

ВЕСТНИК 3

НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

53
2021
И Ю Л Ь
сентябрь



ГРАНАТ
1989



МАРС-96
1996



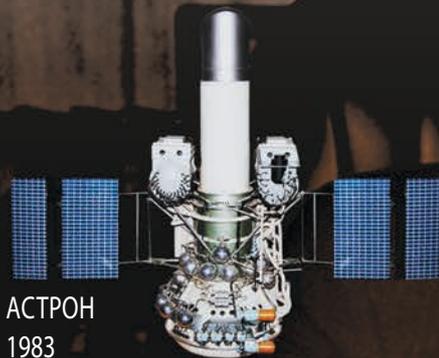
АРКОН
1997, 2002



ВЕГА-1,-2
1984



ФОБОС-1,-2
1988



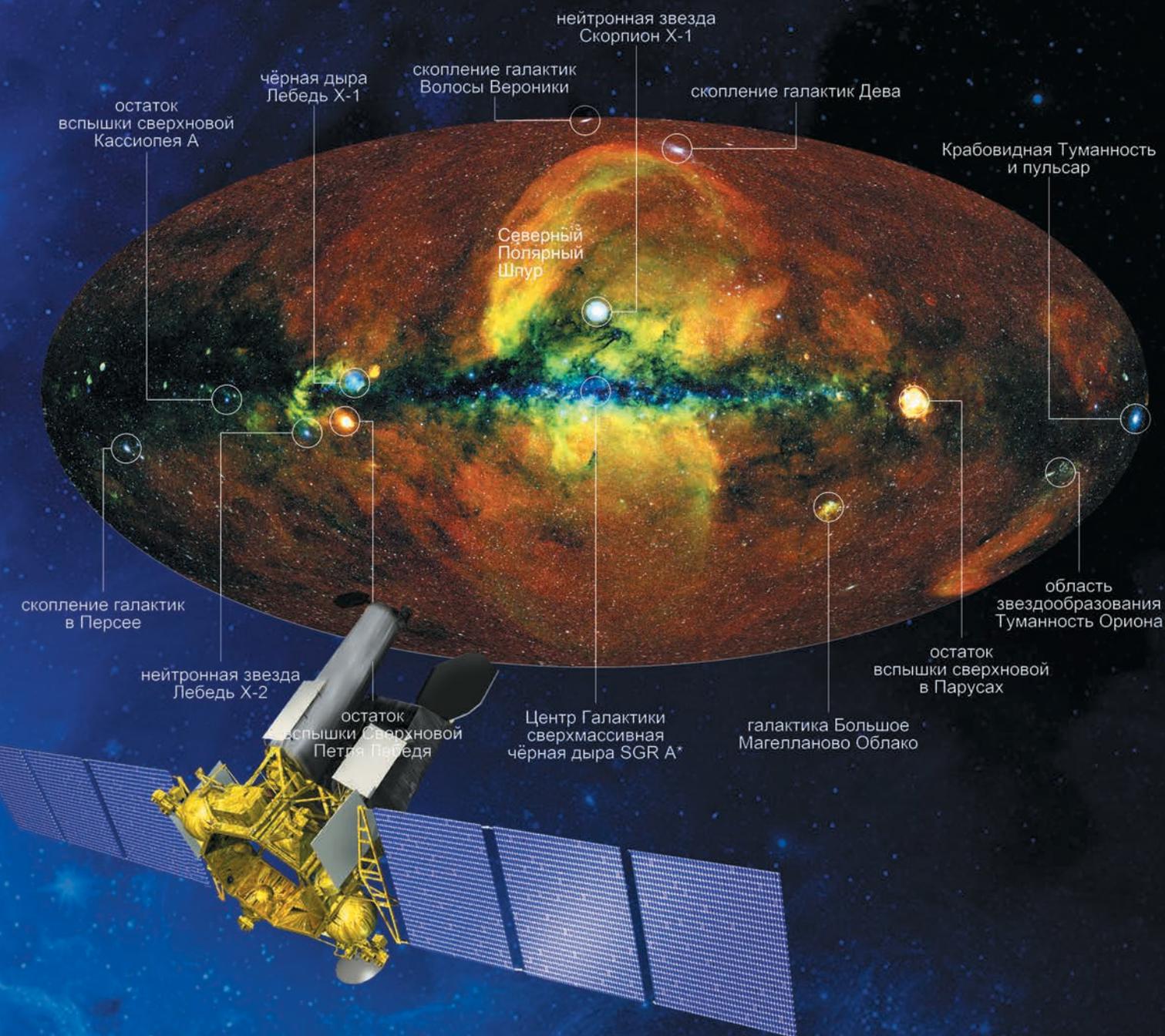
АСТРОН
1983

100-я годовщина
со дня рождения
выдающегося конструктора
космической техники,
члена-корреспондента
АН УССР, СССР, РАН, героя
социалистического труда
Вячеслава Михайловича
КОВТУНЕНКО

1977–1987 –
главный конструктор
НПО имени С.А. Лавочкина
1987–1996 –
генеральный конструктор
НПО имени С.А. Лавочкина

Создал новый тип
отечественных
автоматических
космических аппаратов –
орбитальные
астрофизические
обсерватории





Акционерному обществу «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина»,
 Институту космических исследований Российской Академии Наук,
 Институту внеземной физики Общества Макса Планка
 за астрофизическую обсерваторию СПЕКТР-РГ
 присуждена
МЕЖДУНАРОДНАЯ ПРЕМИЯ имени МАРСЕЛЯ ГРОССМАНА

Это международная награда в области гравитационной физики и астрофизики,
 присуждаемая раз в три года с 1985 года.
 Премия присуждена за уникальные достижения в изучении чёрных дыр,
 в том числе за очень точную карту в X-диапазоне.



с о д е р ж а н и е

Ефанов В.В., Моисеев А.А. Вячеслав Михайлович Ковтуненко – учёный и конструктор космической техники	3
Кошлаков В.В., Архангельский Н.И., Нестеров В.М. Концепция экспериментального полёта лунного демонстратора с ЭРДУ в комплексе с буксиром «Фрегат»	14
Бугрова А.Д., Котляров Е.Ю., Финченко В.С. Методика предварительного анализа теплового режима приборной панели посадочного лунного модуля. Часть 2. Оценка температуры посадочных мест и пути модификации СТР	23
Розин П.Е., Симонов А.В., Гордиенко Е.С. Формирование ориентации АМС «ЛУНА-26» бортовыми средствами на этапе картографирования поверхности Луны	30
Гуц Ю.А., Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю. Об одной методике определения экранирования элементов космического аппарата от воздействия метеорных частиц	36
Ефанов В.В., Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В. Методологический аспект задачи структурной идентификации параметров динамической схемы космического аппарата	44
Сметюхова Т.Н. Обзор моделей чёрных тел, применяемых в аэрокосмических аппаратах. Часть 2. Перспективные модели бортовых чёрных тел	54
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	60
Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О. Модель субъекта эксплуатации ракетно-космической техники	72
Скандаков А.В., Яценко М.Ю. Дренажно-предохранительный клапан повышенной надёжности ракетного бака	78

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
- журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspacespace.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге «Периодические издания. 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. **А.А. Иванков**
к.т.н. **А.А. Моисеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет

председатель
к.т.н., профессор **В.А. Колмыков**
академик РАН **О.М. Алифанов**
д.ф.-м.н., профессор **В.В. Асмус**
д.т.н., профессор **Б.И. Глазов**
академик РАН **Л.М. Зелёный**
чл.-корр. АНРТ **Х.И. Ибадинов**
к.т.н. **Е.Н. Кузин**
д.т.н., профессор **А.А. Любомудров**
академик РАН **М.Я. Маров**
д.т.н., профессор **Ю.А. Матвеев**
академик
НАН Беларуси **О.Г. Пенязьков**
академик РАН **Г.А. Попов**
д.т.н. **В.С. Финченко**
д.т.н., профессор **В.В. Хартов**
д.т.н., профессор **Е.Н. Хохлачев**
чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**
академик
НАН Украины **Я.С. Яцкив**

журнал является рецензируемым изданием

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

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

ISSN 2075-6941



2 1 0 0 3



9 772075 694002

chief editor –

c.sc. (ec.) **Kh.Zh. Karchayev**

deputy chief editor –

d.eng., professor **V.V. Efanov**

editorial board

member of

UA USSR, URA **V.M. Davydov**

d.eng. **K.A. Zanin**

d.eng. **A.A. Ivankov**

c.sc. (eng.) **A.A. Moisehev**

d.eng. **A.E. Nazarov**

d.eng., professor **S.N. Shevchenko**

c.sc. (eng.) **A.E. Shirshakov**

editorial council

chairman –

c.sc. (eng.) **V.A. Kolmykov**

academician RAN **O.M. Alifanov**

doctor of physical and mathematical sciences, professor **V.V. Asmus**

d.eng., professor **B.I. Glazov**

academician RAN **L.M. Zelenyi**

corresponding

member ANRT **H.I. Ibadinov**

c.sc. (eng.) **E.N. Kuzin**

d.eng., professor **A.A. Lyubomudrov**

academician RAN **M.Y. Marov**

d.eng., professor **Y.A. Matveev**

academician NASB **O.G. Penyazkov**

academician RAN **G.A. Popov**

d.eng. **V.S. Finchenko**

d.eng., professor **V.V. Khartov**

d.eng., professor **E.N. Khokhlachev**

corresponding

member RAN **B.M. Shustov**

academician NASU **Ya.S. Yatskiv**

the journal is a reviewed publication

founder «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

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

table of contents

Efanov V.V., Moisehev A.A.

Vyacheslav M. Kovtunenکو – scientist and designer
 of the space technologies 3

Koshlakov V.V., Arkhangelsky N.I., Nesterov V.M.

The Experimental Mission Concept of Lunar Electric
 Propulsion Demonstrator coupled with Space Tug Fregat 14

Bugrova A.D., Kotlyarov E.Yu., Finchenko V.S.

Procedure for preliminary thermal analysis of the lunar
 lander instrument panel.
 Part 2. Temperature evaluation of mounting seats
 and TCS modification options 23

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

Orientation of the Luna-26 spacecraft by onboard algorithms
 at the stage of mapping the lunar surface 30

Guts Yu.A., Dobritsa D.B., Yashchenko B.Y.

On a method for determining the shielding of spacecraft elements
 from the impact of meteoroid particles 36

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

Methodological aspect of the problem of structural identification of
 the parameters of the dynamic scheme of a spacecraft 44

Smetyukhova T.N.

Review of blackbodies' models used in aerospace vehicles.
 Part 2. Promising models of onboard blackbodies 54

Koziukov A.E., Volkov A.O.

Backside decapsulation of electronic component for its preparation
 for heavy ion single event effects testing 60

Gravchenko Yu.A., Kozlov V.V., Kukushkin I.O.

Model of the subject of operation of rocket and space technology 72

Skandakov A.V., Yatsenko M.Yu.

Enhanced reliability drain safety valve for LV propellant tank 78

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link <http://www.elibrary.ru>
- the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION, in the group of the scientific categories 05.07.00 aviation and rocket-space technologies
- the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA»
- post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspase.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «Periodicheskie Izdaniya. Gazeti i Jurnalni» 000 GK «URAL-PRESS»
 © «LAVOCHKIN ASSOCIATION» © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

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

ВЯЧЕСЛАВ МИХАЙЛОВИЧ КОВТУНЕНКО – УЧЁНЫЙ И КОНСТРУКТОР КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ



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

В статье сделан исторический обзор творческой деятельности выдающегося учёного и конструктора космической техники, соратника С.П. Королёва и М.К. Янгеля, генерального конструктора и генерального директора НПО им С.А. Лавочкина в период с 1977 по 1995 годы. Дается краткий анализ его творческого наследия в отечественной ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: баллистические ракеты Р-12, Р-14, Р-16, «Космос-1»; высококипящие компоненты топлива; полигон Капустин Яр; программа «Интеркосмос»; индийский спутник «АРИАБХАТА»; КБ «Южное»; НПО им. С.А. Лавочкина; КА «ВЕГА»; проект «ИНТЕРБОЛ»; разгонный блок «Фрегат».

DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.001

Доктор технических наук, профессор, член-корреспондент АН УССР, АН СССР, РАН Вячеслав Михайлович Ковтуненко родился 31 августа 1921 года в небольшом волжском городке Покровске, переименованном в 1931 году в Энгельс. После окончания школы в 1939 году поступил в Рыбинский авиационный институт. В августе 1941 года добро-

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

VYACHESLAV M. KOVTUNENKO – SCIENTIST AND DESIGNER OF THE SPACE TECHNOLOGIES



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

The article makes a historical overview of the creative endeavors of the outstanding scientist and designer of the space technologies, a colleague of Sergey P. Korolev and Michael K. Yangel, Designer General and Director General of Lavochkin Association for the period from 1977 to 1995. A brief analysis of his creative heritage in the Russian rocket and space industry is made.

Key words: ballistic missiles R-12, R-14, R-16, Kosmos-1; high-boiling fuel components; testing range Kapustin Yar; Intercosmos program; ARIABHATA Indian satellite; Yuzhnoe R&D Bureau; Lavochkin Association; VEGA SC; INTERBALL program; Fregat Upper Stage.

вольцем ушёл на фронт. Воевал на Западном фронте в сапёрном полку. В октябре 1941 года, во время Калининской оборонительной операции, красноармеец Ковтуненко В.М. был тяжело ранен, после лечения был признан не годным к дальнейшей службе и в сентябре 1942 года был демобилизован (*Вячеслав Михайлович Ковтуненко, 2011*).

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.



Вячеслав Михайлович Ковтуненко (1921–1995)

В сентябре 1946 года молодого специалиста В.М. Ковтуненко распределили на работу в подмосковный Калининград (ныне г. Королев) на предприятие НИИ-88 Министерства вооружения СССР. Одно из подразделений НИИ-88 – отдел № 3 – возглавлял главный конструктор С.П. Королев. В должности инженера-проектанта В.М. Ковтуненко занимался баллистикой, прочностью и аэродинамикой первых отечественных баллистических ракет (рисунок 1).

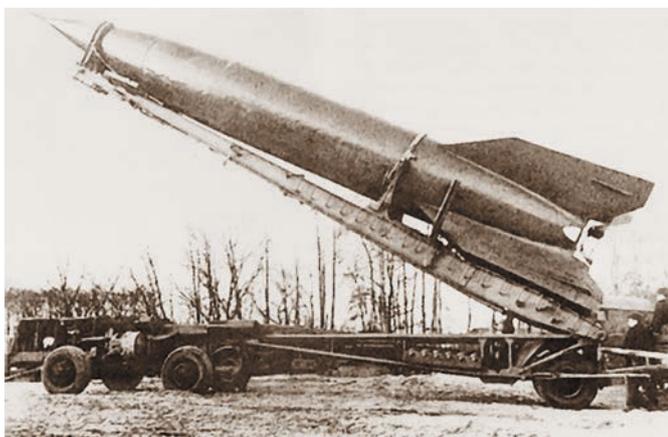


рисунок 1. Межконтинентальная ракета Р-1

В ходе работ по проектированию ракет Р-1 и Р-2 он приобретал опыт создания боевых ракет, углублялся в теоретические исследования сверхзвукового движения летательных аппаратов в плотных слоях атмосферы с обеспечением заданных баллистических параметров. На талантливого, энергичного специалиста обратил внимание один из ведущих разработчиков ракетной техники М.К. Янгель.



рисунок 2. Межконтинентальная ракета Р-16

В 1951–1953 годах часть работ НИИ-88 по боевым ракетным комплексам была передана машиностроительному заводу г. Днепропетровска. Правительственным решением туда переводилась большая группа специалистов, в их числе В.М. Ковтуненко.

Инициативная группа, в составе которой был В.М. Ковтуненко, предложила – впервые в практике отечественного ракетостроения – применить в проектируемой боевой ракете высококипящее топливо. Использование высококипящего топлива позволяло существенно упростить производство и эксплуатацию изделий данного класса.

В июне 1957 года на полигоне Капустин Яр состоялся первый старт ракеты средней дальности Р-12.

За короткое время была создана и поставлена на боевое дежурство самая мощная в мире одноступенчатая ракета Р-14 с дальностью 450 км.

В 1960 году В.М. Ковтуненко была присуждена учёная степень доктора технических наук. В этом же году он становится лауреатом Ленинской премии.

В сентябре 1960 года первая летная ракета Р-16 (8К64 ЛД1-3Т) была отправлена на полигон Тюра-Там (рисунок 2). Как представитель проектантов В.М. Ковтуненко участвовал в работах по подготовке ракеты к пуску и оказался свидетелем страшной трагедии, случившейся 24 октября 1960 года, связанной с гибелью людей из-за пожара и последующего взрыва ракеты на стартовой площадке (погибли 84 военнослужащих, среди них главнокомандующий РВСН главный маршал артиллерии М.И. Неделин, и 17 представителей промышленности) (Дегтярев А.В., Кавелин С.С., 2011; Шевалев И.Л., 2011).

В последующем, после серии успешных запусков с космодрома Байконур, ракетный комплекс Р-16 в 1962 году был принят на вооружение. Разработчики комплекса были удостоены высоких наград, а В.М. Ковтуненко – звания Героя Социалистического Труда.

Стремительное развитие ракетной техники открывало новые возможности в совершенно иных, не военных областях человеческой деятельности.

ОКБ-586 выступило с предложением создать, путём модернизации боевой Р-12 (8К63), первую отечественную двухступенчатую ракету-носитель космического назначения лёгкого класса. В.М. Ковтуненко был одним из инициаторов этих работ по использованию и превращению боевых ракет в ракеты-носители для запусков искусственных спутников Земли.

Как и ранее, преодолев достаточно тернистый путь, совершив необходимый цикл обоснований и согласований, активнейшее участие в которых – как идеолог и организатор – принимал В.М. Ковтуненко, инициатива коллектива получила поддержку на государственном уровне: в августе 1960 года вышло постановление Правительства «О создании ракеты-но-



рисунок 3. РН серии «Космос»

сителя 63С1 на базе боевой ракеты Р-12, разработке и запуске 10 малых ИСЗ».

Таким образом, ОКБ 586 взяло на себя и разработку ИСЗ.

