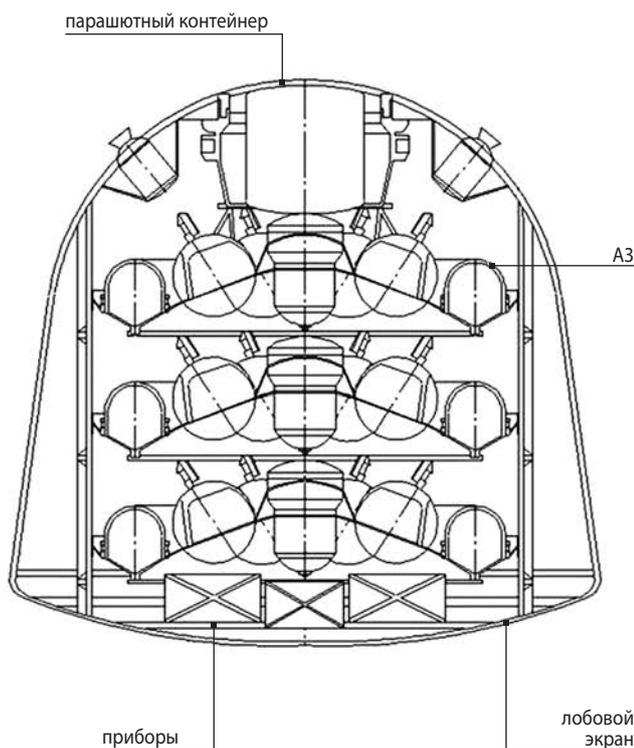


рисунок 3. Общий вид СА и схема доставки А3 с орбиты Земли

4. «Прыжковый аэростат». Челночный дрейф

Развитие технологий, применение новых материалов и высокотемпературной электроники позволяют расширить возможности проведения научных исследований не только в атмосфере, но и на поверхности планет. Были разработаны принципы создания аэростатной станции для перемещения в нижних слоях атмосферы Венеры, исследовались материалы оболочки, разрабатывались газогенераторы, балластные устройства. Рассматривался вариант спуска и подъёма всего посадочного аппарата. Аэростатную оболочку предлагалось изготовить из двух баллонетов, удерживаемых в фиксированном друг относительно друга положении при помощи механизмов разведения. Баллонеты выполнены из тонкой металлической фольги. Блок управления вертикальным перемещением представляет собой устройство, в котором изменение веса аэростатной станции осуществляется за счёт сорбции углекислого газа из окружающей атмосферы окислом щёлочноземельного металла. Хемосорбция происходит в период, в течение которого станция сначала поднимается, а затем опускается, перелетая с места на место за счёт ветрового переноса (Балыбердин В.В., Пичхадзе К.М., Подгорный А.М. и др., 1988; Балыбердин В.В., Береговой С.Н., Воронцов В.А., Пичхадзе К.М., 2010). Посадка в различных местах позволит проводить контактные исследования, а также забор и сравнительный анализ грунта. Кроме того, при дальнейшей проработке принятых принципиальных решений может быть осуществлена ещё более амбициозная задача по забору грунта, подъёму на необходимую высоту для следующих операций: старта взлётной ракеты и доставки грунта на орбиту планеты, а потом и на Землю.

В проекте создания марсианского аэростата разработчики сталкивались с другой задачей – обеспечение функционирования в совершенно других условиях. Низкая плотность атмосферы, в первую очередь, требовала существенного увеличения объёма оболочки и применения тонких плёночных материалов (Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М., 2021). Однако ряд технических решений может быть использован и в венерианских условиях. В частности, челночный дрейф, включающий днём – подъём и дрейф на сравнительно небольшой высоте в атмосфере, ночью – опускание и «волочение» по поверхности с использованием специального устройства – гайдропа, может быть применён для забора и анализа грунта в разных местах посадки.

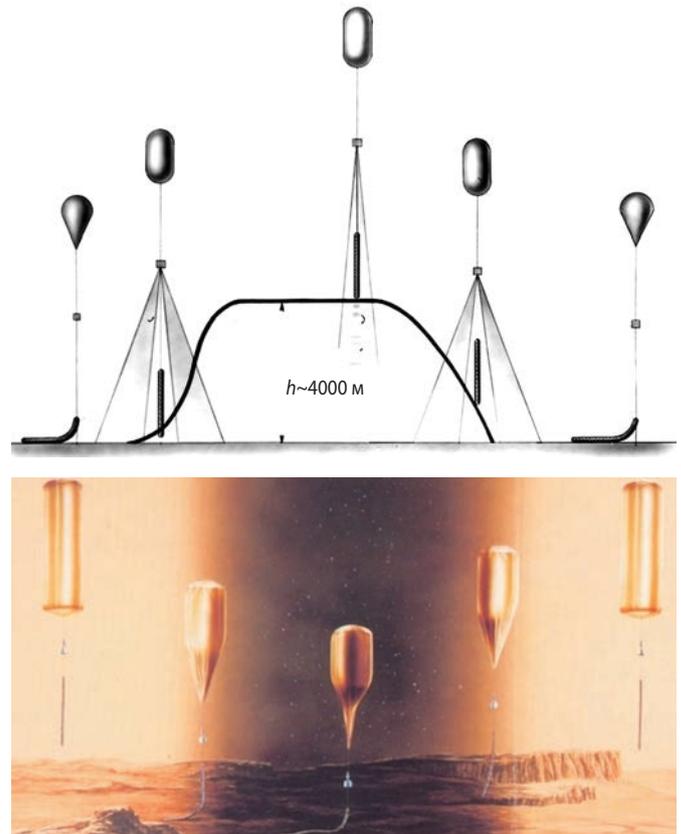


рисунок 4. Прыжковый аэростат и челночный дрейф

5. Атмосферный зонд «ветролёт»

Атмосферный зонд «ветролёт», использует динамику атмосферы Венеры, не нуждается в каких-либо дополнительных источниках энергии и запасах рабочего газа, и может на порядок, по сравнению с аэростатным зондом, увеличить время активного функционирования. Схема спуска в атмосфере планеты и ввода в действие планирующего зонда идентична схеме, реализованной при вводе в действие аэростатных венерианских зондов. После входа десантного аппарата в атмосферу планеты по достижении заданных условий торможения вводят в действие систему блока научной аппаратуры и аэродинамическую поверхность (парашют). Условия ввода могут быть определены в зависимости от научных задач эксперимента, например, для проведения исследований на верхней границе облачного слоя планеты Венера. Исходя из принципа функционирования системы, желательно, чтобы ввод её в действие был осуществлён в области максимальных атмосферных градиентных течений (Воронцов В.А., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М., 2009; Соболев И.А., 2017). Отделение блока научной аппаратуры и аэродинамической поверхности от спускаемого аппарата осуществляются последовательно, причём перед отделением уменьшается расстояние между ними до минимально возможного значения, которое определяется границей взаимной

аэродинамической интерференции аэродинамической поверхности и блока научной аппаратуры. Это позволяет провести отделение организованно с минимальными возмущениями. После ввода зонда в действие крыло затягивается ветровым потоком W_1 , а приборный отсек, снабжённый дополнительным тормозным парашютом – ветровым потоком со скоростью W_2 ($|W_1| > |W_2|$). В результате действия на зонд аэродинамических сил он движется со скоростью V ($|W_2| < V < |W_1|$). При разнесении блока аппаратуры и аэродинамической поверхности необходимо контролировать длину связи между ними и, по достижении заданных условий движения, осуществлять вытормаживание вертикальной скорости движения блока научной аппаратуры с помощью дополнительного тормозного устройства, после чего его необходимо перевести в горизонтальное положение. После этого система осуществляет дрейф в заданных слоях атмосферы и проводятся научные измерения. Для изменения уровня плавания либо восстановления требуемого уровня при отклонении от него в силу изменения внешних условий регулируется величина подъёмной силы путём изменения расстояния между блоком научной аппаратуры и аэродинамической поверхностью или посредством изменения величины тормозной силы, действующей на блок научной аппаратуры. Увеличение тормозных свойств блока научной аппаратуры может быть достигнуто путём раскручивания дополнительного тормозного устройства набегающим потоком. Раскручивание тормозного устройства, кроме того, может обеспечить питание блока научной аппаратуры за счёт преобразования механической энергии вращения в электрическую. Время активного существования, безусловно, можно оценить при проведении экспериментальной отработки в земных условиях. Самые первые методические лётные испытания макета «вертолёта» показали возможность технической реализации.

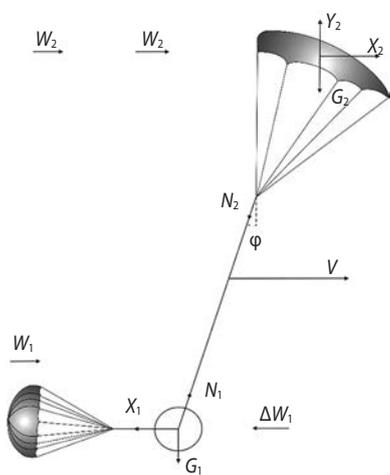
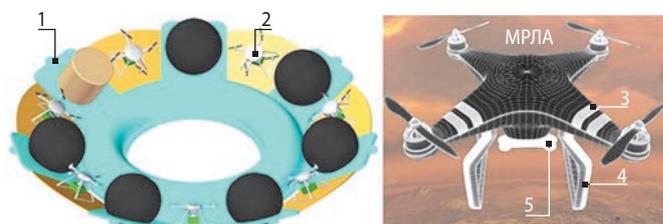


рисунок 5. Принципиальная схема функционирования зонда «ветролёта» и фрагмент методических испытаний

6. Мультироторный летательный аппарат

Широкое использование на Земле беспилотных летательных аппаратов различного типа, выполненных по самолётной, вертолётной и комбинированной схемам, наводит на мысль о возможности их применения в исследовательских целях на других планетах и, в частности, на Венере, плотность атмосферы которой позволяет применять различные роторные устройства и аппараты, оснащённые крылом или воздушным винтом. Удачное конструкторское решение аэростатного зонда, возможность размещения баков со сжатым гелием и парашютного контейнера на кронштейнах зонда, организованного ввода в действие, может быть также использовано для размещения в модернизированной конструкции дополнительных технических устройств, таких как мультироторные летательные аппараты (МРЛА). Предполагается использование винтового мультироторного летательного аппарата в составе спускаемого аппарата. Мультироторный ЛА относится к классу летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки, выполненных по вертолётной мультикоптерной схеме (Яценко М.Ю., Воронцов В.А., 2020; Воронцов В.А., Яценко М.Ю., 2022).



- 1 – конструкция аэростатного зонда; 2 – МРЛА;
- 3 – мотогондола; 4 – ползковое шасси;
- 5 – адаптер крепления полезного груза.

рисунок 6. Мультироторный летательный аппарат, размещаемый в конструкции аэростатного зонда



Проектный облик мультироторного летательного аппарата представлен на рисунке 6. Полезным грузом могут быть: камеры для фото- и видеосъёмки; заборники газа и газоанализаторы для взятия проб с атмосферы Венеры; прочая исследовательская аппаратура, исходя из потребностей науки. Проектируемый мультироторный летательный аппарат способен: к вертикальному взлёту и вертикальной посадке; к зависанию на определённой высоте на заданное время; спускаться в режиме авторотации (самовращения) винтов; к корректировке высоты полёта.

Предлагается несколько вариантов использования МРЛА.

Вариант 1. МРЛА устанавливается в спускаемом аппарате и вводится в действие на «ветке» спуска посадочного аппарата в атмосфере Венеры после срабатывания системы разделения.

Вариант 2. МРЛА устанавливается в спускаемом аппарате и вводится в действие на «ветке» спуска и развёртывания аэростатного зонда в атмосфере Венеры после срабатывания системы разделения.

Вариант 3. МРЛА устанавливается на посадочном аппарате. Запуск МРЛА осуществляется после посадки посадочного аппарата на поверхность Венеры.

Вариант 4. МРЛА устанавливается на другом техническом средстве исследования Венеры, например, на аэростатической платформе-носителе (АСПН). Запуск МРЛА осуществляется во время движения АСПН после её развёртывания и введения в действие (рисунок 7).

7. Атмосферный зонд вертолётного типа и режим авторотации

Вторым в истории после венерианских аэростатных зондов (1985) атмосферным летательным аппаратом для исследования другой планеты стал беспилотный роботизированный вертолёт НАСА Ingenuity («Инджиньюити», в переводе «Изобретательность»), осуществивший в апреле 2021 года первый полёт на Марсе (Balaram J., MiMi Aung, Matthew P. Golombek., 2021).

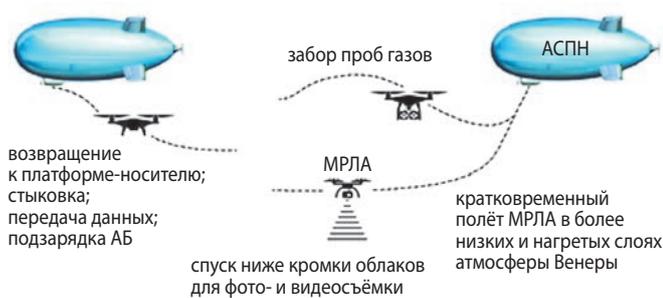
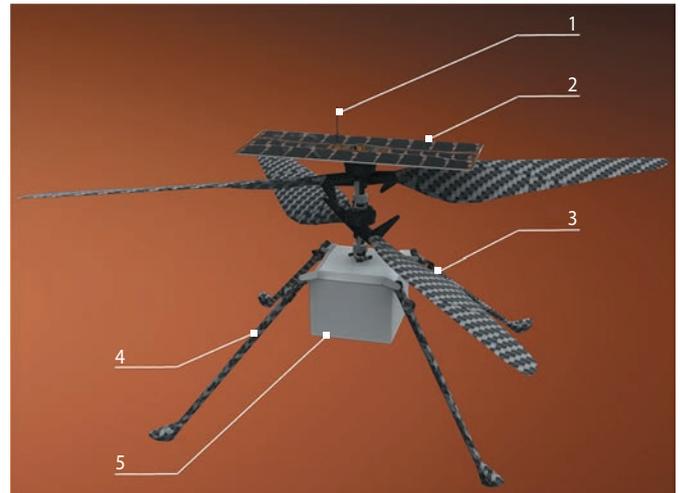


рисунок 7. МРЛА устанавливаемый на АСПН



1 – антенна; 2 – солнечная батарея;
3 – лопасть ротора; 4 – посадочные опоры;
5 – электроника (батареи, датчики, камера).