По инициативе В.М. Ковтуненко в структуре ОКБ было создано специализированное КБ космических аппаратов – КБ-3, задачей которого было проектирование ракетно-космических комплексов научного, военного и народно-хозяйственного назначения. При его участии разработана программа «Космос». Днепропетровский первенец – ракета Р-12 со второй ступенью – стала космическим носителем «Космос-1» (63С1). РН «Космос-1» применялись для запуска малых ИСЗ массой от 50 до 600 кг (рисунок 3).



рисунок 4. КА серии «КОСМОС»

15 апреля 1965 года выходит Постановление правительства «О сотрудничестве СССР и социалистических стран в области исследования и использования космического пространства в мирных целях». Этот документ становится основой для разработки международной программы научных космических исследований, получившей название «ИНТЕРКОСМОС».

Часть программы была посвящена применению непилотируемых космических аппаратов для проведения фундаментальных и прикладных научных исследований в околоземном пространстве, и у её истоков стоял Вячеслав Михайлович Ковтуненко.

Началась реализация программы «ИНТЕРКОСМОС» запуском первого спутника 14 октября 1969 года. В целом предусматривалась совместная работа учёных девяти стран по пяти основным направлениям: космическая физика, метеорология, биология и медицина, спутниковая связь, исследование Земли из космоса (рисунок 4) (Шевалев И.Л., 2011).



рисунок 5. Заседание Совета «Интеркосмос» проводит академик Б.Н. Петров

Особое место занимали в жизни В.М. Ковтуненко совместные работы с научными и техническими специалистами Индии. Он был одним из главных действующих лиц при оказании технической помощи со стороны СССР при запуске первого индийского ИСЗ «АРИАБХАТА», и наши зарубежные партнеры дружески называли его «отцом индийской космонавтики».

Коллективом КБ-3 во главе с В.М. Ковтуненко был разработан первый советский спутник «МЕТЕОР» для космической службы погоды. Эти спутники передавали телевизионное изображение в видимом и инфракрасном диапазоне как освещённой, так и теневой стороны земной поверхности (рисунок 5).

Напористость, способность удивительно органично сочетать системный подход и широкомасштабность в рассмотрении возникающих проблем с безусловным движением к конечной цели – с таким багажом пришел В.М. Ковтуненко в 1977 году в НПО им. С.А. Лавочкина (Вячеслав Михайлович Ковтуненко, 2011; Дегтярев А.В., Кавелин С.С., 2011; Шевалев И.Л., 2011).

По окончании некоего адаптационного периода лавочкинцы убедились – на предприятие пришёл Главный конструктор, обладающий всеми необходимыми способностями и чертами характера для руководства головной космической фирмой, выполняющей заказы государственной важности в кооперации с не одним десятком промышленных, научных и военных предприятий и организаций с многотысячными трудовыми коллективами. Дар глубокого аналитического мышления, умение предвидеть последствия намечаемых действий на много ходов вперёд помогали Ковтуненко находить единомышленников и оптимально, с точки зрения стратегии и тактики, программировать не только деятельность руководимого им коллектива, насчитывающего в лучшие времена более двенадцати тысяч человек, но и строить партнёрские отношения с разнопрофильными смежными организациями, объединяемыми в единую мощную кооперацию при разработке и реализации очередного космического проекта. Он был хорошо знаком с руководителями основных космических фирм, имел налаженные контакты в среде военного руководства, поддерживал дружеские отношения в академической среде, в рамках деятельности Совета «Интеркосмос» имел возможность общения с зарубежными коллегами. Все это сыграло решающую роль в признании лидерства В.М. Ковтуненко не только лавочкинцами, но и смежниками.

Ещё работая в КБ «Южмаш», В.М. Ковтуненко стал ярким приверженцем использования унифицированных космических платформ (служебного модуля) при создании космических аппаратов, выполняющих различные целевые задачи. Это суще-



рисунок 6. КА «МАРС-3»



рисунок 8. КА «ВЕНЕРА-15»

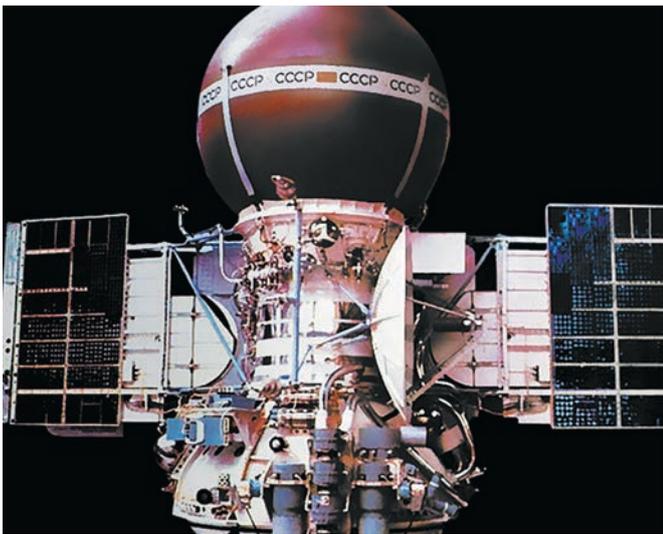


рисунок 7. КА серии «ВЕНЕРА-9-14»

ственно упрощало, удешевляло и ускоряло созидательный процесс.

Этот же принцип был присущ и проектно-конструкторской школе Г.Н. Бабакина. Вячеслав Михайлович развил указанный принцип, окунувшись в проблематику НПО им. С.А. Лавочкина, что сразу же нашло положительный отклик у проектантов ОКБ (*Автоматические космические аппараты...*, 2010).

Он уловил в конструктивных особенностях уже неоднократно апробированного в межпланетных экспедициях космического аппарата «ВЕНЕРА» искомое – базовый аппарат, разработанный Главным конструктором С.С. Крюковым. Модуль был прекрасно отработан и позволял практически сразу

приступить к осуществлению задуманного. Тем более что первый шаг в этом направлении был уже давно сделан – прототип перелётного модуля серии «ВЕНЕРА» летал... к Марсу (рисунки 6, 7).

В.М. Ковтуненко сделал ставку на разработку широкомасштабных, разноплановых исследовательских проектов, способных заинтересовать и политиков, и учёных, в том числе и зарубежных специалистов в области создания космической техники.

Почти все проекты, реализуемые НПО им. С.А. Лавочкина при В.М. Ковтуненко в интересах Академии наук СССР, получили статус международных (*Автоматические космические аппараты...*, 2010; *Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

На борту космических аппаратов появилась весьма специфичная «полезная нагрузка»: крупногабаритные радиолокаторы бокового обзора, телескопы ультрафиолетового, рентгеновского, гамма- и радиодиапазонов электромагнитного излучения и многое другое (рисунок 8) (*Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А. Лоханов И.В.*, 2019; *Автоматические космические аппараты...*, 2010).

Примененное и активно внедряемое В.М. Ковтуненко понятие «космический аппарат – это уникальный исследовательский инструмент» принципиально меняло основы взаимоотношений между научными и инженерно-техническими специалистами, всемерно укрепляя их творческий союз на всех этапах разработки и реализации космического проекта.

Мировое общественное мнение даже присвоило Венере статус «русской планеты» по интенсивности и результативности её посещений космическими аппаратами серии «ВЕНЕРА», поскольку в период



рисунок 9. «КА ВЕГА-1, -2»

1978–1985 гг. к этой планете было совершено четыре миссии (восемь аппаратов) (*Автоматические космические аппараты...*, 2010; Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж., 2017).

Выделяется уникальностью программы проект «ВЕГА», где реализовано сразу три крупных космических эксперимента (*Вайсберг О.Л.*, 2016):

- десантирование на поверхность Венеры спускаемых аппаратов;
- применение впервые в практике мировой космонавтики аэростатных зондов для планетных исследований;
- исследование малого тела Солнечной системы (кометы Галлея) (рисунок 9).

Успешно сработала также идея В.М. Ковтуненко использовать венерианский служебный модуль при создании специализированных астрофизических спутников Земли «АСТРОН» (1983) (*Боярчук А.А., Мошнеев А.А.*, 2013), а затем – «ГРАНАТ» (1989) (*Автоматические космические аппараты...*, 2010).



рисунок 10. Встреча в Кремле руководителей государства с советскими учёными (В.М. Ковтуненко – второй справа)



рисунок 11. КА «АСТРОН»



рисунок 12. КА «ГРАНАТ»

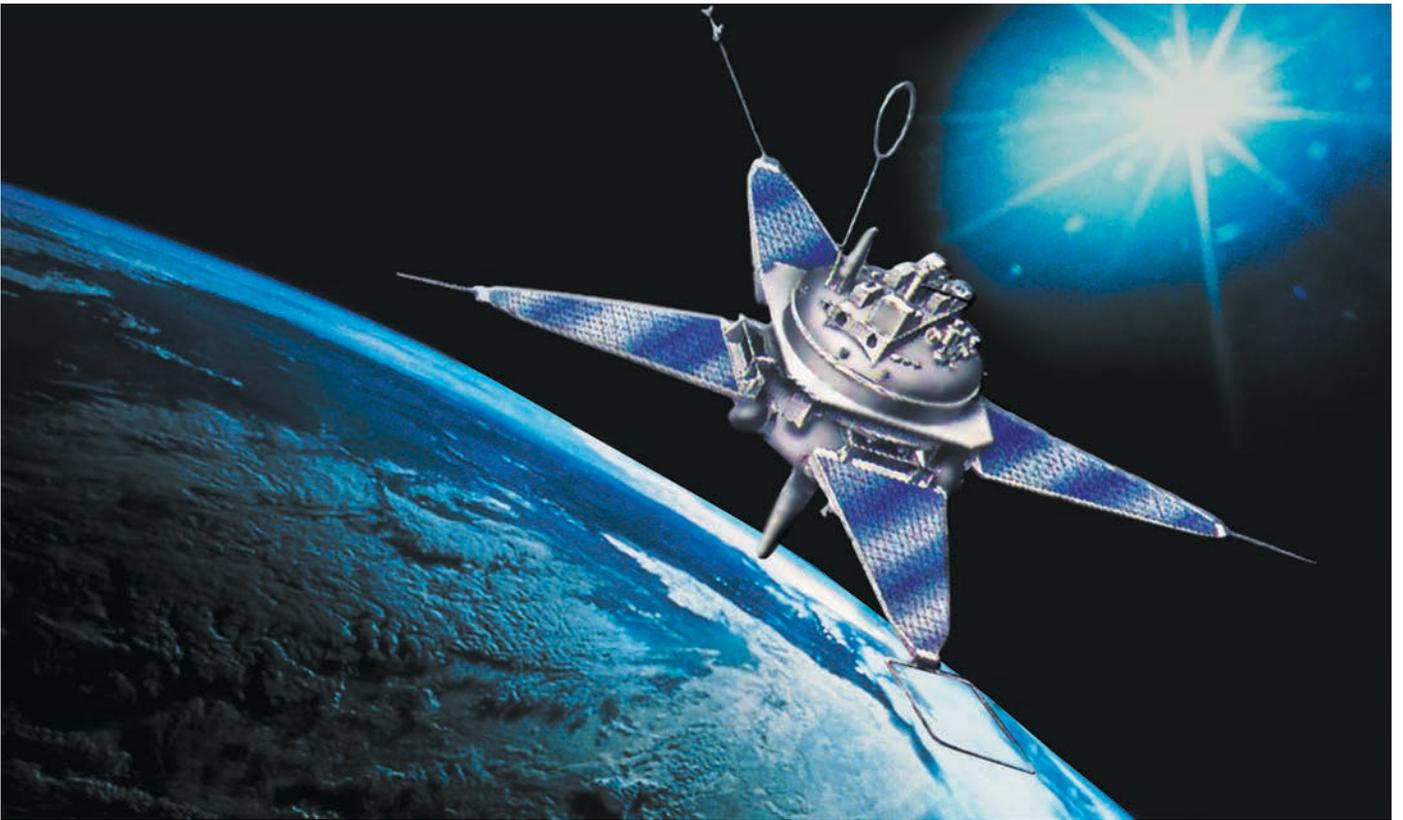


рисунок 13. КА «ПРОГНОЗ»

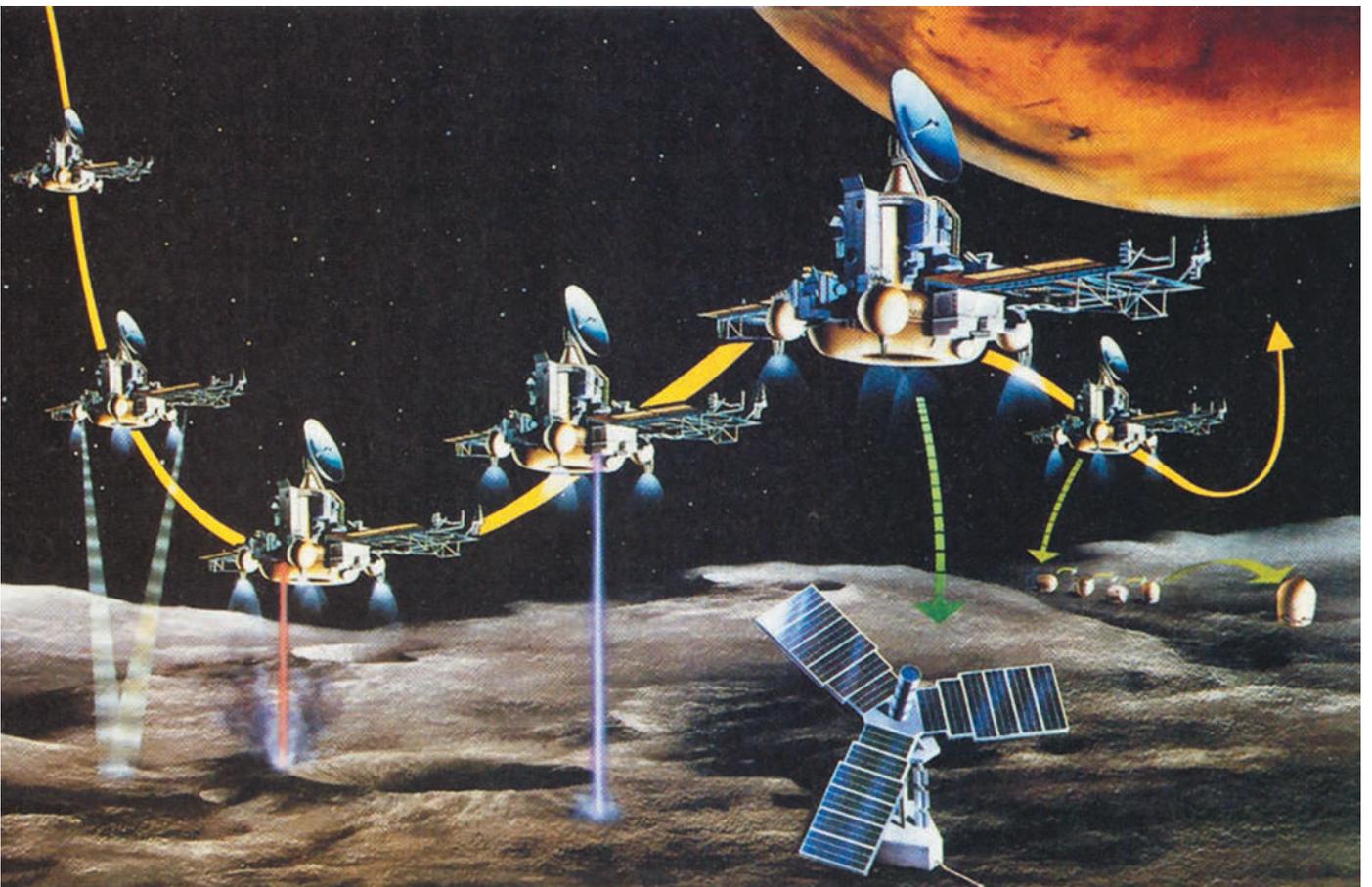


рисунок 14. КА «ФЕБОС-1»



рисунок 15. В.М. Ковтуненко и В.А. Асюшкин

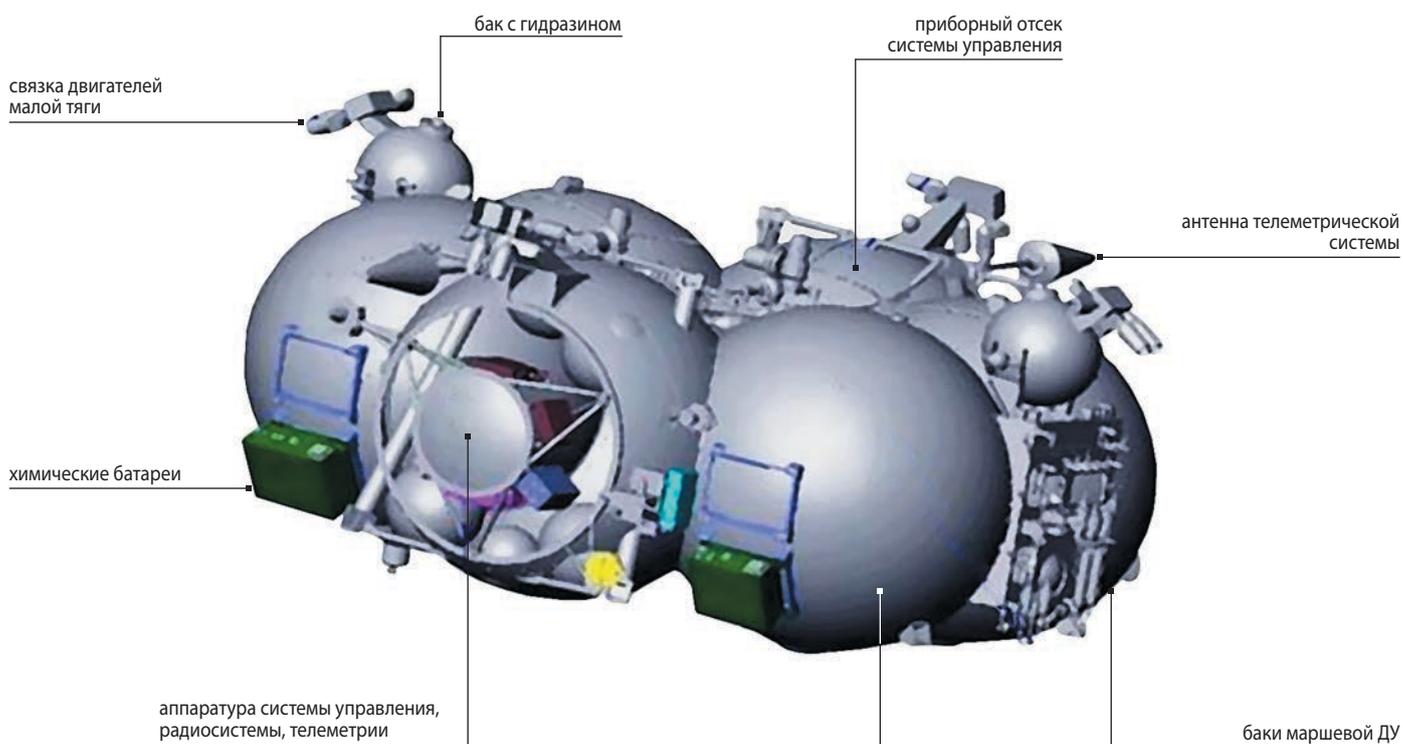


рисунок 16. РБ «Фрегат»

Отечественные астрофизики остро нуждались в новых исследовательских инструментах – вынесенных за пределы земной атмосферы автоматических обсерваториях, здесь наша страна существенно и безоговорочно отставала от Запада, и лавочкинцы таким образом, смогли обеспечить решение весьма насущной научной проблемы (рисунок 10).