рисунок 8. Марсианский вертолёт Ingenuity

До этого полёта был разработан ряд проектов (Шеремет А.А., Рыжков В.В., 2023) с использованием роторных тормозных устройств для спуска в атмосфере Земли и Марса. Доказана работоспособность и эффективность такого рода устройств даже в разреженной атмосфере. Что касается торможения и полёта в плотной атмосфере Венеры, можно рассчитывать на ещё более эффективное их применение. Если в атмосфере Марса всё же предпочтительно применение парашютно-реактивной схемы спуска и посадки, то для Венеры имеет смысл рассмотреть альтернативный вариант. Как известно, на заключительном этапе торможения в атмосфере Венеры, после сброса парашюта, посадочный аппарат спускался на тормозном щитке. При этом скорость посадки составляла несколько метров в секунду. Применение роторного устройства может снизить скорость до нуля. Кроме того, возможен вариант схемы спуска и посадки без парашютной системы. Причём при спуске с роторным устройством в режиме авторотации возможно накопление электроэнергии, которую затем можно использовать для последующего взлёта, и т.д.

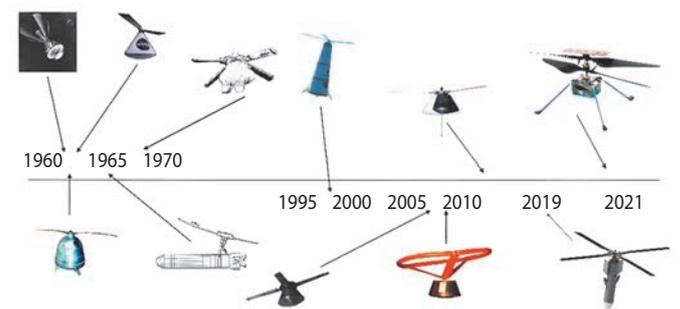


рисунок 9. Проекты роторных систем спуска и посадки и годы разработки

Безусловно, требуется проведение дополнительного исследования всех аспектов применения атмосферных зондов вертолётного типа или роторных тормозных и полётных устройств, включая режимы авторотации и другие проблемные вопросы. Однако, первый опыт и предварительные оценки дают основания рассматривать их как перспективные технические средства исследований для Венеры.

заключение

Анализ опыта создания первых аэростатных станций для исследования Венеры, последовавших за этим проектов и новые разработки атмосферных зондов показывают возможность количественно увеличить объём получаемых научных данных об исследуемой планете, а также решения новых научных и технических задач на качественно более высоком уровне. Проведение научно-исследовательских работ с целью обеспечения перспективных проектов Программы исследования Венеры позволит увеличить длительность и объём получаемой информации, сохранить первенство нашей страны в изучении ближайшей к нам планеты – сестры Земли.

список литературы

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

Байбаков С.Н., Мартынов А.И. С орбиты спутника – в «глаз» тайфуна. М.: Наука, 1986. 72 с.

Балыбердин В.В., Береговой С.Н., Воронцов В.А., Пичхадзе К.М. Венерианский приповерхностный прыжковый аэростат и новые принципы управления его движением // Доклад на 15 международной науч. конференции «Системный анализ, управления и навигация». Украина, г. Евпатория. 27 июня – 04 июля 2010 г. С. 60-61.

Балыбердин В.В., Пичхадзе К.М., Подгорный А.М. и др. Эндотермические аэростаты. К.: Наукова думка, 1988. 107 с.

Воронцов В.А., Дерюгин В.А., Пичхадзе К.М. и др. Метод исследования планеты Венера с помощью плавающих аэростатных станций. Математическая модель // Космические исследования. 1988. Т. 26, вып. 3. С. 430-433.

Воронцов В.А., Клименко Н.Н., Пичхадзе К.М., Хмель Д.С. Использование стратостатов с переменной высотой дрейфа // Двойные технологии. 2024 № 1. С. 17-25.

Воронцов В.А., Лохматова М.Г., Пичхадзе К.М. и др. Перспективный космический аппарат для исследования Венеры. Проект «ВЕНЕРА-Д» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 62-67.

Воронцов В.А., Мальшев В.В., Пичхадзе К.М. Системное проектирование космических десантных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2021. 256 с.

Воронцов В.А., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М. Способ управления полетом исследовательского аппарата в атмосфере планеты // Патент РФ № 2402467. 2009.

Воронцов В.А., Хмель Д.С. Управляемый аэростат для исследования Венеры // Тезисы докладов на XLIV Академических чтениях по космонавтике, г. Москва. 2020. Т. 2. С. 287-290.

Воронцов В.А., Яценко М.Ю. К вопросу о включении в программу исследования Венеры дополнительных технических средств // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6, № 1. С. 5-13. DOI: 10.26732/j.st.2022.1.01.

Клименко Н.Н., Хмель Д.С. Стратосферные системы наблюдения открывают новые возможности для космических исследований // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 32-38.

Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю. Исследование планет земной группы дистанционными и контактными методами. Часть 1. История // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 9-19.

Седых О.Ю., Сысоев В.К., Ткаченко А.И., Хмель Д.С. Аналитический обзор разработок аэростатических зондов для Венеры // Космическая техника и технологии. 2024. № 2 (45). С. 38-52.

Соболев И.А. Анализ проектных характеристик атмосферных зондов змейкового типа (ветролётов) для изучения атмосферы Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 108-115.

Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов – прорывная технология в ракетно-космической технике // Под ред. В.А. Колмыкова, Х.Ж. Карчаева. Химки: Изд-ль АО «НПО Лавочкина», 2019. 488 с.

Шеремет А.А., Рыжков В.В. Развертывание десантного модуля с роторной системой в атмосфере Венеры // Системный анализ, управление и навигация: Тезисы докладов. Сборник. М.: ООО Буки Веди, 2023. С. 128-130.

Яценко М.Ю., Воронцов В.А. Концепция исследования Венеры с помощью мультироторного летательного аппарата // Сб. избр. науч. докладов по итогам XLVI Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения». М.: МАИ, 2020. С. 311-321.

Balarum J., MiMi Aung, Matthew P. Golombek. The Ingenuity Helicopter on the Perseverance Rover // Space Science Reviews. 2021. 217(56). 11 p.

Статья поступила в редакцию 29.08.2024

Статья после доработки 04.11.2024

Статья принята к публикации 04.11.2024

**ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА
ПЛОСКИХ ЛИСТОВ ПОРИСТОГО
СЕТЧАТОГО МАТЕРИАЛА (ПСМ)
МЕТОДОМ ДИФфуЗИОННОЙ
СВАРКИ, ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ
ЛИНИЯ И ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ БАЗА
ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ
ИЗ ПСМ ШИРОКОГО
СПЕКТРА ПРИМЕНЕНИЯ
ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ**

**PRODUCTION OF
POROUS-NET
FLAT SHEETS BY
DIFFUSED WELDING,
MANUFACTURING
LINE AND TEST
FACILITIES FOR
POROUS-NET PRODUCTS
OF VAST SCOPE SPACE
APPLICATIONS**



Л.Г. Александров¹,
кандидат
технических наук,
aia@laspace.ru;
L.G. Aleksandrov



С.Б. Константинов¹,
кандидат
технических наук, доцент,
KonstantinovSB@laspace.ru;
S.B. Konstantinov

Пористые сетчатые материалы являются наиболее перспективными для изготовления пористых изделий, применяемых, в фазоразделительных устройствах и фильтрах двигательных установок (ДУ) космических аппаратов (КА). Рассмотрены актуальные вопросы разработки более эффективной технологии для изготовления ПСМ с использованием диффузионной сварки, организации производственной линии и испытательной базы для изготовления ПСМ и пористых изделий из ПСМ широкого спектра применения.

Ключевые слова:
пористый сетчатый материал; изделия;
эффективность;
производство;
испытания; оборудование.

DOI: 10.26162/LS.2024.28.74.021

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

Porous-net materials are advanced for the manufacture of porous components applied in the spacecraft (SC) phase-separation devices and filters of propulsion systems (PS). The article considers live issues of development of improved diffusion welding procedure for a porous-net materials manufacture, establishment of production line and a test facility for a vast scope of applications porous-net products.

Keywords:
porous-net material; products;
efficiency;
production;
testing; equipment.

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

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ПЛОСКИХ ЛИСТОВ ПОРИСТОГО СЕТЧАТОГО МАТЕРИАЛА (ПСМ) МЕТОДОМ ДИФфуЗИОННОЙ СВАРКИ, ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ ЛИНИЯ И ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ БАЗА ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПСМ ШИРОКОГО СПЕКТРА ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

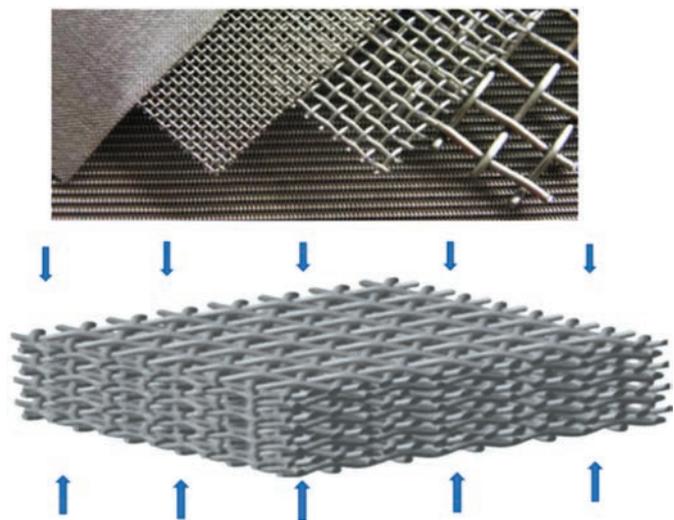


рисунок 1. Состав и принцип формирования ПСМ

введение

Пористый сетчатый материал (ПСМ) в настоящее время изготавливается, в основном, горячей прокаткой (термовакuumной сваркой давлением) нескольких слоёв мелкоячеистых металлических тканых сеток (рисунок 1) (Багров В.С., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др., 1997; Александров Л.Г., Константинов С.Б., Корольков А.В., Сапожников В.Б., 2021; Новиков Ю.М., Александров Л.Г., Богданов А.А., Большаков В.А. и др., 2021; Александров Л.Г., Константинов С.Б., Корольков А.В., Сапожников В.Б., 2023).

ПСМ имеет объёмную пористую структуру, которая обеспечивает высокие характеристики изделий из ПСМ:



а



б



в



г



д



е



ж



з



и

а – раскрой металлической сетки; **б** – мойка сушка, покомплeктная укладка наборов сеток в брикеты; **в** – подготовка обкладок, сварка конвертов; **г** – покомплeктная упаковка брикетов в конверты; **д** – заварка конвертов с брикетами сеток; **е** – отжиг и вакуумирование конвертов, отсечка сваркой и обрезка части с ниппелем; **ж** – нагрев пакетов в печах; **з** – горячая прокатка пакетов; **и** – резка пакетов, извлечение ПСМ и раскрой деталей лазерной резкой.

рисунок 2. Технологические операции получения плоских заготовок ПСМ горячей прокаткой

- высокие фазоразделительные свойства, в основе которых наличие капиллярной проводимости как в перпендикулярном направлении относительно плоскости листа, так и в направлении плоскости листа. При прорыве газового пузыря через ПСМ он восстанавливает свою работоспособность;
- более высокую стабильность характеристик проницаемого поля, чем моносеточный материал с таким же номинальным размером пор, что позволяет изготавливать фильтры с высокой стабильностью параметров от партии к партии и степенью фильтрации от 1 микрометра;
- высокие эксплуатационные свойства, проявляющиеся в коррозионной стойкости, широком диапазоне рабочих температур (от -270°C до $+900^{\circ}\text{C}$) и давлений до сотен атмосфер.

1. Используемая в настоящее время технология горячей прокатки изготовления ПСМ и её недостатки

Технология изготовления ПСМ с использованием горячей прокатки была создана в 60-х годах прошлого века и включает операции, показанные на рисунке 2.

Следует отметить трудности многократного точного воспроизводства параметров ручных технологических операций, например, нагрев пакета в печи и перенос на прокатку. Быстротечность прокатки и высокие удельные нагрузки на прокатываемый пакет с заготовкой приводят к тому, что технология горячей прокатки ПСМ требует значительного объёма опытных, настроечных работ, наличия трудоёмкой и дорогостоящей оснастки, несокращаемого резерва времени и высокой квалификации работников. В совокупности с высокими требованиями по точности к толщине готового материала (например, при требуемой толщине ПСМ 0,3 мм точность изготовления плоского листа $\pm 0,05$ мм) возникает необходимость изготовления больших партий для селекции продукции с требуемыми характеристиками.

Существенным обстоятельством является экономическая нецелесообразность автоматизации основных операций рассматриваемой технологии – нагрева и прокатки, поскольку для выполнения транспортных операций потребуется дорогостоящая роботизированная техника. Таким образом, технология горячей прокатки имеет ряд существенных ограничений по сокращению сроков изготовления и стоимости ПСМ.

Основой для производства пористых изделий из ПСМ является технология соединения деталей из ПСМ как между собой, так и с монолитными каркасными деталями. Самым эффективным способом является сварка. С этой целью была разработана технология горячей прокатки плоских заготовок ПСМ с краями, подготовленными для сварки, которые формируются металлической лентой, укладываемой перед прокаткой по краям заготовки (рисунок 3).

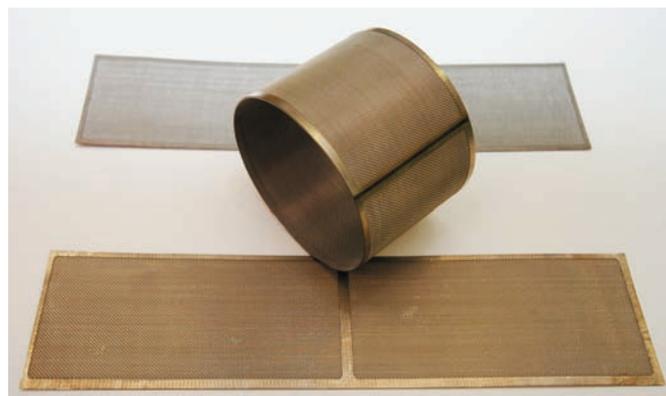


рисунок 3. Заготовки деталей из ПСМ с краями, подготовленными для сварки

Для соединения заготовок в изделия используется импульсная лазерная сварка по ленте как по монолитному материалу.