В.М. Ковтуненко один из первых увидел перспективы развития этого нового направления отечественной непилотируемой космонавтики. В конце 70-х – начале 80-х годов возникло творческое содружество коллективов НПО им С.А. Лавочкина и Крымской астрофизической обсерватории, возглавляемой в то время академиком А.Б. Северным.

ИСЗ «АСТРОН» (рисунок 11) стал первой отечественной внеатмосферной непилотируемой обсерваторией. В рамках этого проекта специалистами НПО им. С.А. Лавочкина, КраО и Марсельской лаборатории разработана уникальная конструкция крупнейшего, на момент запуска, ультрафиолетового космического телескопа, получившего наименование «СПИКА».

Космический аппарат «АСТРОН» стал первым лавочкинским долгожителем, проработавшим в космосе более семи лет.

Второй космической обсерваторией, созданной под руководством В.М. Ковтуненко, стал «ГРАНАТ» (рисунок 12), выведенный на орбиту ИСЗ в 1989 году. «ГРАНАТ» обрел жизнь благодаря совместным усилиям советских, французских и датских исследователей космоса (Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж., 2017; *Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

Таким образом, В.М. Ковтуненко стал одним из основоположников нового направления в отечественной беспилотной космонавтике – создания специализированных АКА для астрофизических исследований.

Одним из важнейших этапов совершенствования ранее разработанных КА серии «ПРОГНОЗ» (рисунок 13) стало их участие в реализации международной миссии «ИНТЕРБОЛ», главной целью которой было изучение физических механизмов, ответственных за передачу энергии солнечного ветра в магнитосферу Земли, её накопление там и последующую диссипацию в хвосте и авроральных областях магнитосферы, в ионосфере и верхней атмосфере во время магнитосферных суббурь (Зеленый Л.М., Хартов В.В., Застенкер Г.Н., Ковражкин Р.А. и др., 2015).

Реализацией проекта «ВЕГА» завершился период эксплуатации КА «ВЕНЕРА» как базового для исследовательских экспедиций к планетам и малым телам Солнечной системы. К летным испытаниям был под-

готовлен новый аппарат, которому в будущем отводилась эта роль, названный в соответствии с первой целью своего полета – «ФОБОС». Космические аппараты «ФОБОС-1» и «ФОБОС-2» были предназначены для проведения комплексных исследований объектов Солнечной системы: спутника Марса Фобоса – путём сближения с ним вплоть до состояния «бреющего полёта» над его поверхностью и десантирования на неё стационарного и подвижного исследовательских зондов ДАС и ПРОП-ФП, а также исследования с пролётной траектории и с орбиты ИСМ планеты Марс, Солнца и межпланетного пространства.

Экспедиция КА «ФОБОС-1, -2» (1988) стала первым этапом внедрения межпланетного аппарата нового типа (Ефанов В.В., Ширшаков А.Е., 2018), классифицируемого как автоматический космический комплекс (рисунок 14).

Уже первый полёт констатировал факт появления автоматического КА с уникальными маневренными возможностями. Никогда ранее советские аппараты в межпланетных экспедициях не выполняли полёт с многочисленными перестроениями в погоне за спутником другой планеты.

Несмотря на неполную реализацию программы полёта, были получены уникальные результаты, открывающие новый этап исследований Марса и его окрестностей, которые являются хорошей основой для создания инженерной модели Фобоса, необходимой для последующих экспедиций.

Подводя некий итог в отношении новшеств, внесенных В.М. Ковтуненко в практику межпланетных экспедиций, необходимо еще раз подчеркнуть, что под его руководством был значительно увеличен состав научных приборов, возрос уровень и объём научных исследований, впервые и весьма результативно осуществлены сближения АКА с малыми телами Солнечной системы – кометой Галлея и Фобосом, совершающими движение по трудноотслеживаемым с Земли небесным траекториям.

С приходом В.М. Ковтуненко в НПО им. С.А. Лавочкина значительно повысился уровень сложности проектных работ по созданию аппаратов наблюдения поверхности Земли в целях раннего обнаружения пожаров, наводнений и других чрезвычайных ситуаций. Началась реализация выпестованной под руководством В.М. Ковтуненко идеи о создании оптико-электронной космической системы ДЗЗ (Ефанов В.В., Клименко Н.Н., Семункина В.И., Шостак С.В., 2017; Занин К.А., Москатиньев И.В., 2019); более того, во главу угла было поставлено создание космических систем – предприятие брало на себя роль системного «головника».

Это привело и к серьёзному творческому развитию нашего партнерства: НПО им.С.А. Лавочкина стало родоначальником ещё одного нового направления в отечественной космонавтике – оптико-электронных космических систем наблюдения.

В связи с этим потребовалась «глобализация проектно-конструкторского мышления» – системного подхода, включающего прогнозирование и оптимизацию ситуационного взаимодействия между объектом съёмки, космическим и наземным сегментами (*Дарных В.В., Ефанов В.В., Занин К.А., Малышев В.В., 2010; Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В., 2009*). В результате один из самых сложных проектов космической отрасли по результатам ЛКИ получил высокую оценку заказчика.

Высокий авторитет В.М. Ковтуненко содействовал появлению НПО им. С.А. Лавочкина на рынке космических услуг по выведению на заказанные околоземные орбиты трёх индийских спутников серии IRS с помощью советских ракет-носителей. Это, пожалуй, первые такого рода коммерческие контракты в СССР. За успешным результатом последовали новые заказы – на запуски национальных спутников Аргентины, Бразилии, Мексики. Стали очевидными не только коммерческая привлекательность этого рода деятельности, но и явная необходимость приложить определённые интеллектуальные и организационные усилия для того, чтобы закрепиться на этом поприще, сохранить востребованность и неоспоримость своего участия, что в годы перестройки было крайне актуально.

Главное в этой ситуации – обладать «золотым ключиком» – разгонным блоком, достаточно универсальным для адаптации с большинством из существующих отечественных ракет-носителей лёгкого и среднего класса. И опять перед В.М. Ковтуненко, как в момент его прихода в НПО им. С.А. Лавочкина, был выбор – идти по пути модернизации неоднократно применённой, простой и очень надёжной техники – блока «Л», или согласиться с предложением инициативной группы, возглавляемой В.А. Асюшкиным (рисунок 15), и создавать универсальный разгонный блок нового класса, обладающего элементами «интеллекта» – настоящий межорбитальный космический буксир (*Асюшкин В.А., Ишин С.В., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М., 2006*).

Генеральный конструктор выбрал второе. Так «Фрегат», отличавшийся своей действительной универсальностью, обрёл право на жизнь (рисунок 16).

Благодаря усилиям В.М. Ковтуненко на калужской земле – прародительнице космических устремлений россиян, появился филиал ОКБ одной из ведущих космических фирм страны – НПО им. С.А. Лавочки-

на, который вот уже более 30 лет участвует в реализации проектов НПО им. С.А. Лавочкина.

Очень болезненно переживал Вячеслав Михайлович ситуацию с предприятием и отраслью в начальный период перестройки. Присущий ему оптимизм, постоянная устремлённость в будущее помогали верить, что пришедшие с этим проблемы и трудности носят временный характер. Он также прекрасно понимал, что Россия не сможет полноценно развиваться, если будет загублена отечественная космонавтика. Уже будучи тяжело и неизлечимо больным, он дал согласие на участие в деятельности Рабочей группы при правительстве Е.Т. Гайдара по подготовке основной концепции «Космической политики России». Проработка вариантов предложений, обмен мнениями с другими членами группы проходила в больничной палате Обнинского онкологического центра.

И в постсоветской России Ковтуненко был востребован как мирового уровня профессионал в области практической космонавтики.

Постоянный настрой на поиск нового, на движение вперёд, на развитие космических технологий: от ракет стратегического назначения, до непилотируемых космических комплексов – «космических роботов НПОЛ», – таков творческий путь В.М. Ковтуненко.

Период его руководства предприятием – время очень непростое во всех отношениях, но его 18 лет этой работы были чрезвычайно плодотворными, они определили роль и значение коллектива лавочкинцев в современном развитии космонавтики.

Творческий потенциал наследия Вячеслава Михайловича Ковтуненко очень большой, его идеи и замыслы продолжают жить и развиваться (*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж., 2016*). КА серии «ЭЛЕКТРО-Л» успешно обеспечивают работу гидрометеорологического комплекса России, возможности которого значительно расширены с запуском КА серии «АРКТИКА-А». На орбите успешно отработала астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-Р». Продолжила работу по исследованию Вселенной космическая обсерватория «СПЕКТР-РГ». Универсальный разгонный блок «Фрегат» разработка которого была начата ещё при жизни Вячеслава Михайловича, стал наиболее востребованным средством выведения космических аппаратов в мире, самым надёжным среди аналогов. К настоящему времени осуществлено 99 успешных запусков, выведено в космос более 600 КА различного назначения.

Предприятие по-прежнему активно участвует в международных космических проектах, наиболее яркий из них – проект «ЭКЗОМАРС», второй этап которого состоится в 2022 году.

Следует отметить, что В.М. Ковтуненко уделял значительное внимание кадровой работе, преемственности в руководстве, ориентируясь в основном при назначении на руководящие должности на специалистов, прошедших школу нашего предприятия. Так создавалась единая команда под руководством Вячеслава Михайловича с большой творческой отдачей.

В начале и середине 1990-х годов НПО имени С.А. Лавочкина переживало тяжелейший период. Оно было близко к банкротству, многими месяцами не выплачивали зарплату. В 1996 году, после смерти В.М. Ковтуненко, генеральным конструктором, а затем и генеральным директором был назначен ученик и последователь Ковтуненко доктор технических наук, профессор С.Д. Куликов, который вместе с единомышленниками В.М. Тимофеевым, В.М. Войтиком, В.В. Семёновым и другими смогли выправить ситуацию, отвели предприятие от края пропасти, сохранили работоспособный коллектив. В этот период (1996–2003) было запущено два КА ДЗЗ нового поколения, уникальный космический комплекс «МАРС-96», «ИНТЕРБОЛ», проведены лётные испытания разгонного блока «Фрегат» и другие работы (*Автоматические космические аппараты...*, 2010; *Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

список литературы

- Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований /* Под общ. ред. Г.М. Полищука, К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-Принт, 2010. 659 с.
- Асюшкин В.А., Ишин С.В., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М.* Разгонный блок «Фрегат» – максимальная эффективность при минимальных затратах // *Полет*. 2006. № 10. С. 3-8.
- Боярчук А.А., Мошнеев А.А.* 30 лет первой отечественной астрофизической станции «АСТРОН» // *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*. 2013. № 3. С. 3-7.
- Вайсберг О.Л.* Проект «ВЕГА» – воспоминания участника (к 30-летию сближения КА с кометой Галлея) // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2016. № 2. С. 22-30.
- Вячеслав Михайлович Ковтуненко.* Ярославль: Изд-во «РМП», 2011. 159 с.
- Дарных В.В., Ефанов В.В., Занин К.А., Малышев В.В.* Синтез информационного тракта при планировании целевого функционирования космических систем наблюдения по критериям качества // *Изв. РАН. Теория и системы управления*. 2010. № 4. С. 100-107.
- Дегтярев А.В., Кавелин С.С.* Ковтуненко Вячеслав Михайлович – ученый, творец, энтузиаст // *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*. 2011. № 4. С. 3-7.
- Ефанов В.В., Клименко Н.Н., Семункина В.И., Шостак С.В.* Космическая система дистанционного зондирования Земли на базе космического аппарата «АРКОН»: к 20-летию первого запуска // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2017. № 4. С. 25-34.
- Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж.* Летательные аппараты НПО имени С.А. Лавочкина. Вчера. Сегодня. Завтра (к 80-летию предприятия) // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2017. № 2. С. 5-16.
- Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж.* О научном потенциале НПО имени Семёна Алексеевича Лавочкина // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2016. № 3. С. 73-76.
- Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В.* Особенности баллистического проектирования КС ДЗЗ оптико-электронного наблюдения типа «АРКОН-1» // *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*. 2009. № 1. С. 46-52.
- Ефанов В.В., Ширшаков А.Е.* Исследование Марса и его спутников перспективными межпланетными станциями НПО имени С.А. Лавочкина (к 30-летию запуска КА «ФОБОС-2») // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2018. № 1. С. 3-9.
- Занин К.А., Москатынъев И.В.* Основные направления развития зарубежных оптико-электронных космических систем дистанционного зондирования Земли (обзор) // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2019. № 2. С. 28-36.
- Зеленый Л.М., Хартов В.В., Застенкер Г.Н., Ковражский Р.А. и др.* Изучение солнечно-земных связей с помощью космических аппаратов, созданных в НПО имени С.А. Лавочкина // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2015. № 3. С. 17-27.
- 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. 692 с.
- Шевалев И.Л.* НПО им. С.А. Лавочкина и В.М. Ковтуненко: пересечение судеб, давшее новый импульс развитию отечественной беспилотной космонавтики // *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*. 2011. № 4. С. 8-20
- Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А., Лоханов И.В.* На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2019. № 2. С. 3-18. DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.001.

Статья поступила в редакцию 29.04.2021

Статья после доработки 30.04.2021

Статья принята к публикации 30.04.2021

КОНЦЕПЦИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ПОЛЁТА ЛУННОГО ДЕМОНСТРАТОРА С ЭРДУ В КОМПЛЕКСЕ С БУКСИРОМ «ФРЕГАТ»

THE EXPERIMENTAL MISSION CONCEPT OF LUNAR ELECTRIC PROPULSION DEMONSTRATOR COUPLED WITH SPACE TUG FREGAT



В.В. Кошлаков¹,
доктор
технических наук,
kerc@elnet.msk.ru;
V.V. Koshlakov



Н.И. Архангельский¹,
кандидат
технических наук,
arh_nik4747@mail.ru;
N.I. Arkhangelsky



В.М. Нестеров¹,
кандидат
технических наук,
nvm-47@mail.ru;
V.M. Nesterov

В статье рассматривается концепция создания космического аппарата-демонстратора и проведения космического эксперимента для демонстрации ряда технологий перспективных средств межорбитальной транспортировки на базе электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) по доставке полезных грузов на окололунную орбиту.

Ключевые слова: космический эксперимент; межорбитальная транспортировка; окололунная орбита; электроракетная двигательная установка.

DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.002

ВВЕДЕНИЕ

Одной из главных задач «Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу» является создание перспективной транспортной системы и космической инфраструктуры для осуществления на рубеже 2030-х годов пилотируемых полётов в окололунное пространство и на Луну. К числу перспективных направлений развития средств межорбитальной транспортировки (СМТ) полезных грузов относится создание многообразных межорбитальных буксиров (ММБ) с ЭРДУ. Благо-

The concept of spacecraft demonstrator development and space experiment implementation is presented in the paper. Space experiment is intended for demonstration of number of technologies for perspective interorbital electric propulsion vehicles for pay-load transportation to the circumlunar orbit.

Key words: space experiment; interorbital transportation; circumlunar orbit; electric propulsion system.

даря высокому удельному импульсу тяги ЭРДУ применение этих средств может обеспечить примерно двукратное снижение требуемой грузоподъёмности используемых ракет-носителей (РН) и, соответственно, стоимости доставки грузов на высокоэнергетические целевые орбиты в околоземном и окололунном пространстве по сравнению с традиционными разгонными блоками (РБ) на базе ЖРД.

Создание бортовых ядерных и солнечных ЭУ мегаваттного класса с высоким массогабаритным совершенством, требуемым для эффективного применения

¹ АО ГНЦ «Центр Келдыша», Россия, Москва.

JSC «Keldysh Research Center», Russia, Moscow.

ММБ, может потребовать значительного времени. С целью развития и продвижения технологий ММБ своевременное выявление и решение ряда проблем, связанных с эффективным использованием ЭРДУ в транспортных операциях, может быть осуществлено заранее, с минимальными затратами времени и средств – по результатам лётного (космического) эксперимента с маломасштабным демонстратором на базе ЭРДУ и солнечных батарей (СБ). В основу предложения положен подход, когда проектируется не аппарат под решение конкретной задачи, что является традиционным подходом при разработке космической техники, а создаётся и демонстрируется система типовых средств, обеспечивающих решение максимального количества возможных задач.

1. Состояние с применением ЭРДУ в транспортных операциях

Основные характеристики экспериментальных КА с солнечными ЭРДУ, созданных за рубежом, представлены в таблице 1.

Первый перелёт на окололунную орбиту с применением ЭРДУ был осуществлён европейским КА SMART-1. Целями перелёта, начавшегося 30 сентября 2003 года, явились отработка маршевой ЭРДУ для будущих миссий к Меркурию и Солнцу, а также проведение исследований Луны с орбиты её спутника. Для перелёта КА SMART-1 на лунную орбиту с геопереходной орбиты, сформированной маршевыми ступенями РН «Ариан-5», использовалась двигательная установка на базе электроракетного двигателя (ЭРД)

PPS-1350-G (модификация ЭРД СПД-100 разработки АО «ОКБ «Факел») (Duchemin O. et al., 2013). Электропитание ЭРДУ осуществлялось от планарных трехкаскадных арсенид-галлиевых СБ. Рабочая окололунная полярная орбита с радиусами перицентра $R_p \approx 470$ км и апоцентра $R_a \approx 2880$ км была достигнута к 27 февраля 2005 года.