В настоящее время изделия из ПСМ может изготавливать единственный производитель – ООО «ЦВТМ при МГТУ имени Н.Э. Баумана» в кооперации «Проект КПСМ». Плоские заготовки ПСМ в этой кооперации изготавливаются на единственном производстве в цехе пористого проката на Выксунском металлургическом заводе (ВМЗ). Факт монопольного положения единственных производителей является причиной рисков изготовления необходимой продукции и должен рассматриваться как ненадёжный.

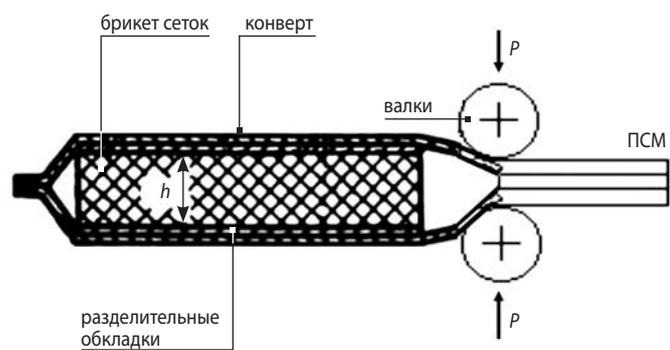
Кроме указанных выше рисков, связанных с единственными производителями материала и изделий из ПСМ, и недостатками технологии горячей прокатки, необходимо указать недостатки, связанные с технологией формирования краёв, подготовленных для сварки:

- только после разработки рабочей конструкторской документации на изделие, содержащее элементы ПСМ, возможно начать производство собственно заготовок из ПСМ, что исключает возможность параллельного выполнения этапов разработки и производства и существенно увеличивает сроки создания технических объектов;
- невозможность производства материала для заготовок в задел ухудшает экономическую эффективность применения ПСМ, поскольку производство становится мелкосерийным и исключает массовое производство материала.

2. Разработка технологии диффузионной сварки ПСМ

Для устранения недостатков технологии производства ПСМ горячей прокаткой актуальной является использование альтернативной технологии изготовления ПСМ методом горячей вакуумной диффузионной сварки (рисунок 4).

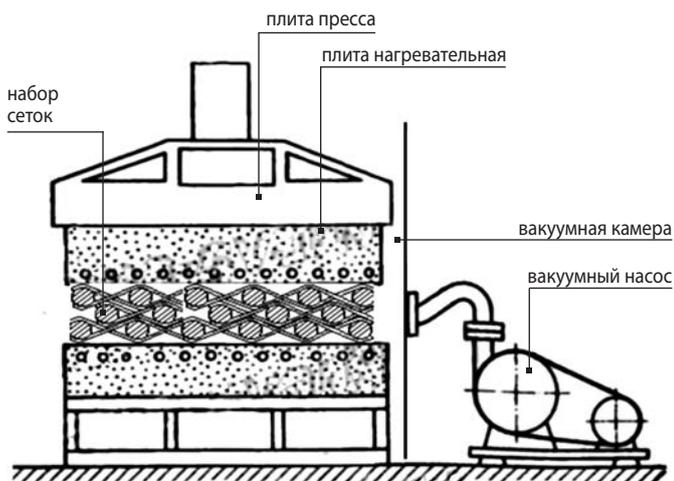
ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ПЛОСКИХ ЛИСТОВ ПОРИСТОГО СЕТЧАТОГО МАТЕРИАЛА (ПСМ) МЕТОДОМ ДИФфуЗИОННОЙ СВАРКИ, ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ ЛИНИЯ И ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ БАЗА ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПСМ ШИРОКОГО СПЕКТРА ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ



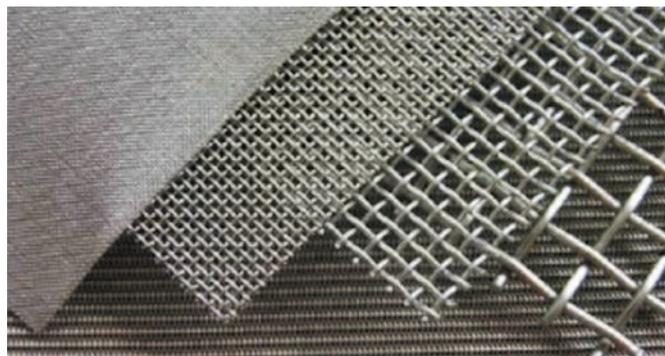
а



а



б



б

а – горячая прокатка брикетов из наборов тканых плоских металлических сеток в вакуумированных конвертах; **б** – диффузионная сварка наборов из комбинаций тканых плоских металлических сеток.

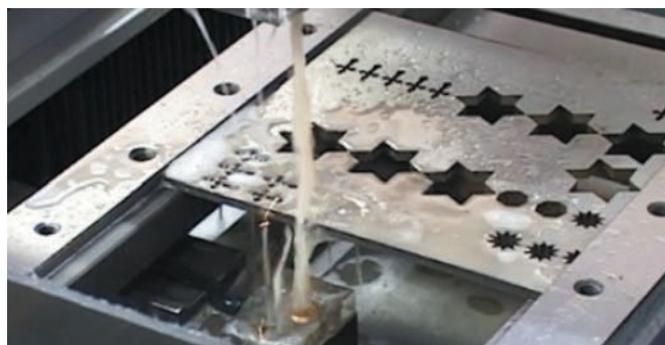
рисунок 4. Технологии изготовления ПСМ

Технология вакуумной диффузионной сварки, использующая такие характеристики управления процессом, как длительность силового воздействия, температуру и давление, которые в настоящее время могут автоматически поддерживаться в заданном диапазоне значений и программно изменяться по времени процесса, содержит в себе потенциал повышения стабильности характеристик материала и увеличения выхода качественной продукции, что способствует снижению стоимости готовой продукции.

В АО ГНЦ «Центр Келдыша» в 1960-е годы проводились работы по вакуумной диффузионной сварке ПСМ, однако полный объём технической документации не сохранился (Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Семенов П.Ю., 2015). С учётом этого опыта на АО «НПО Энергомаш» были изготовлены опытные образцы ПСМ на установке диффузионной сварки УВД-15УХЛ4 (АО «НПО Лавочкина», АО «НПО Энергомаш», АО ГНЦ «Центр Келдыша», 2023; АО «НПО Лавочкина», АО «НПО Энергомаш», 2022).



в



г

а – раскрой металлической сетки; **б** – мойка, сушка, покомплектная укладка наборов сеток; **в** – напыление оксида алюминия на обкладки для серии циклов сварки, диффузионная сварка наборов сеток; **г** – раскрой деталей из ПСМ электроэрозионной проволочной струйной резкой.

рисунок 5. Технологические операции получения плоских листов ПСМ диффузионной сваркой

Технология производства плоских листов ПСМ методом диффузионной сварки включает операции, показанные на рисунке 5.

В отличие от технологии горячей прокатки операция диффузионной сварки характеризуется точной настройкой технологического оборудования и режима сварки, поскольку выполняется в один цикл работы сварочной установки без транспортных операций после закладки набора сеток в пресс вакуумной камеры. Все параметры диффузионной сварки: давление, температура, вакуум, время – строго контролируются. Более того, появляется возможность точного регулирования степени уплотнения (толщины) ПСМ в каждом цикле с помощью включения в систему управления прессом следящей системы управления ходом штока прессы с требуемой точностью. Все контрольные операции выполняются достаточно простой системой автоматизированного управления.