В 2017 году NASA была представлена концепция создания транспортно-энергетического модуля – PPE (Power Propulsion Element) с солнечной ЭРДУ (Herman D., 2017). PPE оснащается двумя холловскими ЭРД с номинальной мощностью 12,5 кВт и двумя двигательными модулями, каждый из которых включает два холловских ЭРД с номинальной мощностью 6 кВт (Herman D. et al., 2019). Каждый из двигателей с мощностью 12,5 кВт и каждый двигательный модуль из двух двигателей по 6 кВт устанавливается на своём манипуляторе, обеспечивающем управление вектором тяги в широком диапазоне. Известны намерения США по запуску PPE как пилотного блока для строительства и последующего энергодвигательного обеспечения окололунной станции Gateway.

В России применение ЭРД пока ограничено задачей довыведения КА в рабочую позицию двигателями коррекции и поддержания точки стояния.

2. Цели, критерии и принципы осуществления эксперимента

Эффективность эксперимента характеризуется комплексом критериев «ярко – быстро – надёжно – недорого».

таблица 1 – Зарубежные проекты КА с солнечными ЭРДУ

название проекта	DEEP SPACE 1	SMART-1	HAYABUSA	DAWN	HAYABUSA-2	VERICOLOMBO
стадия проекта	завершён	завершён	завершён	завершён	в полёте	в полёте
год запуска	1998	2003	2003	2007	2014	2018
назначение	межпланетный КА	полёт к Луне	полёт к астероиду	межпланетный КА	полёт к астероидам	межпланетный КА
разработчик	NASA (США)	ESA (ЕС)	JAXA (Япония)	NASA (США)	JAXA (Япония)	ESA (ЕС)
сухая масса КА, кг	400	280	465	780	600	4100
масса рабочего тела, кг	82	80	65	450	73	580
мощность ЭРДУ, кВт	до 2,4	до 1,2	до 1,2	до 2,5	до 1,2	до 10
источник	(Rayman M.D., 2002)	(Camino O. et al., 2006)	(Kuninaka H., 2011)	(Garner C.E. et al., 2015)	(Ильин А., 2015)	(Sutherland O. et al., 2015)

Критерий «ярко» определяет выбор для эксперимента наиболее интересной и актуальной для широкой общественности задачи, наглядность показа высоких характеристик (удельного импульса тяги, мощности, надёжности) и эффективности демонстрируемого объекта, а также комплексность решаемых в космическом эксперименте проблем.

Критерий «быстро» определяет короткий срок создания демонстратора и своевременность проведения эксперимента, желательно с опережением момента появления зарубежных конкурентов-аналогов.

Критерий «надёжно» определяет использование в эксперименте технических решений и средств, минимизирующих риск невыполнения основных задач эксперимента.

Критерий «недорого» определяет использование при создании демонстратора существующих космических средств и технологий, малоразмерность демонстратора, минимальный состав и стоимость используемых в эксперименте средств выведения, а также возможность экономии средств за счёт выведения демонстратора в качестве попутного полезного груза либо совмещения эксперимента с проведением:

- научных исследований, имеющих самостоятельную ценность;
- лётных испытаний используемых средств выведения (РН и РБ).

В связи с этим целью проекта является демонстрация основных технологий средств межорбитальной транспортировки на базе ЭРДУ по доставке грузов на окололунную орбиту, включая:

- демонстрацию рабочих параметров ЭРДУ в натурных условиях;
- перелёт с двигательной установкой малой тяги на полярную орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ);
- стыковку на ОИСЛ демонстратора с имитатором пилотируемого транспортного корабля (ПТК) или лунной орбитальной станции (ЛОС);
- демонстрацию развёртывания и длительного функционирования перспективной гибкой солнечной батареи.

Согласно принятым критериям «ярко – быстро – надёжно – недорого» основными принципами реализации проекта являются:

- новизна и комплексность решаемых в эксперименте задач;
- высокая энерговооружённость демонстратора в сравнении с зарубежными экспериментальными аналогами;
- демонстрация характеристик ЭРДУ, близких к максимальным, при ограниченной длительности эксперимента;

- осуществление эксперимента с максимальным использованием созданных и разрабатываемых космических средств;
- минимизация состава и стоимости демонстрируемых элементов и средств их выведения – ракет-носителей и разгонных блоков;
- выбор схемы проведения демонстрации, минимизирующей риски невыполнения основных целей эксперимента;
- возможность попутного выполнения программы исследования Луны путём доставки в составе экспериментальных средств и использования на ОИСЛ дополнительной аппаратуры;
- возможность практического использования разработанных для эксперимента элементов в качестве транспортно-энергетических средств.

3. Основные технические требования к демонстратору

В соответствии с целями и принципами реализации проекта приняты следующие основные требования к демонстратору с ЭРДУ:

- мощность солнечной батареи для питания ЭРДУ – 15 кВт;
- высота развёртывания и использования СБ на околоземных орбитах – не менее 400 км;
- целевая орбита – полярная круговая ОИСЛ высотой 200 км;
- длительность перелёта на целевую орбиту – до 200 суток.

4. Состав демонстрируемых элементов, средства и общая схема проведения эксперимента

В эксперименте на ОИСЛ выводятся и стыкуются два аппарата:

- демонстратор, доставляемый с помощью ЭРДУ;
- межорбитальный буксир с ЖРД, имитирующий ПТК или ЛОС.

В процессе стыковки с буксиром демонстратор выполняет роль пассивного кооперируемого объекта.

Для минимизации сроков создания демонстратора и стоимости космического эксперимента приняты следующие технические решения:

1. Демонстратор с ЭРДУ создаётся на базе спутниковой платформы «Экспресс-2000» разработки АО «ИСС» (Красильников А. Мощный..., 2014; Красильников А. Трудный..., 2014).

2. Межорбитальный буксир (МБ-Ф) создаётся на базе РБ «Фрегат-СБУ» (модификации РБФ2У-СБ (Асюшкин В.А. и др., 2017) разработки АО «НПО Лавочкина».

3. Выведение демонстратора и буксира МБ-Ф на низкую опорную орбиту (НОО) осуществляется одним пуском РН среднего класса «Союз-5».

4. Буксир МБ-Ф доставляет демонстратор с НОО на стартовую высокоэллиптическую орбиту (ВЭО), где производится их разделение.

5. На ОИСЛ буксир МБ-Ф и КА-демонстратор выводятся раздельно.

6. Демонстрация развёртывания и работы в космических условиях экспериментальной гибкой солнечной батареи производится на примере маломасштабной СБ (~2 кВт), введённой в состав буксира МБ-Ф для электропитания его бортовых систем в период длительного (~200 суток) ожидания на ОИСЛ прилёта демонстратора с ЭРДУ.

Рассматривается вариант рулонной СБ технологии ROSA (Roll-Out Solar Array) американской компании Deployable Space Systems, обладающей высокой удельной мощностью и минимальным объёмом в сложенном состоянии (Хамиц И.И. и др., 2017). Для СБ технологии ROSA проведён большой объём экспериментальной отработки, включая осуществление процессов её развёртывания и функционирования в космосе – на борту МКС (Красильников А. и др., 2017).

Грузоподъёмность используемой РН «Союз-5» обеспечивает резерв как для размещения научно-исследовательской аппаратуры в качестве дополнительной полезной нагрузки, так и для парирования значительного увеличения массы буксира МБ-Ф в сравнении с РБ «Фрегат-СБУ». В частности, масса конструкции буксира МБ-Ф увеличивается на ~900 кг при до-

работках бортовых систем РБ «Фрегат-СБУ» из-за необходимости:

- введения в состав буксира экспериментальной СБ и активной системы стыковки;
- дооснащения вспомогательной ДУ двигателями для обеспечения координатных перемещений в процессе причаливания и стыковки;
- обеспечения длительного (≥ 200 суток) функционирования буксира в космическом пространстве;
- доработки бортового радио- и телеметрического комплекса для обеспечения обмена информацией на расстоянии до ~400 тыс. км.

5. Состав демонстратора с ЭРДУ

В таблице 2 приведены состав и массовые характеристики демонстратора в сравнении с прототипом – платформой «Экспресс-2000» (Двирный В.В. и др., 2015). Модификация платформы «Экспресс-2000» включает:

- замену двигательной системы коррекции орбиты на маршевую ЭРДУ с двигателем КМ-10 разработки АО ГНЦ «Центр Келдыша»;
- размещение дополнительного оборудования, включая автономную систему навигации и пассивную стыковочную систему;
- доработку бортового радио- и телеметрического комплекса для обеспечения обмена информацией на расстоянии до ~400 тыс. км.

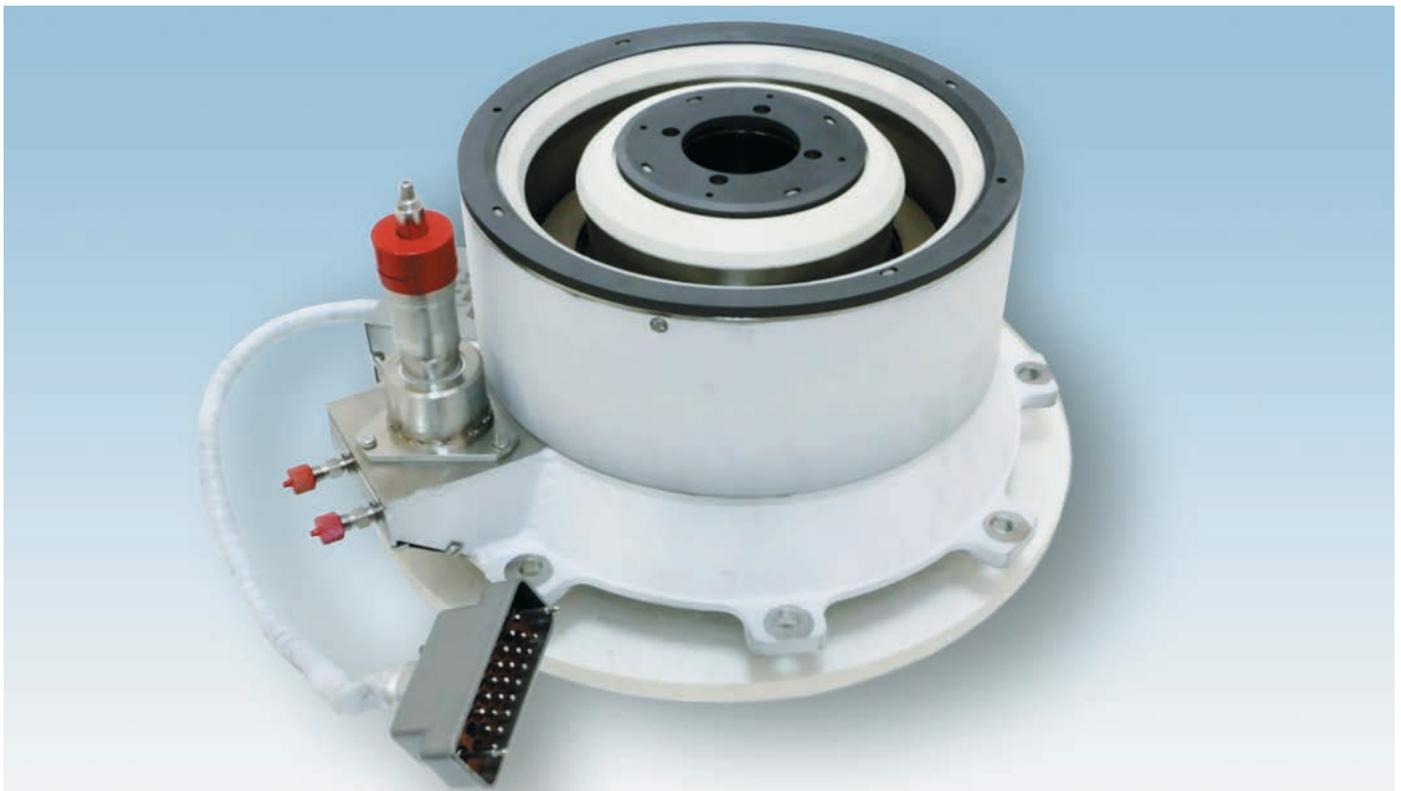


рисунок 1. Внешний вид ЭРД КМ-10

КОНЦЕПЦИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ПОЛЁТА ЛУННОГО ДЕМОНСТРАТОРА С ЭРДУ В КОМПЛЕКСЕ С БУКСИРОМ «ФРЕГАТ»

таблица 2 – Массовая сводка КА-демонстратора в сравнении с прототипом

составные элементы	масса, кг	
	прототип	демонстратор
бортовой комплекс управления	108	108
система навигации и управления движением	–	20
система ориентации и стабилизации	60	60
система коррекции параметров орбиты	186	–
система электропитания	632	536
система терморегулирования	219	200
конструкция	548	548
бортовая кабельная сеть	154	69
маршевый ЭРД КМ-10	–	11,8
система преобразования и управления ЭРДУ	–	62,5
система хранения и подачи ксенона в маршевую ЭРДУ	–	45,7
пассивная стыковочная система	–	184
конструкторский резерв	–	60
итого	1907	1905

Оценки характеристик демонстратора были получены с учётом значительного снижения (по сравнению с прототипом) масс:

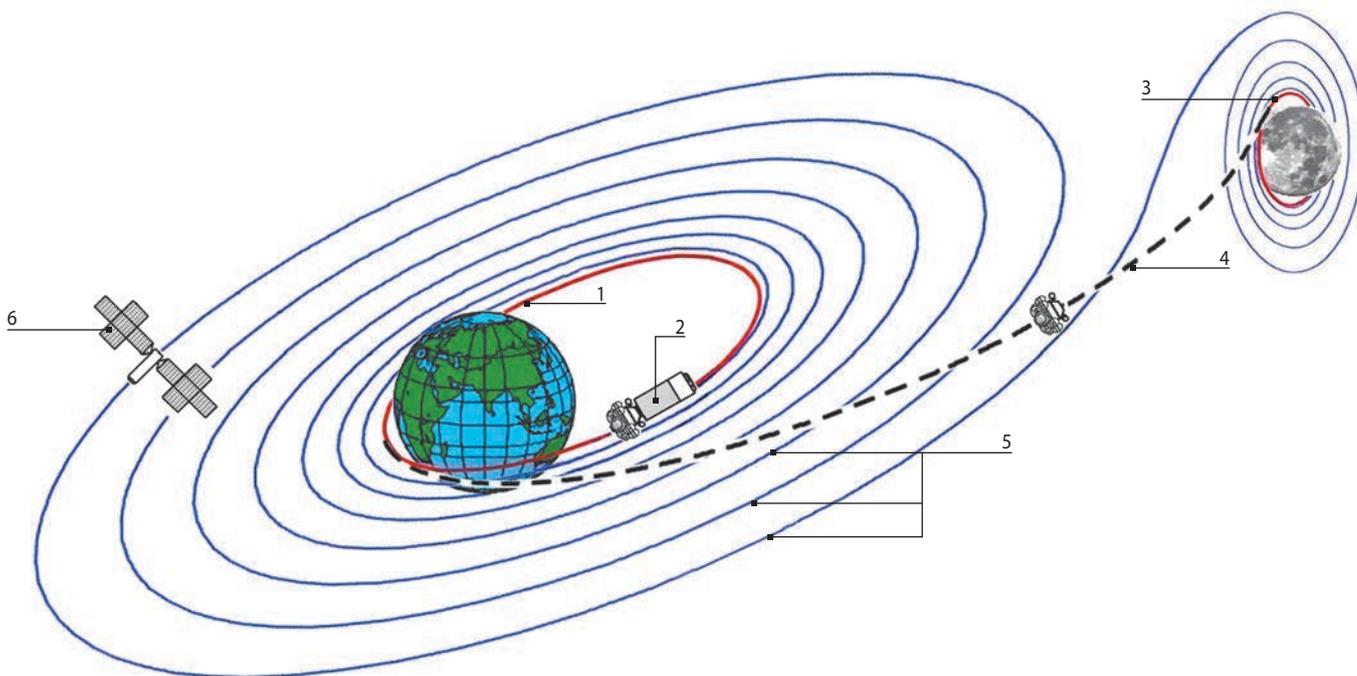
- аккумуляторных батарей системы электропитания (в связи с принятием условия отключения ЭРДУ на теневых участках траектории полёта);
- бортовой кабельной сети за счёт применения новых технологий (*Двирный В.В. и др., 2015*) и отсутствия полезной нагрузки.

В составе демонстратора используется один маршевый ЭРД КМ-10 (рисунок 1).

В космическом эксперименте двигатель КМ-10 работает в режиме повышенной мощности, параметры которого приведены в таблице 3 (*Lovtsov A.S. et al., 2019*). Устойчивая и эффективная работа двигателя на этом режиме была продемонстрирована в ходе параметрических испытаний.

таблица 3 – Параметры работы двигателя КМ-10 в эксперименте

наименование параметра	значение
разрядное напряжение, В	500
разрядный ток, А	25
потребляемая мощность, кВт	12,5
тяга, мН	592
удельный импульс тяги, км/с	27,68
КПД, %	65,6
масса, кг	11,8



1 – стартовая ВЭО; **2** – выведение буксиром демонстратора на ВЭО; **3** – целевая полярная ОИСЛ; **4** – траектория перелёта буксира с ЖРД; **5** – многовитковая траектория перелёта демонстратора с ЭРДУ; **6** – КА-демонстратор с ЭРДУ.

рисунок 2. Схема перелётов буксира МБ-Ф и КА-демонстратора

6. Этапы полёта и характеристики буксира и демонстратора

Схема перелётов буксира МБ-Ф и КА-демонстратора в эксперименте приведена на рисунке 2.

Полёт буксира с ЖРД на ОИСЛ включает следующие этапы:

- выведение ракетой-носителем «Союз-5» орбитального блока (ОБ), состоящего из буксира и демонстратора, на низкую опорную орбиту высотой $H=200$ км и отделение ОБ от верхней ступени РН;
- выведение ОБ на промежуточную эллиптическую орбиту включением маршевого ЖРД буксира до выработки топлива из сбрасываемого блока баков (ССБ) и последующее отделение ССБ;
- выведение ОБ на ВЭО с высотой перигея/апогея $H_p/H_a=800/40000$ км и наклоном $i=51,6^\circ$ за счёт двух включений ЖРД буксира в перигее и одного включения в апогее промежуточных орбит;

- отделение на ВЭО буксира МБ-Ф от демонстратора и его выведение на транслунную траекторию включением ЖРД в перигее ВЭО;
- полёт буксира по транслунной траектории (~4 суток);
- выход буксира на целевую полярную ОИСЛ высотой $H=200$ км путём подачи «тормозного» импульса маршевым ЖРД.

Демонстратор, отделившийся от буксира на ВЭО, раскрывает панели СБ и совершает перелёт на ту же целевую ОИСЛ с помощью ЭРД КМ-10, работающего в непрерывном режиме (за исключением «теневых» участков орбитальных витков). Реализуемая пространственная многовитковая траектория перелёта демонстратора включает три характерных участка: геоцентрический, переходной и селеноцентрический.

На первом участке происходит эффективный подъём высоты перигея промежуточных витков с быстрым

таблица 4 – Характеристики демонстратора и буксира по этапам перелёта

характеристика	значение
масса орбитального блока, включающего буксир МБ-Ф и демонстратор, после отделения от РН на НОО высотой $H=200$ км и наклоном $i=51,6^\circ$, кг	17000
<i>характеристики КА-демонстратора с ЭРДУ</i>	
масса демонстратора, выведенного буксиром на стартовую ВЭО ($H_p/H_a=800/40000$ км, $i=51,6^\circ$), кг	2265
конечная масса демонстратора при выходе на полярную ОИСЛ высотой $H=200$ км, кг	1922
продолжительность перелёта демонстратора на ОИСЛ, сут.	195
расход ксенона при перелёте на ОИСЛ, кг	343
длительность работы маршевого ЭРД при перелёте, ч	4454
<i>характеристики буксира МБ-Ф с ЖРД</i>	
продолжительность перелёта буксира на ОИСЛ, сут	~5
суммарный расход топлива из баков буксира, кг, в том числе:	11251
- сбрасываемого блока баков	3050
- основного модуля	8047
- вспомогательной ДУ	154
масса буксира при стыковке с демонстратором на ОИСЛ, кг	3104
собственная конечная масса буксира, кг	1930
резерв массы, выводимой буксиром, кг	1174

выходом траектории его движения из зоны высот с высокой плотностью распределения космического мусора, а затем и радиационных поясов Земли. Одновременно с этим относительно медленнее растёт и высота апогея промежуточных орбитальных витков.

С подъёмом апогея орбит выше 200000 км демонстратор будет регулярно сближаться с Луной, испытывая с её стороны все более существенные «резонансные» возмущения. После прохода области точки либрации L1 системы «Земля – Луна» и зоны динамической нестабильности демонстратор захватывается полем тяготения Луны и выходит на окололунную эллиптическую орбиту.

На этапе полёта в поле тяготения Луны производятся манёвры торможения с использованием работы маршевой ЭРДУ для скругления, снижения высоты и уточнения угла наклона промежуточных орбитальных витков с выходом демонстратора на целевую полярную орбиту.

Выбор схемы старта демонстратора с ВЭО ($H_p/H_a=800/40000$ км) вместо круговой орбиты высотой $H=400$ км, минимально необходимой для раскрытия панелей солнечной батареи, позволяет (Архангельский Н.И. и др., 2016):

- снизить в 4...5 раз длительность перелёта демонстратора на ОИСЛ, расход ксенона и требуемый ресурс работы маршевого ЭРД;
- значительно снизить радиационную нагрузку на бортовую аппаратуру демонстратора за счёт более быстрого прохождения зон радиационных поясов Земли;
- снизить риск столкновения демонстратора с космическим мусором за счёт резкого уменьшения (на два порядка) суммарной длительности нахождения демонстратора в зоне околоземных орбит высотой $H=600...1800$ км, где плотность распределения космического мусора максимальна;
- минимизировать теневые участки на траектории перелёта демонстратора.

Необходимые запасы топлива буксира МБ-Ф и рабочего тела (ксенона) для ЭРДУ демонстратора, расходуемые в эксперименте, определялись по требуемым наборам характеристической скорости. Суммарный набор скорости, создаваемый буксиром с ЖРД, оценивался с использованием графоаналитических зависимостей работы (Егоров В.А. и др., 1980). Требуемый при использовании ЭРДУ набор скорости для перелёта демонстратора со стартовой ВЭО на целевую полярную ОИСЛ определялся с использованием данных работы (Архангельский Н.И. и др., 2016).

Характеристики демонстратора с ЭРДУ и буксира с ЖРД по этапам перелёта на полярную ОИСЛ высотой $H=200$ км, реализуемые при старте РН «Союз-5» с космодрома Байконур, представлены в таблице 4.

Из таблицы следует, что для рассматриваемой концепции эксперимента имеет место значительный резерв в массе, выводимой буксиром МБ-Ф на целевую ОИСЛ, равный 1,17 т. Этот резерв может рассматриваться как попутно доставляемый буксиром модуль полезной нагрузки.

7. Степень готовности и сроки проведения эксперимента

Степень готовности используемых в эксперименте средств характеризуется следующими положениями:

1. Лётные испытания РН «Союз-5» проводятся в 2023-2025 годах.

2. РБ «Фрегат-СБУ» разрабатывается АО «НПО Лавочкина» для применения в составе РН «Союз-5» (Колмыков В.А. и др., 2019; Ишин С.В. и др., 2019). Для эксперимента предложен уже созданный сбрасываемый блок баков, использовавшийся в составе РБ «Фрегат-СБ» при запусках КА «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-Р».

Ожидаемый срок модификации эксплуатируемой спутниковой платформы «Экспресс-2000» в демонстратор и РБ «Фрегат-СБУ» в межорбитальный лунный буксир может составить ~3 года.

Наиболее критичной технологией в плане степени готовности к демонстрации может стать экспериментальная рулонная СБ типа ROSA. В случае её неготовности, как альтернатива, для эксперимента может быть принята СБ веерного типа (технологии UltraFlex компании Orbital ATK), эксплуатируемая в составе грузового корабля Cygnus.

Соответственно, ожидаемый срок подготовки космического эксперимента может составить ~3 года, а его проведение может быть совмещено с завершающими лётными испытаниями РН «Союз-5».

8. Ожидаемые результаты эксперимента

В ходе космического эксперимента будет продемонстрирован ряд перспективных технологий по транспортировке грузов на окололунную орбиту с помощью ЭРДУ, включая демонстрацию: параметров маршевого ЭРД КМ-10 в натуральных условиях, перелёта на окололунную орбиту с помощью ДУ малой тяги, автоматической стыковки на ОИСЛ, а также развёртывания и работы перспективной гибкой солнечной батареи.

Наряду с этим принятые для эксперимента решения делают возможным получение ряда дополнительных результатов:

1. Благодаря использованию долгохраняемых компонентов топлива и системы стыковки МБ-Ф может быть применён в качестве:

- низкоорбитального буксира для многократной и оперативной транспортировки полезных грузов с многократным повторением операций по коррекции орбиты, сближению, стыковке и расстыковке;
- средства стыковки и межорбитальной транспортировки грузов для выполнения перспективных программ в околоземном и дальнем космосе, в том числе задач с применением сложных, многопусковых схем.

2. Резерв массы в 1,17 т (см. таблицу 4), рассматриваемый как попутно доставленный буксиром на ОИСЛ модуль полезной нагрузки, при наличии у демонстратора не израсходованных в эксперименте ресурсов СБ (~15 лет) и ЭРДУ (более 50%) делает возможным его дальнейшее использование в качестве энерговооружённого КА для проведения орбитальных исследований Луны либо как аппарата для формирования окололунной космической инфраструктуры. Данных ресурсов достаточно, например, для разведения по орбитальным позициям четырёх (из требуемых 12) спутников лунной системы спутниковой навигации. При этом может быть минимизирована стоимость проведения самого эксперимента, рассматриваемого в данном случае как попутная процедура выведения энерговооружённого КА на окололунную орбиту.

3. Технологии рулонной СБ, апробированной в космическом эксперименте в составе буксира МБ-Ф, могут быть использованы для повышения энерговооружённости КА различного назначения, а также для создания в перспективе мощных транспортно-энергетических модулей и многоразовых межорбитальных буксиров с ЭРДУ.

4. Промежуточным решением, способствующим развитию технологий ММБ и, одновременно, способом создания эффективного средства с ЭРДУ для транспортировки грузов, не требующих оперативной доставки на целевые орбиты (с длительностью перелётов 1,5 года и более), может стать модернизация демонстратора с увеличением до ~50 кВт мощности его ЭУ. При высокой плотности компоновки рулонной СБ в сложенном состоянии (более 40 кВт/м²) и в ~5 раз меньшей массе в сравнении с традиционными СБ с жёстким каркасом (Хамиц И.И. и др., 2017) её применение позволит увеличить мощность ЭУ с 15 до 50...60 кВт без существенного изменения её массогабаритных характеристик и, возможно, конструктивной схемы демонстратора. Целью модификации является обеспечение эффективного применения демонстратора в качестве транспортно-энер-

гетического модуля для решения широкого спектра задач прикладной и научно-исследовательской направленности (Herman D.A. et al., 2017).

В частности, транспортно-энергетический модуль с ЭУ мощностью ~50 кВт может быть использован в операциях с высокоэффективной доставкой и энергообеспечением различных полезных грузов в околоземном пространстве, включая пилотируемую программу исследования и освоения Луны. После выполнения задачи доставки полезного груза, например, элементов лунной орбитальной станции, такой модуль может эффективно использоваться в составе ЛОС для осуществления коррекций её орбиты и совершения других, более энергозатратных, манёвров в окололунном пространстве вплоть до многократного выполнения межорбитальных переходов. Кроме того, система электроснабжения каждого из таких модулей, пристыкованных к ЛОС, может использоваться в качестве дополнительного источника электроэнергии для потребителей в её составе.

9. Оценка стоимости эксперимента

Стоимость проведения космического эксперимента, включающая стоимости изготовления демонстратора, ксенона, работ по подготовке и проведению эксперимента, а также стоимости изготовления и услуг по пуску РН «Союз-5» и буксира МБ-Ф, по предварительным оценкам составит ~6 млрд руб (в ценах 2020 года, без учёта полезного использования демонстратора после эксперимента). Она может быть снижена в ~2 раза при совмещении эксперимента с лётными испытаниями РН «Союз-5» и РБ «Фрегат-СБУ», поскольку в этом случае стоимости изготовления и услуг по пуску используемых в эксперименте средств выведения (РН и РБ) будут отнесены к стоимости их разработки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана концепция создания КА-демонстратора с солнечной ЭРДУ и проведения космического эксперимента для демонстрации ряда перспективных технологий по транспортировке грузов на окололунную орбиту, включая демонстрацию: параметров маршевого ЭРД КМ-10 в натуральных условиях, перелёта на ОИСЛ с помощью ДУ малой тяги, автоматической стыковки на окололунной орбите, а также развертывания и работы перспективной гибкой солнечной батареи.

Определены характеристики участвующих в эксперименте элементов для варианта его проведения

на базе РН среднего класса «Союз-5» и модифицированного РБ «Фрегат-СБУ». Имеющийся при этом резерв в массе выводимых на ОИСЛ элементов (1,17 т), рассматриваемый, например, как попутно доставляемая научная аппаратура, позволяет совместить проведение космического эксперимента с выполнением программы исследования Луны, имеющей самостоятельную ценность.

Получено, что стоимость проведения эксперимента составляет ~6 млрд руб, но может быть снижена в ~2 раза при его осуществлении в рамках лётных испытаний РН «Союз-5» и РБ «Фрегат-СБУ». При этом предложенная концепция даёт возможность практического применения элементов, разработанных для эксперимента, при решении различных задач прикладной и научно-исследовательской деятельности.

список литературы

Архангельский Н.И., Акимов В.Н., Кувшинова Е.Ю., Синицын А.А. Выбор параметров эллиптической орбиты базирования для повышения безопасности применения многоразовых ядерных буксиров // Космическая техника и технологии. 2016. № 2. С. 45-54.

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

Двирный В.В., Двирный Г.В., Еременко Н.В. Уменьшение массы кабельной продукции для космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 3. С. 658-663.

Егоров В.А., Гусев Л.И. Динамика перелетов между Землей и Луной. М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1980. 544 с.

Ильин А. «Хаябуса-2» – работа над ошибками // Новости космонавтики. 2015. № 2. С. 9-17.

Ишин С.В., Викулёв В.П., Федоскин Д.И., Порешнев А.Ю. и др. Реализация концепции создания системы двойного запуска космических аппаратов в составе РБ типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 11-18. DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.002.

Колмыков В.А., Ширшаков А.Е., Ишин С.В., Асюшкин В.А. и др. Концепция создания системы двойного запуска космических аппаратов в составе РБ типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 3-11. DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.001.

Красильников А. Мощный телекоммуникационный «Экспресс-АМ5» // Новости космонавтики. 2014. Т. 24, № 2. С. 56-59.

Красильников А. Трудный путь «Экспресса-АМ6» // Новости космонавтики. 2014. Т. 24, № 12. С. 42-45.

Красильников А., Хохлов А. Полет экипажа МКС-51/52 // Новости космонавтики. 2017. № 8. С. 5-12.

Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурьлов Л.С., Тененбаум С.М. и др. Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира // Космическая техника и технологии. 2017. № 1. С. 32-40.

Camino O., Alonso V., Gestal D. et al. SMART-1 Operations Experience and Lessons Learnt // 57th International Astronautical Congress. 2006. IAC-06 B5.3.8.

Duchemin O., Zurbach S. et al. Qualification of the PPS-1350 Hall plasma thruster at 2.5 kW // AIAA 2013-4113. 2013.

Garner C.E., Rayman M.D. In-Flight Operation of the Dawn Ion Propulsion System-Arrival at Ceres // Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC and 6th NSAT. Kobe-Hyogo, Japan. 2015. IEPC-2015-88 / ISTS-2015-b-88.

Herman D. Overview of the Development of the Advanced Electric Propulsion System (AEPS) // 68th International Astronautical Congress 2017. Adelaide, Australia. 2017.

Herman D., Gray T. et al. The Application of Advanced Electric Propulsion on the NASA Power and Propulsion Element (PPE) // 36th International Electric Propulsion Conference. Vienna. 2019. IEPC-2019-651.

Herman D.A. et al. Overview of the Development and Mission Application of the Advanced Electric Propulsion System (AEPS) // 35th International Electric Propulsion Conference. Atlanta, GA, United States. 2017. P. 21.

Kuninaka H. Round-Trip Deep Space Maneuver of Microwave Discharge Ion Engines onboard HAYABUSA Explorer // 32nd International Electric Propulsion Conference. Wiesbaden, Germany. September 11–15 2011. IEPC-2011-328.

Lovtsov A.S., Shashkov A.S. Laboratory tests of 10,5 kW Hall thruster with external layer // 36th International Electric Propulsion Conference. Vienna, Austria. September 15-20 2019. IEPC-2019-392.

Rayman M.D. The Successful Conclusion of the Deep Space 1 Mission: Important Results Without a Flashy Title // 53rd International Astronautical Congress/World Space Congress. Houston, TX. 10-19 October 2002. IAC-02-Q.5.2.03.

Sutherland O., Stramaccioni D., Benkhoff J. et al. BepiColombo: ESA's Interplanetary Electric Propulsion Mission to Mercury // 36th International Electric Propulsion Conference. Vienna, Austria. September 15-20 2019. IEPC-2019-824.

Статья поступила в редакцию 16.06.2021

Статья после доработки 17.06.2021

Статья принята к публикации 17.06.2021

МЕТОДИКА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗА ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ПРИБОРНОЙ ПАНЕЛИ ПОСАДОЧНОГО ЛУННОГО МОДУЛЯ. ЧАСТЬ 2. ОЦЕНКА ТЕМПЕРАТУРЫ ПОСАДОЧНЫХ МЕСТ И ПУТИ МОДИФИКАЦИИ СТР²

PROCEDURE FOR PRELIMINARY THERMAL ANALYSIS OF THE LUNAR LANDER INSTRUMENT PANEL. PART 2. TEMPERATURE EVALUATION OF MOUNTING SEATS AND TCS MODIFICATION OPTIONS



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



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



В.С. Финченко¹,
доктор технических наук,
valsemfi@yandex.ru;
V.S. Finchenko

Разработана оригинальная методика, позволяющая определить ряд рабочих параметров системы терморегулирования приборной панели (СТРПП) на начальной стадии проектирования. Применение методики демонстрируется с помощью тепловой математической модели СТРПП в составе посадочного лунного модуля. Отдельное внимание уделено аспектам воспроизведения внешних тепловых воздействий и адекватному представлению функциональной схемы СТРПП, построенной на базе тепловых труб. Обсуждаются пути модификации СТРПП. Выполнен расчётный прогноз хладопроизводительности СТРПП и температурных состояний приборной панели в составе лунного модуля.

Ключевые слова: система терморегулирования; посадочный лунный модуль; тепловая математическая модель; приборная панель; тепловая труба; радиоизотопные источники тепла; тепловое проектирование.

DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.003

An original method has been developed enabling to define a number of operating parameters of the instrument panel temperature control system (STRPP) at the initial design stage. The procedure application is demonstrated using the STRPP thermal mathematical model at the lunar landing module level. Special attention is paid to the external thermal effects reproduction aspects and an adequate representation of the STRPP functional diagram based on the heat pipes. The STRPP modification options are considered. The calculated forecast of the STRPP cooling capacity and the thermal environment of the lunar module instrument panel is performed.

Key words: thermal control system (TCS); lunar landing module; thermal mathematical model; instrument panel; heat pipe; radioisotope heat units (RHUs); thermal design.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

² Начало статьи см. в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2021. № 2. С. 25-35.

Beginning of the article was published in «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2021. № 2. Р. 25-35.

6. Расчёт детализированного температурного состояния ТСП

Детализированное температурное состояние ТСП можно прогнозировать располагая подробными данными о циклограммах работы установленных приборов и блоков. В нашем случае такой информации в полном объёме нет. Тем не менее, в процессе начальных шагов проектного анализа температурного состояния ТСП полезно хотя бы приблизительно показать/оценить, что может происходить с температурой посадочного места каждого блока. Воспроизвести условно детализированное (т.е. при дефиците ИД) температурное состояние ТСП с применением разработанного методического подхода и имеющихся тепловых моделей можно двумя способами.