Для производства пористых изделий исследованы технологические операции вырезки деталей из плоских листов ПСМ и их соединения сваркой при изготовлении изделий. В исследованиях, проведённых при сотрудничестве с АО ГНЦ «Центр Келдыша» и ООО «ЦВТМ при МГТУ имени Н.Э. Баумана» (проект КПСМ) (рисунки 6а–6б) показано, что для раскроя деталей из ПСМ можно использовать механические резаки и технологию электроэрозионной резки.

Кроме того, удалось восстановить результаты выполненных ранее обработок видов и режимов сварки изделий ПСМ без необходимости специального формирования краёв (рисунок 3) при производстве плоского материала (Третьяков А.Ф., 2017; Третьяков А.Ф., 2020). Для сварки изделий из ПСМ можно использовать все известные виды сварки.

Для соединения изделий из материалов, требующих сварку в защитной среде, отработана электронно-лучевая (ЭЛС) сварка и аргонодуговая сварка (АрДС) (рисунки 6г–6д).

Наиболее качественные сварные соединения с высокой вероятностью получения бездефектного сварного соединения 0,96 обеспечивает ЭЛС. Однако оборудование ЭЛС выпускают крайне ограниченное количество предприятий, что определяет этот вид сварки как самый дорогостоящий.

АрДС была отработана как для автоматических, так и для ручных режимов сварки ПСМ, причём могут использоваться импульсная и непрерывная АрДС. Оборудование АрДС является доступным и выпускается серийно многими предприятиями.

Без использования защитной среды изготовление изделий из ПСМ может выполняться лазерной сваркой на базе, например, компактного молекулярного CO₂ лазера с диапазоном изменения мощности 500–600 Вт. Это самый экономически рациональный вид сварки изделий из ПСМ для автоматических и для ручных режимов.



а



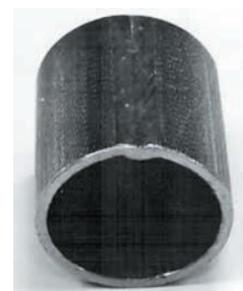
б



в



г



д

- а** – лазерный рез, наплавленные капли;
б – рез механическим резаком, заволакивание пор;
в – электроэрозионный проволочно-вырезной струйный срез с минимальным нарушением пористой структуры ПСМ;
г – соединение элементов фильтра из ПСМ между собой и с осью и втулками электронно-лучевой сваркой;
д – сварная труба из ПСМ. Шов выполнен автоматической аргонодуговой сваркой.

рисунок 6. Основные технологические операции для изготовления изделий: резка плоских листов, сварка изделий

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ПЛОСКИХ ЛИСТОВ ПОРИСТОГО СЕТЧАТОГО МАТЕРИАЛА (ПСМ) МЕТОДОМ ДИФфуЗИОННОЙ СВАРКИ, ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ ЛИНИЯ И ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ БАЗА ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПСМ ШИРОКОГО СПЕКТРА ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Таким образом, технология диффузионной сварки плоских листов ПСМ обеспечивает устранение недостатков технологии горячей прокатки и повышение научно-технического уровня производства ПСМ и изделий из этих материалов за счёт:

- автоматизации управления режимами процесса диффузионной сварки;
- управления степенью уплотнения ПСМ и производства материала с требуемыми пористыми характеристиками;
- унификации и стандартизации видов и типоразмеров плоских листов ПСМ, а также производство материала в задел большими партиями.

3. Диверсификация технологии производства ПСМ

Эффективность производства ПСМ в существенной степени определяется возможностью его использования в интересах других сфер применения. Фильтры и фазоразделители на базе технологии ПСМ имеют потенциал диверсификации – применения и импортозамещения в интересах многих высокотехнологичных отраслей промышленности (газовой, нефтяной, атомной, авиационной, энергогенерирующей, машиностроительной, медицинской, пищевой и пр.).

Примером может быть предложение АО «НПО Лавочкина», разработанное при поддержке ООО «ЦВТМ при МГТУ имени Н.Э. Баумана» (проект КПСМ), на оферту ПАО «Газпром» в 2016 году. Предлагаемые фильтроэлементы были одобрены головным предприятием ПАО «Газпром» для применения при подготовке газа к транспортированию. Дальнейшие действия базировались на создании в АО «НПО Лавочкина» линии по производству изделий из ПСМ, в связи с чем в дополнение к технической необходимости возникла экономическая целесообразность проработки вопроса организации производства плоских листов ПСМ и пористых изделий из ПСМ широкого спектра применения.

Наряду с техническими преимуществами технология диффузионной сварки плоских листов ПСМ обеспечивает повышение организационно-экономической эффективности производства ПСМ и пористых изделий из ПСМ, заключающейся в:

- улучшении технико-экономических параметров изделий ПСМ за счёт снижения стоимости и возможности массового производства материала. Повышение производительности в пять раз за счёт существенного увеличения выхода бездефектной продукции, а также в устранение рисков монопольного производства;
- реализации потенциала диверсификации технологии и производства пористых изделий из ПСМ в интересах высокотехнологичных отраслей промышленности.

4. Производственная линия по изготовлению ПСМ и изделий из ПСМ

В целях производства изделий из ПСМ был проработан проект организации производственного участка и испытательной базы по производству ПСМ и пористых изделий из ПСМ на базе аналогов или модернизации серийно выпускаемого оборудования отечественных производителей с локализованным производством. Затраты на производственное и испытательное оборудование оцениваются по состоянию на 2024 год. Максимальные размеры плоских листов ПСМ для изготовления методом диффузионной сварки, которые определяют выбор производственного оборудования, определены с учётом изделий массового производства в рамках диверсификации.

Для размещения производства пористых изделий требуется чистая зона площадью 600 м², класс чистоты 7 ИСО по ГОСТ ИСО 14644-1-2002 (ИСО7). Производственная линия включает: тамбурный участок чистой зоны – 24 м², участок диффузионной сварки – 36 м², участок раскроя и подготовки плоского листа ПСМ – 116 м², участок гибки, сборки, сварки, контроля и установки изделий из ПСМ – 424 м².

Организация производственной зоны ИСО7 может быть в виде локальной зоны (рисунок 7) или быстровозводимого строения. Локальная чистая зона на основе внутрицевых каркасных конструкций с листовыми панелями и окнами из закалённого стекла, со встроенными в потолок фильтровентиляционными модулями, с вертикальным вытесняющим однонаправленным потоком внешнего воздуха и нижним вентиляционным проёмом в ограждающем периметре площадью 600 м² может быть изготовлена и установлена за четыре месяца. Стоимость составит 34,06 млн. руб. (ООО «АЙФАРМТЕХ»; ООО «САНБЕЛА»).