Первый способ построен на применении МКЭ-модели ТСП. Рисунки 6а и 6б показывают, что в местах установки блоков на 3D-модели ТСП можно разместить плоские параллелепипеды, имитирующие днища корпусов блоков. Удельные контактные тепловые проводимости для соединения ТСП с днищами блоков определим величиной 2000 Вт/м²К. Поблочные тепловые нагрузки подведём в соответствии со значениями, отражёнными на рисунке 7а. Остальные граничные условия применим по аналогии с уже определенными для расчёта проводимости тракта «АТТ – РТО». Температуру пара в испарителе КТТ определим величиной 18°С: средняя температура пара в АТТ ТСП в этом случае установится на уровне не выше 30°С.

Результаты показаны на рисунках 6а и 6б. В первом случае работают только РИТ и источник мощностью 3.6 Вт, во втором – работают также установленные блоки. Здесь почти все расчётные температуры посадочных мест не выходят за рамки предъявляемых требований. Однако есть три тепловыделяющих элемента, которые установлены на поверхности ТСП опосредованно, т.е. при помощи кронштейнов. Это 3.6 Вт (камеры), 15 Вт (устройство для приёма грунта) и 51 Вт (шесть РИТ, на небольшом кронштейне-проставке). Кронштейн для «выносного» расположения источника 15 Вт показан на рисунке 6в. Из полученного на ТСП распределения температур следует, что для РИТ и камер требуемые условия температурного режима выполняются. Для источника 15 Вт температура в месте соединения ТСП с кронштейном завышена (рисунок 6б). Это значит, что в месте установки блока 15 Вт следует (придётся) организовать автономную, так называемую локальную СТР, обеспечивающую диссипацию теплового потока в окружающую среду, по месту.

Второй способ детализированного расчёта температур ТСП – узловой. Рисунки 7а и 7б показывают, как для решения данной задачи может быть дискретизирована ТСП в виде изотермичных узлов. Рисунки 7в и 7г дополнительно показывают расчётную

схему, которая должна заменить бывший единичный узел для ТСП в модели ТЕРМ. Итого, получаем: ТСП – 12 узлов; ЭВТИ – 22 узла (ЭВТИ изображена только на рисунке 1а); АТТ – 6 узлов; КНТТ – 1 узел; блоки оборудования – 9 узлов.

В доработанной модели ТЕРМ применяются следующие тепловые связи. Кондуктивные (или линейные) связи по обечайкам ТСП (17 связей), которые оценивались согласно закону Фурье как $\lambda F/\delta$. Линейные связи между тепловыми трубами (АТТ) и ТСП определялись по длине L_i зоны контактного соединения между полкой АТТ и обечайкой ТСП, в пределах узла i , по формуле

$$K_{\text{АТТ}i} = K_L \cdot L_i \text{ Вт/К.}$$

Указанную здесь удельную проводимость $K_L = 16$ Вт/мК мы уже рассчитали с помощью 3D-модели фрагмента ТСП. Между внутренней поверхностью ЭВТИ и узлами ТСП лучистую связь задаём с помощью нелинейных проводимостей, которые в ТЕРМ и в другом подобном ПО определяют как

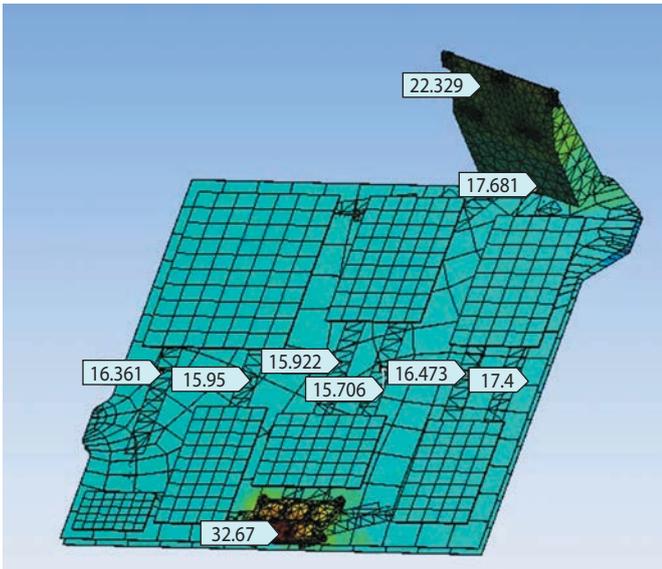
$$K_{\text{луч}_{i-j}} = \frac{\sigma \cdot F_{i(j)}}{\frac{1}{\varepsilon_i} + \frac{1}{\varepsilon_j} - 1}.$$

Здесь σ – постоянная Стефана – Больцмана; F – площадь узла ТСП; ε_i и ε_j – излучательная способность. Если узел ЭВТИ «видит» несколько узлов ТСП, или наоборот, тогда проводимость разбивается на несколько связей, в долях, пропорциональных «перекрывающимся» площадям, а для каждой связи подставляется наименьшее $F_{i(j)}$. Для самой ЭВТИ задаём её термическое сопротивление R , как это предусмотрено в ТЕРМ (в нашем случае 20 м²К/Вт). Блоки оборудования связаны линейными тепловыми связями с узлами ТСП. Если узел, моделирующий прибор/блок, контактирует с несколькими узлами ТСП, тогда тепловую проводимость разбиваем на несколько связей, пропорционально площадям контакта. Для расчёта таких связей принято, что каждый блок соединён с ТСП суммарной линейной проводимостью

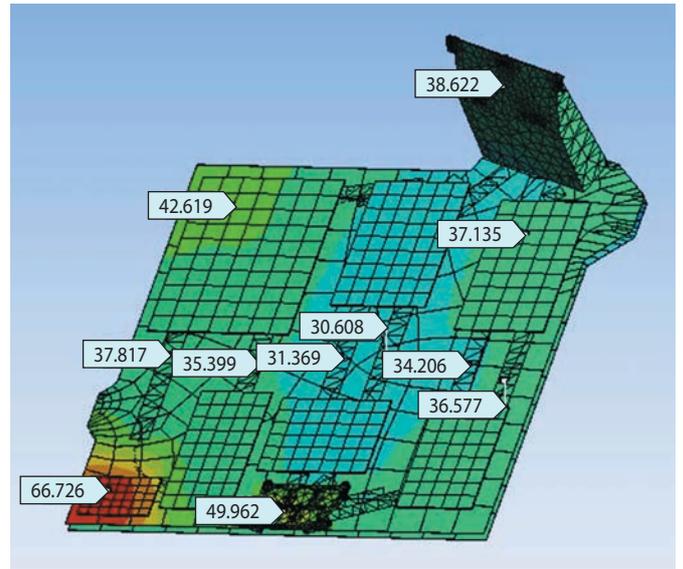
$$K_{\text{Бли}} = \frac{Q_{\text{Бли}}}{15} \text{ Вт/К.}$$

Проще говоря, среднюю температуру внутренних (горячих) элементов тепловыделяющего блока, если он продолжительное время включен, мы представили на 15 К выше температуры посадочного места.

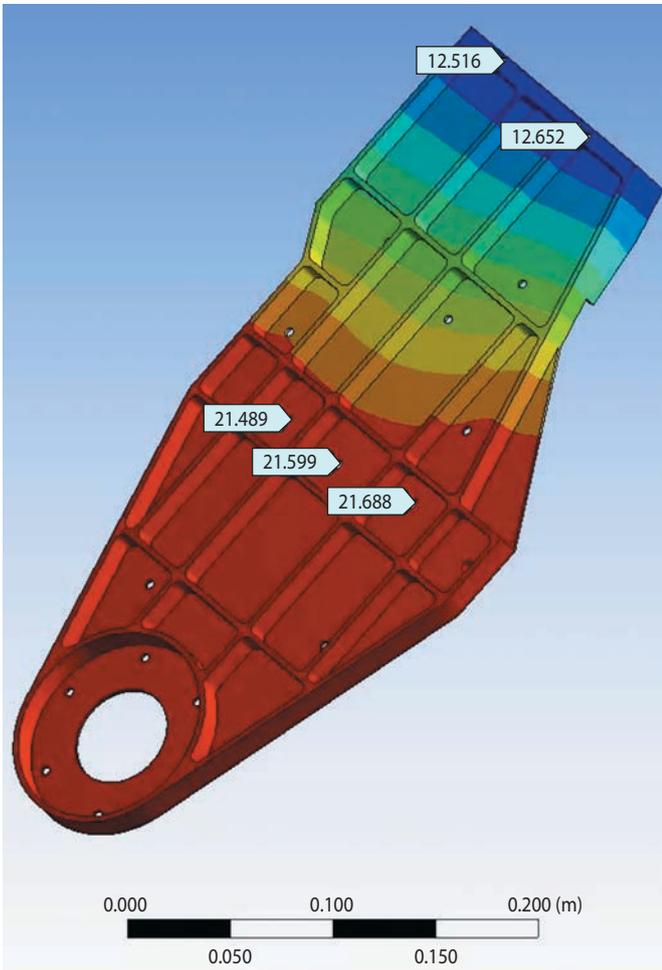
Логично предположить, что узловая схема способна исказить проводимость стыка, имеющего сложную пространственную конфигурацию. С помощью рисунка 7г, отдельно, показана расчётная схема стыка между испарителем и ТСП. С целью не ухудшить точность представления проводимости стыка, мы доопределяем связи в этой схеме таким образом, чтобы суммарная проводимость стыка совпала с величиной 8.6 Вт/К, т.е. определённой из 3D-модели.



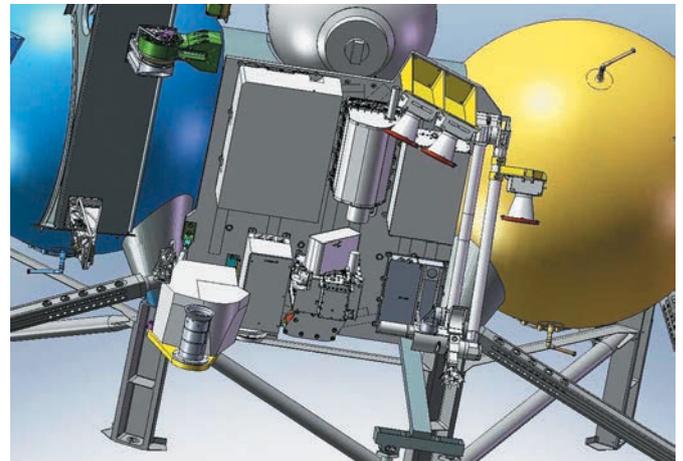
а



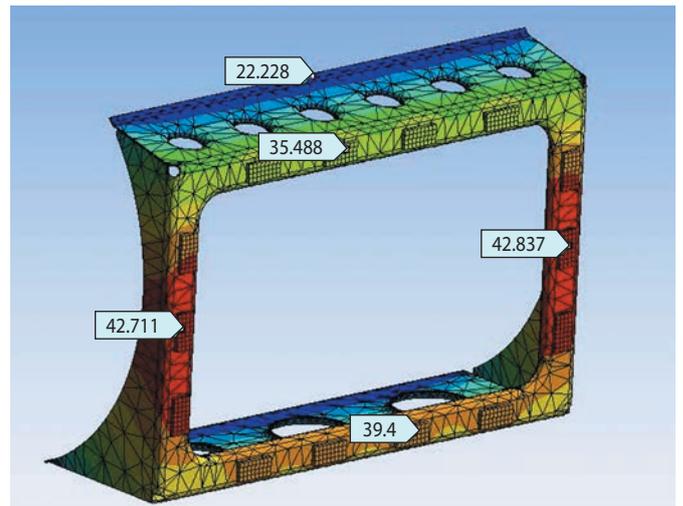
б



в



г

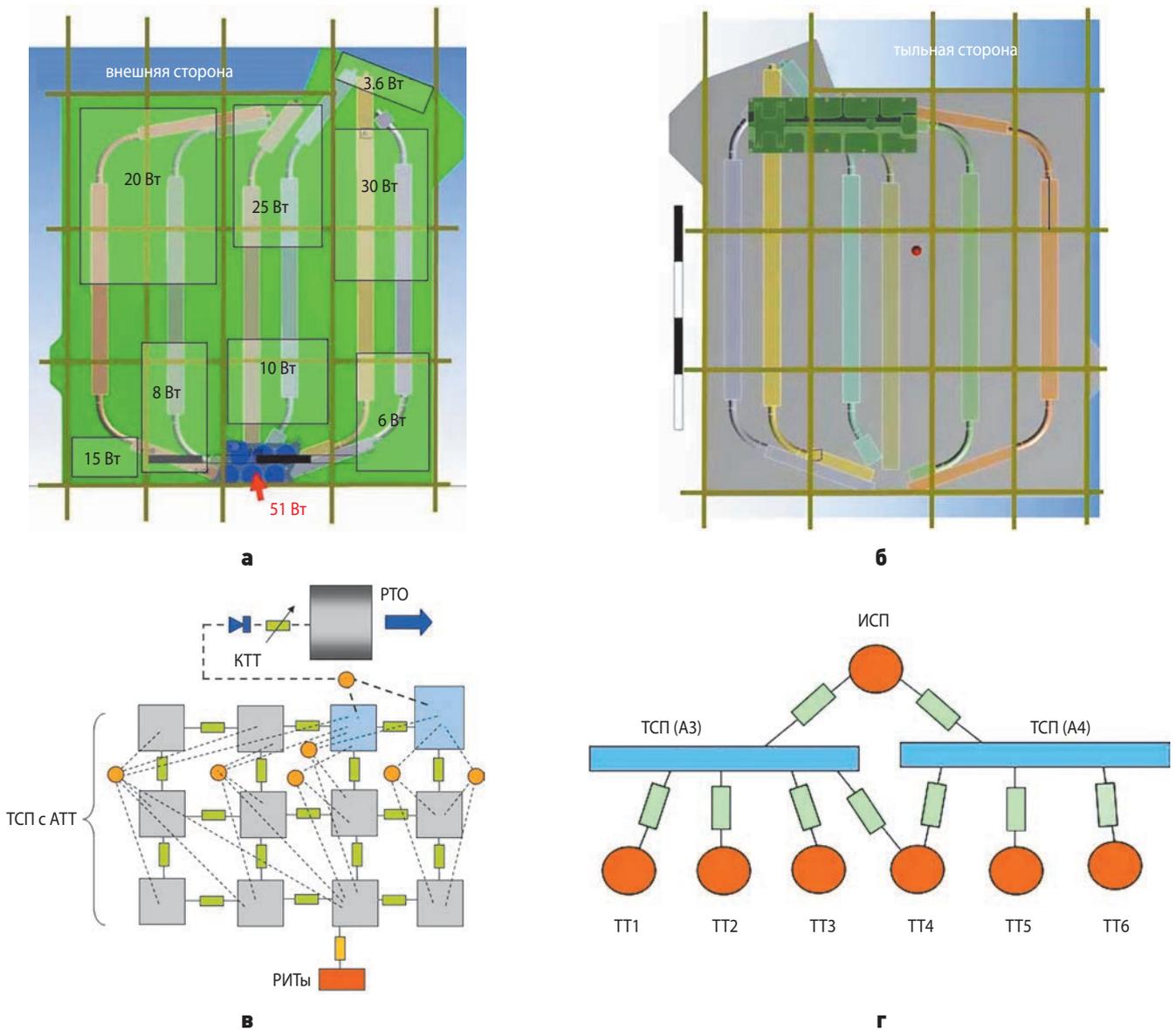


д

- а – температура ТСП в холодном режиме;
 б – температура ТСП в горячем режиме;
 в – выносной кронштейн для грунтоприёмного устройства;
 г – ТСП в составе КА;
 д – кронштейн крепления ТСП к проставке топливных баков.

рисунок 6. Результаты расчёта детализированного температурного состояния ТСП, с использованием МКЭ

МЕТОДИКА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗА ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ПРИБОРНОЙ ПАНЕЛИ ПОСАДОЧНОГО ЛУННОГО МОДУЛЯ. ЧАСТЬ 2. ОЦЕНКА ТЕМПЕРАТУРЫ ПОСАДОЧНЫХ МЕСТ И ПУТИ МОДИФИКАЦИИ СТР



а – тепловыделения; **б** – трассировка АТТ; **в** – общая расчётная схема; **г** – расчётная схема стыка АТТ-КТТ.
рисунк 7. Дискретизация ТСП при использовании узлового метода (модель TEMP)

Переменную проводимость КТТ для детализированной модели необходимо представить по-другому, поскольку испаритель был «отделен» нами для моделирования стыка. Теперь переменная проводимость описывается только для той части КТТ (K_{PTO}), в которой она действительно изменяется:

$$\text{если } T_s > 9 \text{ то } K_{PTO} = 43 \frac{\text{Вт}}{\text{К}};$$

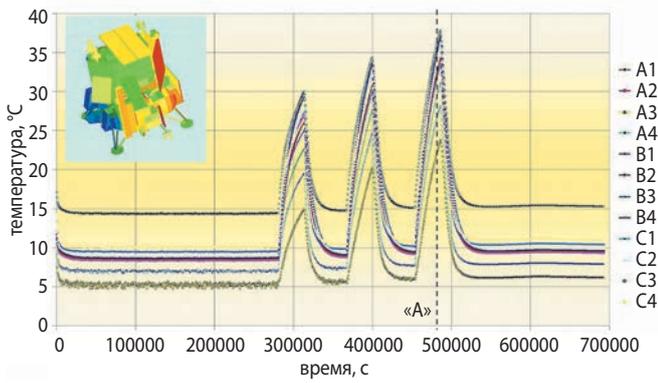
$$\text{если } T_s \leq 9 \text{ и } T_s \geq 3 \text{ то } K_{PTO} = \frac{(43 - 0.02)}{9 - 3} \cdot (T - 3) + 0.02 \frac{\text{Вт}}{\text{К}};$$

$$\text{если } T_s < 3 \text{ то } K_{PTO} = 0.02 \frac{\text{Вт}}{\text{К}}.$$

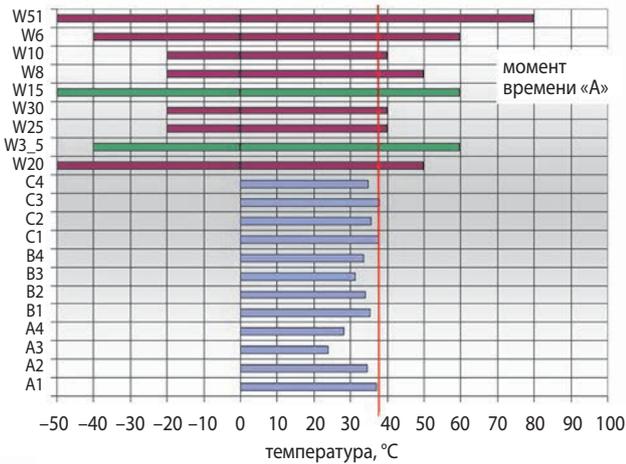
И наконец, о циклограммах тепловыделения. За неимением других данных здесь также имитируем три

сеанса работы оборудования на ТСП длительностью по 8.5 часов, однако мощность каждого блока будем подводить индивидуально, так как каждый блок теперь представлен в тепловой математической модели собственным узлом.

Модель СТРПП в составе АКА содержит множество узлов, не относящихся напрямую к СТРПП. Наибольшая часть из них представляет внешние поверхности ЭВТИ, закрывающей АКА. Температура обшивки ЭВТИ в TEMP рассчитывается из стационарного теплового баланса как для невесомых узлов (на каждом шаге интегрирования). Для узлов, имитирующих весовые части конструкции АКА, температура воспроизводится циклограммами. При этом используются либо требуемые, либо прогнозируемые значения температур, которые определяются за границами тепловой математической модели СТРПП.



а



б

а – нестационарные температуры ТСП в течение лунного дня; **б** – температура посадочных мест блоков в момент времени 486500 с (для сечения «А»).

рисунок 8. Детализированный расчёт температуры ТСП с помощью модели ТЕРМ

Результаты расчёта демонстрирует рисунок 8а, где показано изменение температуры в течение лунного дня, но только для узлов ТСП. Именно эти узлы определяют температуру посадочных мест блоков, поскольку посадочное место – это температура на конструкции АКА, а не на установленном блоке. Из графиков видно, что разброс температуры по ТСП составляет около 15 К. Третье включение – наиболее напряжённое по температуре, поэтому для момента времени, обозначенного сечением «А», мы строим столбиковую диаграмму, показанную на рисунке 8б. Здесь сверху мы указали допустимые диапазоны температур для установленных блоков (обозначены с помощью W*), а ниже – расчётные температуры узлов ТСП для момента 486500 с. Обозначения для узлов ТСП (A1, B1, C1, A2, B2 и т.д., всего 12 узлов) приняты в соответствии с расчётной схемой рисунка 7в: буквы – строки, цифры – столбцы.

По результатам рисунка 8 можно видеть, что расчётные температуры на ТСП являются комфортными для установленного оборудования. Для закреплённых с помощью кронштейнов источников 51 Вт

и 3.6 Вт имеется существенный температурный запас. Для камер дополнительный прирост температуры по кронштейну составляет 5 К (проводимость кронштейна известна из расчётов рисунка б), что допустимо. РИТ, при их правильной установке, не смогут достичь уровня температуры 80°C, поскольку саму ТСП запрещено нагревать выше 60°C. Влияние блоков 15 Вт и 25 Вт на температуру ТСП не рассматривалось, поскольку для первого планируется автономная СТР, а второй включается на очень короткое время. Таким образом, полученные на рисунке 8 предварительные результаты можно классифицировать как положительные.

Вместе с поступлением новой информации о циклограммах работы блоков возможны также рабочие перемещения мест их установки, а также введение новых элементов или демонтаж имеющихся. Поэтому на данном этапе дополнительная детализация тепловой математической модели СТРПП не целесообразна, а итерационные действия по схеме рисунка 2 должны быть приостановлены.

7. Предельный холодный режим

Расчёт предельно холодного режима СТРПП представляет собой автономный анализ стационарного теплового баланса ТСП, с помощью которого определяют тепловую мощность блоков РИТ, устанавливаемых на ТСП, необходимую для поддержания её минимально допустимой температуры лунной ночью. Минимально допустимую температуру ТСП определяет/ограничивает группа приборов, для которой заявлена наиболее высокая из нижних граничных температур, т.е. минус 20°C. Тепло от ТСП может уходить:

- по кронштейну крепления ТСП к межблочной проставке (рисунок бд);
- через ЭВТИ (рисунок 1а);
- через кронштейн блока «15 Вт» (рисунок бв);
- через открытые поверхности блоков, установленных на ТСП;
- через конструкцию «запертой» КТТ.

Рассмотрение указанных факторов позволяет сформулировать требования к теплоизоляции ТСП, термическим развязкам, допустимым размерам открытых поверхностей блоков/приборов. Согласно предварительным оценкам (из стационарного теплового баланса) было получено, что термическое сопротивление для кронштейна ТСП должно быть не менее 20 К/Вт, а для кронштейна блока 15 Вт не менее 12,5 К/Вт. Однако представленные на рисунках бд и бв конструкции этих кронштейнов не удовлетворяют сформулированным требованиям. Таким образом, названные элементы СТРПП требуют доработки, а в случае недостижения их заданных характеристик мощность РИТ может быть откорректирована.

Тепловыделение РИТ влияет на параметры СТР в горячем режиме, т.е. лунным днем, поэтому лю-

бые уточнения параметров СТР, связанные с холодным режимом, потребуют очередного анализа нестационарного дневного температурного режима (см. рисунок 2). В конечном итоге все требования к термическим развязкам, открытым поверхностям и теплоизоляции ТСП, подтверждающие достаточность принятого количества РИТ в составе СТРПП, должны быть не только сформулированы, но и учтены в нестационарной расчётной модели СТРПП. Это является составной частью работ, связанных с детализацией тепловой математической модели и выполнением повторных расчётов по схеме рисунка 2.

8. О путях модификации СТРПП

Известно, что на более поздних этапах проектирования, когда в очередной раз уточняются рабочие циклограммы бортового оборудования (и/или иные условия применения СТРПП), может быть выявлен дефицит хладопроизводительности системы. В связи с этим необходимо иметь пути повышения эффективности проектируемой СТР, позволяющие компенсировать рост тепловыделения или внешних потоков. Для нашей системы отметим следующие пути.

Во-первых, можно нарастить площадь РТО СТРПП, что без особых затруднений допускает место установки панели данного РТО в зоне теневой СБ. При этом особенности конструкции конденсатора КТТ позволяют не только увеличить размеры одной панели РТО, но и применить разнесенные в пространстве две панели единого РТО. То есть, при необходимости, оба рассмотренных варианта РТО на практике можно использовать одновременно, соединив трубки конденсаторов в единый циркуляционный контур. Конфигурацию панели над ТСП (вспомогательной) можно заданным образом адаптировать.

Второй путь предполагает повышение эффективности теплопередающего тракта «ТСП – РТО» за счёт доработки зоны стыка «АТТ – КТТ». В частности, одну КТТ с одним испарителем можно заменить на две КТТ, разместив их испарители, например, с двух сторон ТСП и, по возможности, увеличить количество АТТ. Это позволит снизить перепад температуры между ТСП и РТО и, следовательно, повысить максимальную рабочую температуру и производительность последнего.

Третий путь связан с регулированием мощности РИТ, направляемой на обогрев ТСП (Довгань В.Г. Мошнеев А.А., 2020). Если применить техническую идею, предлагаемую в патенте НПОЛ (Котляров Е.Ю. и др., 2011), это позволит снижать нагрев ТСП от РИТ вплоть до 0%, когда это необходимо, но потребует установки еще одной регулируемой КТТ с РТО, причём, отказ этой КТТ может лишить ТСП ночного обогрева.

Реализация описанных выше путей модификации СТРПП приводит к росту массы АКА, при этом выбор и обоснование наиболее предпочтительного

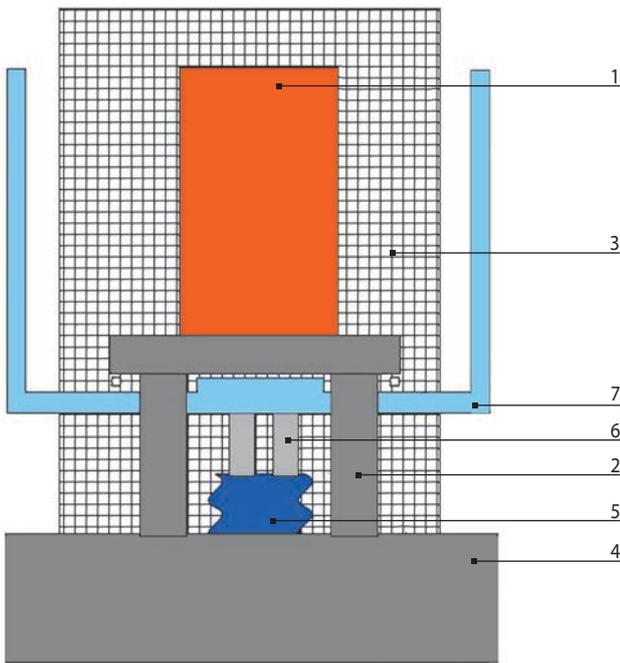
пути потребует всестороннего анализа конкретной причины, вызвавшей дефицит хладопроизводительности СТРПП.

Возможно, техническое решение реализованное в КА Кассини (*Mireles Virgil et al.*, 1994), где при регулировании тепловой мощности РИТ (для локального обогрева оборудования) понижают её лишь частично, выглядит наиболее применимой к СТРПП в рамках третьего пути, поскольку здесь влияние, вносимых в СТР изменений, на массовую сводку и компоновку АКА можно предельно снизить.

Чтобы адаптировать данное решение к нашей системе, часть тепла от установленных на кронштейне шести РИТ предлагается дозированно отводить в окружающую среду с помощью термоконтактора, работу которого НПОЛ продемонстрировало в лётном эксперименте в составе в КА «Гранат» (*Orlov A.A. et al.*, 1997; *Церенин И.Д. и др.*, 2011).

Рисунок 9 показывает, что кронштейн с РИТ следует установить над ТСП (под общей теплоизоляцией) с помощью «калиброванного» теплового проводника так, чтобы рабочая температура РИТ была значимо выше температуры ТСП. С помощью термоконтактора, который должен быть установлен на ТСП под кронштейном РИТ, можно подсоединять к последнему небольшой РТО, поверхности которого открыты от теплоизоляции. Соединение РТО с РИТ происходит, когда ТСП нагревается выше температуры плавления вещества, заправленного в термоконтактор. Примерно на уровне 10°C термоконтактор несколько удлиняется и возникает тепловой контакт между РТО и кронштейном РИТ. РТО снижает температуру РИТ, а следовательно, и тепловой поток поступающий от РИТ к ТСП. При охлаждении ТСП ниже температуры затвердевания вещества, заправленного в контактор, РТО отсоединится от РИТ и последний начнёт греться. Так замыкается цикл регулирования. Разумеется, соединение ТСП с РТО должно иметь высокое термическое сопротивление.

Поясним работу устройства количественными показателями. Пусть лунной ночью температура ТСП составляет не более 0°C, вещество в термоконтакторе пребывает в твёрдой фазе, линейный размер контактора обеспечивает зазор между РИТ и РТО. Контакт удерживает РТО через термосопротивление величиной 20 К/Вт, поэтому температура РТО (площадью 0.03 м²) снижается до уровня минус 60°C и тепловой поток величиной около 3 Вт будет отводиться от ТСП через данный РТО в космос (хотя это нежелательные потери тепла). В этот же момент, РИТ (суммарной мощностью 51 Вт) через калиброванный проводник 3,4 К/Вт греют ТСП (итоговая мощность 51–3=48 Вт). Температура РИТ в этом режиме (при качественной теплоизоляции) способна подняться до уровня 163°C (R·Q). Из практики известно (*Jianyin Miao et al.*, 2020), что для РИТ такой уровень эксплуатационных температур приемлем.



1 – РИТ; 2 – ТСП; 3 – калиброванный тепловой проводник, соединяющий РИТ с ТСП; 4 – ТСП; 5 – термоконтактор; 6 – тепловая развязка РТО и контактора; 7 – РТО.

рисунок 9. Регулируемый подвод теплового потока от РИТ к ТСП

Теперь предположим, что температура ТСП возросла до 20°C вследствие того, что включились в работу блоки, установленные на ТСП. Вещество, заправленное в контактор, расплавилось, увеличило его линейный размер, и за счёт этого РТО (0.03 м²) стал контактировать с РИТ. Считая градиент температуры в РТО несущественным, можем определить, что температура РИТ опустится до 91°C. Соответственно и тепловой поток от РИТ к ТСП снизится с 48 Вт до 24 Вт. Таким образом, соотношение минимальной и максимальной мощности нагрева можно оценить ~50%. То есть не менее половины мощности РИТ в любом случае будет выполнять обогрев ТСП, даже при отказе/поломке устройства регулирования.

Полученное снижение мощности нагрева ТСП для горячих режимов может быть использовано для наращивания энерговыделения от блоков оборудования на ТСП, что позволит расширить возможности разработки и применения их рабочих циклограмм.

заключение

Разработанная авторами и представленная здесь методика позволяет осуществлять предварительный выбор проектных параметров СТР приборной панели АКА при неполном пакете исходных данных. Используемая расчётная модель была построена с помощью ПО ТЕРМ, а также с использованием рабочей среды для моделирования температурного состояния 3D-конструкций как вспомогательного инструмента.

Предлагаемый методический подход может быть реализован на базе других вариантов ПО; кроме того, с минимальной адаптацией его можно использовать для проектирования СТР других АКА. В сложившейся практике тепловой расчёт как документ демонстрирует техническое решение, которое воплощено в матчасть, при этом расчёт формально подтверждает, что СТР обеспечивает тепловой режим. Здесь, показана та часть проектной работы, которая не попадает в документы, объём которой очень велик, а полученный результат требует продолжения расчётных работ. Наибольший интерес представляет предложенный методический подход для выполнения экспресс-оценок хладопроизводительности РТО и уровня рабочих температур ТСП в течение лунных суток. Дополнительного внимания заслуживает способ определения тепловых проводимостей в детализированной узловой модели СТРПП и предложения по организации регулируемого нагрева с помощью РИТ. Материалы представлены в компактной форме и ориентированы на специалистов, имеющих некоторый опыт работы с программными пакетами, типа ПО ТЕРМ.

список литературы

Довгань В.Г., Мошнев А.А. Первенцы космических робототехнических комплексов (К 50-летию «Лунохода-1») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 21-29.

Котляров Е.Ю., Серов Г.П., Тулин Д.В. Терморегулирующее устройство на базе контурной тепловой трубы. Патент Р.Ф. № 2474780, F28D15/02. НПО им. С.А. Лавочкина, 2011141938/06, 18.10.2011.

Церенин И.Д., Губанов И.П. Опыт управления астрофизической лабораторией «Гранат» Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 4. С. 21-27.

Jianyin Miao, Qi Zhong, Qiwei Zhao, Xin Zhao. Spacecraft Thermal Control Technologies. Springer, 2020. 372 p.

Mireles Virgil, Stulz James W. Radioisotope Thermoelectric Generator Waste Heat System for the Cassini Propulsion Module // 24th International Conference on Environmental Systems and 5th European Symposium on Space Environmental Control Systems, Fridrichshafen, Germany, June 20-23/ 1994.

Orlov A.A. et al. The Loop Heat Pipe Experiment on Board the GRANAT Spacecraft // Sixth European Symposium on Space Environmental Control Systems, ESA SP-400, Noordwijk, The Netherlands, 1997.

Статья поступила в редакцию 29.03.2021

Статья после доработки 30.03.2021

Статья принята к публикации 31.03.2021

ФОРМИРОВАНИЕ ОРИЕНТАЦИИ АМС «ЛУНА-26» БОРТОВЫМИ СРЕДСТВАМИ НА ЭТАПЕ КАРТОГРАФИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

ORIENTATION OF THE LUNA-26 SPACECRAFT BY ONBOARD ALGORITHMS AT THE STAGE OF MAPPING THE LUNAR SURFACE



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



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



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

Система ориентации и стабилизации КА дистанционного зондирования Луны (ДЗЛ) отличается от аналогичных систем у аппаратов, предназначенных для съёмки поверхности Земли. Они связаны с особенностями потенциала гравитационного поля Луны, отсутствием спутниковых навигационных систем на её орбите и возможностями определения параметров орбиты КА наземными радиотехническими средствами.

В статье представлены основные теоретические результаты исследования вариантов формирования программы ориентации КА ДЗЛ с оценкой точности на различных интервалах времени с учётом опыта прогнозирования ошибок определения параметров орбиты наземными средствами измерений.

Ключевые слова:

*дистанционное зондирование Луны;
точность ориентации;
система ориентации и стабилизации*

The system of orientation and stabilization of the remote sensing spacecraft of the Moon has features in comparison with analogues of such systems for devices designed to survey the Earth's surface. They are related to the peculiarities of the potential of the gravitational field of the Moon, the absence of satellite navigation systems in its orbit and the possibility of determining the parameters of the spacecraft's orbit by ground-based radio equipment.

The article presents the main theoretical results of the study of options for the calculation of a spacecraft required orientation parameters with an assessment of accuracy at various time intervals, taking into account the experience of predicting errors of the orbit by ground-based measuring instruments.

Keywords:

*remote sensing of the Moon;
orientation accuracy;
orientation and stabilization system.*

DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.004

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

1. Особенности ориентации КА «ЛУНА-26»

Автоматическая межпланетная станция (АМС) «ЛУНА-26» создаётся в АО «НПО Лавочкина» в рамках Федеральной космической программы до 2025 года.

Основные задачи экспедиции, сформулированные в рамках эскизного проектирования:

- картографирование минералогического состава Луны;
- картирование распределения водяного льда на поверхности Луны;
- исследование структуры подповерхностных слоёв;
- топография лунной поверхности;
- исследование экзосферы плазменного окружения Луны;
- взаимодействие плазмы с поверхностью;
- исследование космических лучей и нейтрино ультравысоких энергий.

При решении целевой задачи на орбите Луны, с точки зрения требований к точности системы ориентации и стабилизации КА, ключевым этапом является съёмка поверхности средствами бортовой камеры – СТС-Л. При работе любой системы дистанционного зондирования к системе управления КА предъявляются определённые требования по точности ориентации осей аппарата. Выполнение данных требований позволит в дальнейшем обеспечить качественную и надёжную обработку целевой информации (Гаврилов Д.А. и др., 2020).

Для космического аппарата «ЛУНА-26» точность ориентации при проведении съёмки поверхности Луны должна быть не хуже 5 угл. мин.