рисунок 7. Локальная чистая зона на основе внутрицевых каркасных конструкций

таблица – Состав производственного оборудования для изготовления изделий из ПСМ

№ п/п	наименование производственного оборудования	стоимость, млн. руб.	аналоги, ссылки на литературу
1	установка диффузионной сварки плоских листов ПСМ	135,00	УДС ТЭТА DW100, (ООО «НПК ТЭТА», 2024)
2	комплект оборудования ультразвуковой очистки от загрязнений, термического ополаскивания и сушки с полуавтоматическим перемещением изделий по технологической линии транспортёром	17,70	(АО «ОКБ Кристалл», 2024)
3	электроэрозионный проволочно-вырезной станок струйный (многопроходный с направляющими линейными рельсового типа)	5,33	(ООО «Измерительные технологии», 2024)
4	комплект гибочно-прокатного и формовочного оборудования	23,70	(АО «Ульяновский НИИТ», 2024)
5	оборудование для автоматической аргонодуговой сварки изделий с повышенными техническими характеристиками в составе установки автоматической аргонодуговой сварки кольцевых швов и установки автоматической аргонодуговой сварки продольных швов и сварки встык изделий	23,10	(ООО НПП «ТехноТрон», 2024)
6	установка непрерывной лазерной сварки изделий	25,00	(ООО «Латиком», 2024)
7	материалы для образцов по отработке технологии по четырём типам плоских листов	20,00	
		итого 249,83	

Для выполнения проектно-изыскательских и строительно-монтажных работ по быстровозводимому строению на 600 м² требуется 24 месяца, стоимость 95,15 млн. руб.

Состав производственного оборудования для производства плоских листов ПСМ методом диффузионной сварки и изделий из ПСМ, затраты на материалы для образцов по отработке технологии приведены в таблице.

Для производства изделий из ПСМ без защитной среды был рассмотрен вариант непрерывной лазерной сварки, который обеспечивает самое экономичное изготовление. Для сварки изделий из ПСМ в защитной среде рассмотрен вариант аргонодуговой сварки, как наименьшей по стоимости в этом классе.

Как было указано выше, при производстве высокоответственных изделий применяется электронно-лучевая сварка с автоматизированной оснасткой специальной разработки в зависимости от геометрии швов.

Основной задачей организации производственной линии изготовления плоских листов ПСМ и изделий из них является модификация установки диффузионной сварки плоских листов ПСМ. Наиболее подходящей для модификации установкой, выпускаемой в настоящее время, является серийная установка диффузионной сварки ТЭТА DW100 производства ООО «НПК ТЭТА», г. Томск (рисунок 8, ООО «НПК ТЭТА»), которая имеет внутренние размеры вакуумной камеры 990×1010×1080 мм.

Для решения поставленной задачи требуется модификация плит и усилия пресса, системы нагрева, а также установка следящей системы управления

прессом. Требования по габаритам плоских листов ПСМ, по диапазону и равномерности поля температур сварки, диапазона давления сварки и точности следящей системы пресса были определены на основании проведённых экспериментов по изготовлению образцов и анализа изделий в рамках диверсификации (АО «НПО Лавочкина», АО «НПО Энергомаш», АО ГНЦ «Центр Келдыша», 2023; АО «НПО Лавочкина», АО «НПО Энергомаш», 2022).

Срок, необходимый для модификации установки диффузионной сварки составляет с учётом технических и организационных закупочных мероприятий 20 месяцев с даты начала финансирования.

5. Испытательная база образцов плоских листов ПСМ и изделий из ПСМ

Испытательная база включает:

- рабочий пост по контролю капиллярной удерживающей способности (Александров Л.Г., Константинов С.Б., Марков А.В., Новиков Ю.М., Платов И.В. и др., 2023);
- рабочий пост гидравлических проверок образцов ПСМ на гидравлическое сопротивление;
- рабочий пост прочностных испытаний;
- вибродинамический комплекс для проведения технологической вибрации;
- микроскоп оптический с системой регистрации контроля конструктивных параметров изделий из ПСМ.

Дооснащение существующей испытательной базы оценивается в 98 млн. руб.

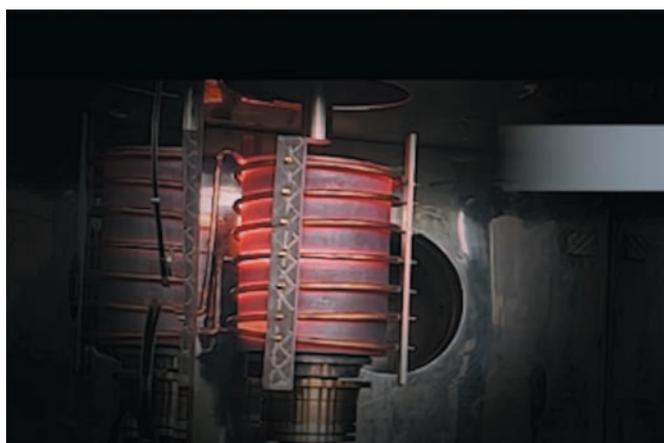
ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ПЛОСКИХ ЛИСТОВ ПОРИСТОГО СЕТЧАТОГО МАТЕРИАЛА (ПСМ) МЕТОДОМ ДИФфуЗИОННОЙ СВАРКИ, ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ ЛИНИЯ И ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ БАЗА ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПСМ ШИРОКОГО СПЕКТРА ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ



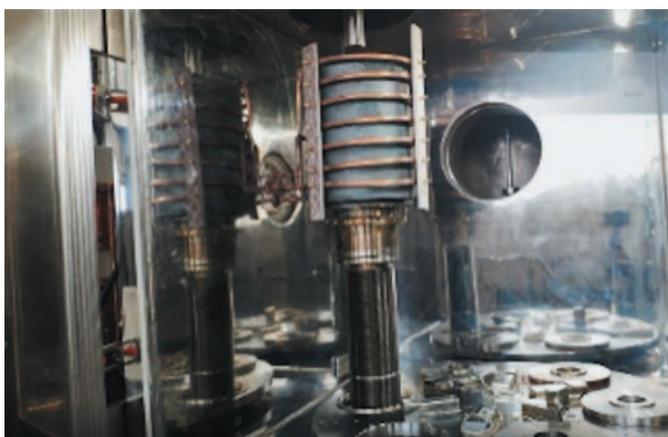
а



б



в



г



д

а – общий вид; **б** – насос сухого вакуума;
в – индукционный нагрев; **г** – гидравлический пресс;
д – система управления и мониторинга, смотровые окна.

рисунок 8. Установка диффузионной сварки ТЭТА DW100

заключение

Опыт работы АО «НПО Лавочкина» и ООО «ЦВТМ при МГТУ имени Н.Э. Баумана» (Проект КПСМ) привёл к общему заключению, что организация в космической отрасли специализированного производства ПСМ и изделий из ПСМ с современной системой менеджмента качества является актуальной задачей. Устраняются риски монопольного производства. В процессе подготовки технического задания на проект создания производства ПСМ ведущие предприятия отрасли (АО ГНЦ «Центр Келдыша», АО «Воткинский завод», АО «ВПК «НПО машиностроения», АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», ПАО «РКК «ЭНЕРГИЯ», АО «РЕШЕТНЁВ») подтвердили целесообразность такого производства.

Технология производства плоских листов ПСМ методом диффузионной сварки является научно-технической основой создания современного высокоэффективного производства с испытательной базой для изготовления пористых изделий из ПСМ в интересах космической отрасли и диверсификации в интересах других высокотехнологичных отраслей промышленности.

Проект создания производства и испытательной базы плоских заготовок и изделий ПСМ имеет следующие организационно-финансовые показатели в зависимости от пути организации чистой зоны (локальная зона или быстровозводимое строение соответственно):

- начало изготовления и испытаний опытных образцов плоских листов ПСМ через 20–24 месяца после начала финансирования;
- затраты в ценах 2024 год – 381,39 – 442,98 млн. руб.

список литературы

Александров Л.Г., Константинов С.Б., Корольков А.В., Сапожников В.Б. Топливный бак с капиллярным внутрибаковым устройством космической двигательной установки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 4. С. 15-21.

Александров Л.Г., Константинов С.Б., Корольков А.В., Сапожников В.Б. Методика расчёта конструктивных параметров транспортных каналов капиллярных внутрибаковых устройств топливных баков космических двигательных установок // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 93-97.

Александров Л.Г., Константинов С.Б., Марков А.В., Новиков Ю.М. и др. О практических методах определения порометрических характеристик тонких образцов из комбинированного пористого сетчатого материала // Инженерный журнал: наука и инновации. 2023. № 1.

АО «ОКБ Кристалл». URL: <https://www.oktb-kristall.ru/> (дата обращения: 14.10.2024).

АО «НПО Лавочкина», АО «НПО Энергомаш», АО ГНЦ «Центр Келдыша». Протокол результатов работ по изготовлению образцов пористого сетчатого материала (ПСМ) методом вакуумной диффузионной сварки прессованием наборов тканых мелкоячеистых сеток из нержавеющей стальной проволоки. 11.12.2023.

АО «НПО Лавочкина», АО «НПО Энергомаш». Протокол результатов работ по изготовлению образцов комбинированного пористого сетчатого материала (КПСМ) методом диффузионной сварки прессованием в вакууме наборов плетеных мелкоячеистых сеток из нержавеющей стальной проволоки. 06.07.2022.

АО «Ульяновский НИИТ». URL: www.ulniat.ru (дата обращения: 14.10.2024).

Багров В.С., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов. М.: УНПЦ «Энергомаш», 1997. 328 с.

Новиков Ю.М., Александров Л.Г., Богданов А.А., Большаков В.А. и др. Проницаемые структуры на основе комбинированного пористого сетчатого металла и сварочная технология производства изделий из них для двигательных установок космических летательных аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 44-51.

ООО «АЙФАРМТЕХ». URL: <https://ipharmtech.ru> (дата обращения: 14.10.2024).

ООО «САНБЕЛА» URL: <https://sanbela.ru> (дата обращения: 14.10.2024).

ООО «Измерительные технологии». URL: www.meatec.ru (дата обращения: 14.10.2024).

ООО «Латиком». URL: www.laticom.ru (дата обращения: 14.10.2024).

ООО «НПК ТЭТА». URL: www.tetacom.ru (дата обращения: 14.10.2024).

ООО НПП «Технотрон». URL: <http://технотрон.рф> (дата обращения: 14.10.2024).

Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Семенов П.Ю. Рекуперативный теплообменный аппарат с пористым металлом для жидкостного ракетного двигателя // Изв. высш. учеб. заведений. Машиностроение. 2015. № 6. С. 74-81.

Третьяков А.Ф. Создание фильтров на основе пористого сетчатого материала для очистки жидкости и газа от механических загрязнений // Инж. журнал: наука и инновации. 2017. № 9. С. 12.

Третьяков А.Ф. Технологические процессы изготовления штампосварных изделий из пористых сетчатых материалов. Заготовительные производства в машиностроении. 2020. Т. 18. № 1. С. 44-48.

Статья поступила в редакцию 21.10.2024

Статья после доработки 28.10.2024

Статья принята к публикации 31.10.2024

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели) по группе научных специальностей: 2.5.13. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.
2. Рецензенты назначаются главным редактором или по его поручению заместителем главного редактора журнала.
3. Статья направляется в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала с обязательным приложением оформленного акта экспертизы и рецензий.
4. Между авторами статьи и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
5. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста, 8 рисунков и 15 библиографических источников. Все страницы должны быть пронумерованы.
6. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, место работы (название по Уставу организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском и английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
7. Статья представляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне листа формата **A4**.
8. Текст печатается в **MS Word**, применяется шрифт **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
9. Для набора формул и уравнений используется встроенный редактор формул. Символы и числовые коэффициенты, где это возможно набираются в MS Word. Символы греческого алфавита набираются прямым начертанием, символы английского алфавита – курсивом. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте
10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры поясняются. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
11. Источники литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц. Ссылки на источники литературы даются в круглых скобках с указанием фамилии и инициалов авторов, года издания.
12. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и аббревиатур). Рисунки в статье нумеруются, имеют краткое наименование и располагаются по месту первой ссылки на них.
13. Таблицы нумеруются и имеют краткое наименование. Текст в таблицах печатается со строчных букв (кроме названий и аббревиатур).
14. После принятия статьи к публикации в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru направляются:
 - сформированная статья, тип файла **.docx**;
 - рисунки, графики, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
 - фотографии авторов (если авторов не более четырёх), тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
 - сведения об авторах, тип файла **.docx**.В сведениях об авторах сообщается: ФИО (полностью и транслитерация фамилий на английский язык), учёное звание, учёная степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, контактный телефон, адрес электронной почты. Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

научный редактор В.В. Ефанов

корректоры Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 27.11.2024. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 19,4 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 20.12.2024

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»
424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45.

подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте.
подписной индекс № 37156
в каталоге «ПЕРИОДИЧЕСКИЕ
ИЗДАНИЯ. ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ»
ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»



адрес редакции:
141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ
город ХИМКИ
улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

(495) 575-55-63
(495) 575-54-69
(495) 575-00-68 факс

vestnik@laspace.ru
<http://www.vestnik.laspace.ru>

ежеквартальный
научно-технический журнал
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»
издаётся с 2009 года.

включён:

- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
- в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК в категорию **K1** по группе научных специальностей **2.5.13**. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; **2.5.14**. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; **2.5.16**. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

основные тематические направления:

- ракетная и космическая наука и техника
- непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства
- проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем

4 2024
октябрь
декабрь

АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СТАНЦИИ
НАУЧНОГО И СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО
НАЗНАЧЕНИЯ СОЗДАНЫ НАМИ ЗА ПОСЛЕДНИЕ ГОДЫ.

ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ СТАНЦИИ
ЭЛЕКТРО-Л, АРКТИКА-М.

ОРБИТАЛЬНЫЕ АСТРОФИЗИЧЕСКИЕ
ОБСЕРВАТОРИИ
РАДИОАСТРОН, СПЕКТР-РТ.

НАУЧНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ СТАНЦИИ
ФОБОС-ГРУНТ, ЭКЗОМАРС-2022,
ЛУНА-25.

2025		1	2	3	4	5		
	6	7	8	9	10	11	12	
	13	14	15	16	17	18	19	
	20	21	22	23	24	25	26	
	27	28	29	30	31			

2					1	2		
	3	4	5	6	7	8	9	
	10	11	12	13	14	15	16	
	17	18	19	20	21	22	23	
	24	25	26	27	28			

3					1	2		
	3	4	5	6	7	8	9	
	10	11	12	13	14	15	16	
	17	18	19	20	21	22	23	
	24	25	26	27	28	29	30	
	31							

4		1	2	3	4	5	6	
	7	8	9	10	11	12	13	
	14	15	16	17	18	19	20	
	21	22	23	24	25	26	27	
	28	29	30					

5			1	2	3	4		
	5	6	7	8	9	10	11	
	12	13	14	15	16	17	18	
	19	20	21	22	23	24	25	
	26	27	28	29	30	31		

6						1		
	2	3	4	5	6	7	8	
	9	10	11	12	13	14	15	
	16	17	18	19	20	21	22	
	23	24	25	26	27	28	29	
	30							