Точность ориентации осей аппарата во время проведения съёмки зависит, в том числе, от точности формирования программы ориентации. Программа ориентации – совокупность математических соотношений, позволяющих при их программной реализации осуществить вычисление кинематических параметров, характеризующих ориентацию осей КА относительно инерциальной системы координат на заданный момент времени. Соответственно, при реализации съёмки лунной поверхности программа ориентации должна обеспечить вычисление этих параметров для наведения съёмочной аппаратуры на заданный объект на поверхности Луны. В качестве кинематических параметров могут выступать различные варианты представления ориентации КА. Наиболее распространёнными на практике являются: требуемый кватернион ориентации или требуемая матрица направляющих косинусов, которые определяют переход от инерциальной системы координат (ИСК) к системе, связанной с аппаратом (ССК).

Особенность формирования программы ориентации для КА ДЗЛ по сравнению с современными КА ДЗЗ заключается в следующем:

- значительно менее точное знание параметров орбиты КА на момент формирования данных, закладываемых на борт КА для последующего использования при вычислении программы ориентации;
- значительно более сложное гравитационное поле Луны, которое приводит к существенной эволюции параметров орбиты КА во времени. При этом для детального учёта влияния ускорений от несферичности гравитационного поля требуется использование намного большего количества членов (не менее 50×50) в разложении гравитационного потенциала в ряд по сферическим функциям. Данный аспект требует большей вычислительной мощности бортовой цифровой вычислительной машины, если реализовывать численное интегрирование уравнений орбитального движения на борту КА;
- отсутствие глобальных навигационных спутниковых систем на орбите Луны. Использование таких систем для КА ДЗЗ обеспечивает высокую точность формирования программы ориентации и сравнительную простоту бортовых алгоритмов.

2. Точность ориентации

Уточним определение этого понятия. Поскольку на ошибку ориентации влияет совокупность факторов различной природы, требуется составить так называемый бюджет ошибки, представляющий собой декомпозицию ошибки ориентации на её составляющие. Кроме того, введём понятие апостериорной точности знания ориентации: это – точность знания ориентации осей КА (или осей съёмочной аппаратуры, могут рассматриваться различные системы координат) относительно инерциального пространства, рассчитанная в наземном комплексе управления после проведения съёмки и являющаяся результатом обработки всех доступных данных об орбите КА и информации от измерительных приборов. Апостериорная точность знания ориентации всегда лучше, чем точность самой ориентации КА непосредственно в процессе работы целевой аппаратуры. В таблице 1 представлены основные факторы, влияющие на ошибку ориентации КА непосредственно в процессе съёмки.

Если рассматривать ошибки из таблицы 1 как случайные и независимые, то итоговая ошибка ориентации может быть вычислена из соотношения:

$$\sigma_{\Sigma} = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 + \sigma_4^2},$$

где σ_{Σ} – среднеквадратичное отклонение ошибки ориентации, среднеквадратичные ошибки факторов из таблицы 1 σ_i , $i=1, 2, 3, 4$.

ФОРМИРОВАНИЕ ОРИЕНТАЦИИ АМС «ЛУНА-26» БОРТОВЫМИ СРЕДСТВАМИ НА ЭТАПЕ КАРТОГРАФИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

таблица 1 – Декомпозиция ошибки ориентации

№	составляющая ошибки	описание
1	ошибка вычисления программы ориентации	зависит от совокупности факторов*
2	ошибка бортовой шкалы времени	несоответствие фактического времени рассчитываемому средствами бортового комплекса управления
3	ошибка знания взаимной ориентации систем координат измерительных приборов (астродатчиков, гироскопических измерителей вектора угловой скорости) относительно связанной с КА системы координат и системы координат съёмочной аппаратуры	в ряде случаев систематическая часть данной ошибки может быть компенсирована в специальных сеансах калибровки, когда, например, осуществляется съёмка звезд целевой аппаратурой и одновременно с этим регистрируется ориентация астродатчиками
4	ошибка управления	некомпенсированные составляющие динамической и статической ошибки обработки профиля изменения требуемой ориентации, формируемой согласно программе ориентации

* Рассмотрим совокупность факторов:
 - ошибка определения параметров орбиты КА наземными средствами управления;
 - ошибка, связанная с временем проведения эксперимента относительно времени формирования параметров для расчёта программы ориентации. Чем позже проведение съёмки от момента формирования параметров для программы ориентации, тем ошибка больше;
 - методическая ошибка соотношений, используемых для расчёта программы ориентации на борту КА.

Целью данной работы является определение вклада ошибки формирования программы ориентации в совокупный бюджет ошибки, т.е. определение величины σ_1 с учётом предлагаемых подходов к решению задачи расчёта требуемых кинематических параметров ориентации аппарата.

3. Алгоритм формирования программы ориентации на борту КА

На этапе дистанционного зондирования Луны КА должен поддерживать орбитальную ориентацию, т.е. оси связанной с аппаратом системы координат должны быть сонаправлены с осями орбитальной системы координат. Ось $+X$ орбитальной системы координат совпадает с направлением радиус-вектора КА в инерциальной СК, ось $+Y$ лежит в плоскости орбиты КА и образует с осью $+X$ угол 90° в сторону положительного направления вектора орбитальной скорости, ось $+Z$ дополняет систему до правой координатной тройки. Центр данной СК лежит в центре масс КА. Таким образом, для вычисления текущего направления осей орбитальной СК требуется прогнозирование фазового вектора аппарата (или оскулирующих элементов орбиты) на текущий момент времени. Наиболее точным образом вычисление требуемой ориентации аппарата можно осуществить интегрированием на борту КА уравнений орбитального движения. Однако, это сопряжено с существенными затратами вычислительных ресурсов, учитывая все особенности гравитационного потенциала Луны. Кроме того, процесс интегрирования без принятия специальных программных мер является потенциально опасным в случае сбоев в бортовой шкале времени или при некорректной организации перевода шкалы времени КА. Например, в процессе её коррекции со стороны

наземного комплекса управления. Таким образом, упрощение бортового кода с уменьшением затрат вычислительных ресурсов является актуальной задачей. Анализ возможности отказа от численного интегрирования привёл к необходимости рассмотреть различные способы представления программы ориентации.

Рассмотрим эволюцию параметров, необходимых для программы ориентации, обеспечивающей ориентацию осей КА вдоль осей орбитальной СК. Именно такая ориентация осей аппарата требуется на этапе картографирования Луны. Матрица направляющих косинусов, определяющая переход от инерциальной СК к орбитальной, имеет вид:

$$M_{\text{ОСК}}^{\text{ИСК}}(t) = \begin{bmatrix} \cos u \cos \Omega - & \cos u \sin \Omega + & \sin u \sin i \\ -\sin u \sin \Omega \cos i & +\sin u \cos \Omega \cos i & \\ -\sin u \cos \Omega - & -\sin u \sin \Omega + & \cos u \sin i \\ -\cos u \sin \Omega \cos i & +\cos u \cos \Omega \cos i & \\ \sin \Omega \sin i & -\cos \Omega \sin i & \cos i \end{bmatrix},$$

где u – аргумент широты; Ω – долгота восходящего узла; i – наклонение орбиты, на момент времени t вычисления матрицы $M_{\text{ОСК}}^{\text{ИСК}}$.

На рисунке 1 представлены графики изменения величин $\Delta\Omega(t) = \Omega(t)_{\text{ВОЗМ}} - \Omega(t)_{\text{НЕВОЗМ}}$, $\Delta i(t) = i(t)_{\text{ВОЗМ}} - i(t)_{\text{НЕВОЗМ}}$, $\Delta u(t) = u(t)_{\text{ВОЗМ}} - u(t)_{\text{НЕВОЗМ}}$, определяющих изменение во времени указанных параметров, вычисляемых при учёте всех основных возмущающих факторов по отношению к невозмущённому движению КА в центральном поле тяготения Луны при идентичных начальных условиях.

В качестве начальной орбиты рассмотрена орбита функционирования с оскулирующими элементами, представленными в таблице 2, на эпоху $T_0 = 01.10.2021\ 00:00:00.000$ ДМВ.

таблица 2 – Оскулирующие элементы орбиты ИСЛ на начальный момент времени

$t_{\text{перигентра}}$	e , б/р	a , км	ω , град	i , град	Ω , град
T_0	0.0001	1788	60	90	80

В качестве основных возмущающих факторов, влияющих на орбитальное движение, будем учитывать: несферичность гравитационного поля Луны (Гордиенко Е.С. и др., 2019) с учётом гармоник 75×75 (модель JGL075D1), гравитационные возмущения от Земли и Солнца (эфемериды DE430). Метод интегрирования: Адамса с разгоном по методу Рунге – Кутты 4-го порядка (Montenbruck O., Gill E., 2001) с обеспечением точности интегрирования в интервале $[10^{-9}; 3 \cdot 10^{-9}]$.

Как видно из графиков на рисунке 1, эволюция отклонений долготы восходящего узла и наклона являются существенно негладкими функциями, интерполяция которых будет приводить к необходимости использования большого количества узловых точек. Поэтому рассмотрим также непосредственно эволюцию кинематических параметров углового движения, а именно векторной части кватерниона, характеризующего отклонение орбитальной ориентации КА, вычисленной по модели с учётом

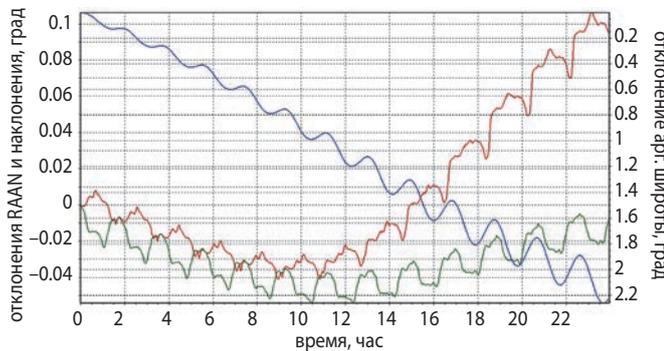


рисунок 1. Эволюция отклонений наклона (цвет красный), долготы восходящего узла (RAAN, цвет зелёный) и аргумента широты (цвет синий)

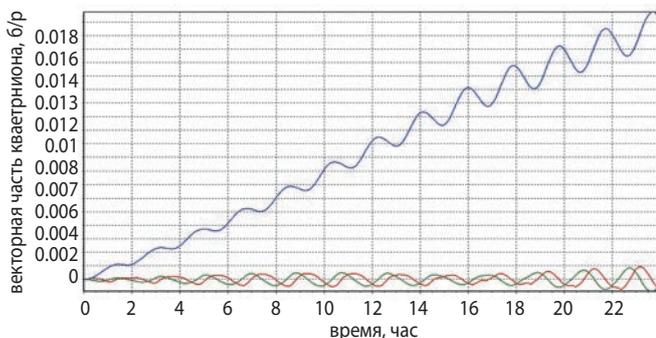


рисунок 2. Эволюция кватерниона отклонения (X – цвет красный, Y – цвет зелёный, Z – цвет синий)

возмущений, от такого же кватерниона, вычисленного для невозмущенного движения. Данный кватернион, будучи рассчитанным на борту КА, представляет собой компенсирующий поворот к ориентации, рассчитанной по модели без учёта возмущающих воздействий. На рисунке 2 представлена эволюция параметров кватерниона отклонения на суточном интервале времени.

Как видно, эволюция кватерниона является более гладкой функцией, интерполяция которой, кроме прочего, может осуществляться стандартным для кватерниона способом – сферической линейной интерполяцией (Гордеев В.Н., 2016).

Рассмотрим два способа учёта данного корректирующего поворота на борту КА: интерполяцию таблично-заданной функции сферической линейной интерполяцией и составление кубического сплайна (Волков Е.А., 1987) для отдельных элементов кватерниона с последующей интерполяцией. В обоих случаях рассмотрим равномерное распределение узловых точек в количестве 50 штук на суточном интервале. На рисунках 3 и 4 представлены ошибки интерполяции с использованием линейной сферической интерполяции кватерниона и его реконструкции через кубический сплайн соответственно.

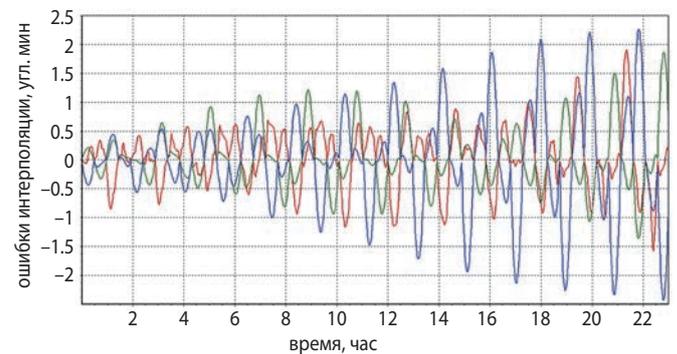


рисунок 3. Ошибки отклонения расчётной ОСК от истинной при интерполяции с использованием сферической линейной интерполяции (X – цвет красный, Y – цвет зелёный, Z – цвет синий)

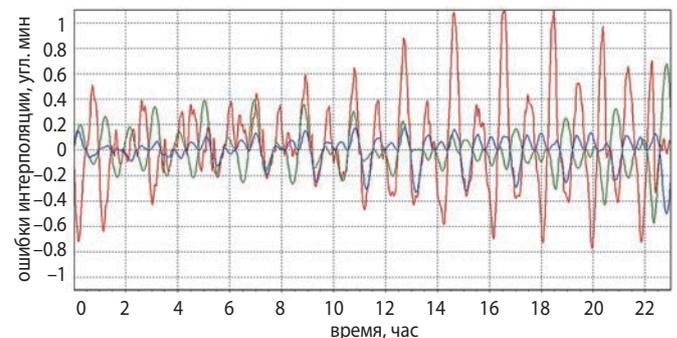


рисунок 4. Ошибки отклонения расчётной ОСК от истинной при интерполяции с использованием кубического сплайна (X – цвет красный, Y – цвет зелёный, Z – цвет синий)

ФОРМИРОВАНИЕ ОРИЕНТАЦИИ АМС «ЛУНА-26» БОРТОВЫМИ СРЕДСТВАМИ НА ЭТАПЕ КАРТОГРАФИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

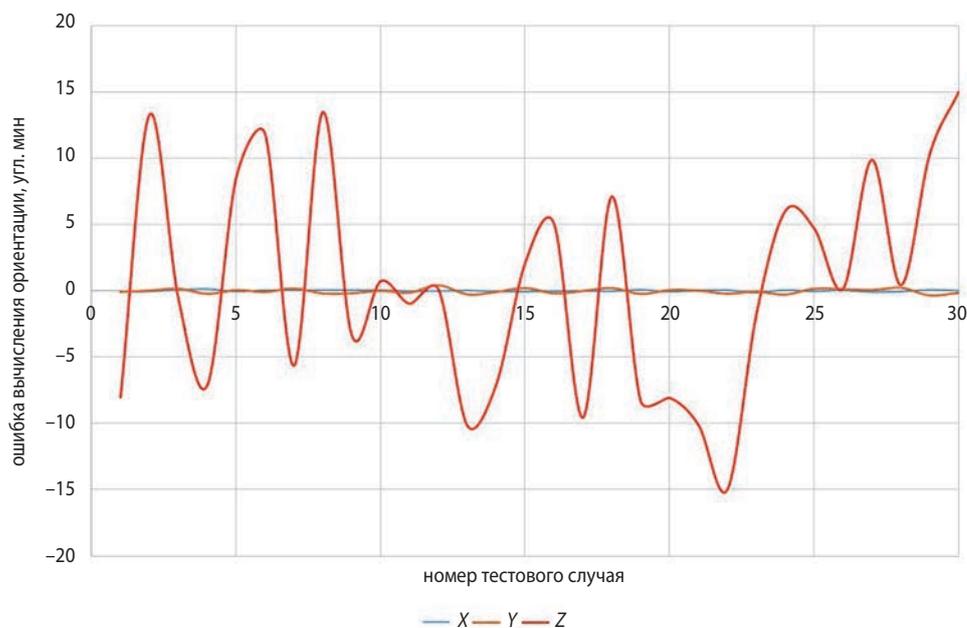


рисунок 5. Ошибки прогноза ориентации после суток полёта вокруг осей RNB (XYZ) орбитальной СК

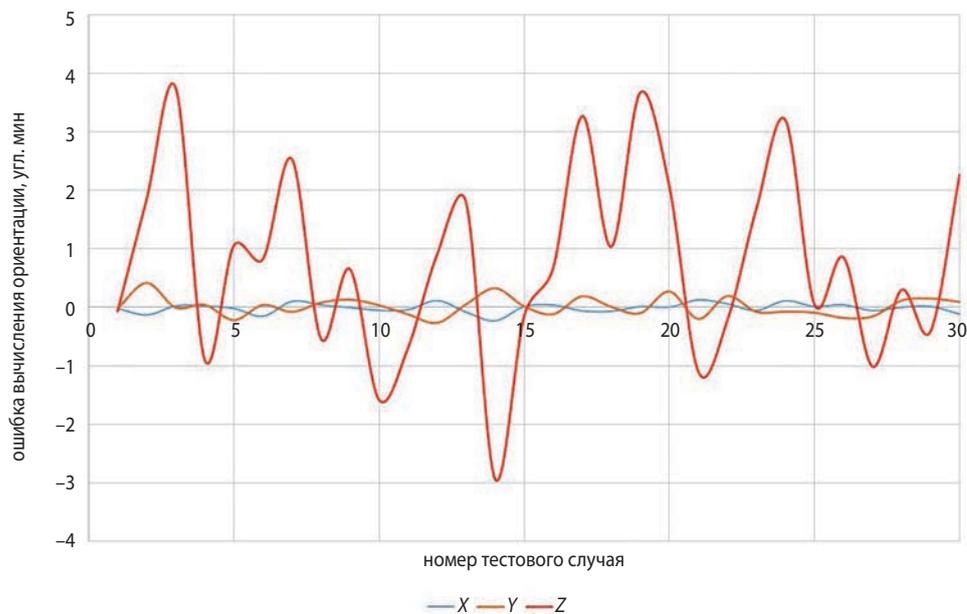


рисунок 6. Ошибки прогноза ориентации после шести часов полёта вокруг осей RNB (XYZ) орбитальной СК

Как видно из представленных результатов, использование кубического сплайна даёт ожидаемо более точные результаты, однако требует втрое больше бортовой памяти для хранения таблиц-коэффициентов сплайна. При этом объём передаваемой на борт КА информации для обоих способов интерполяции идентичен. В то же время моделирование невозмущенного движения КА на борту может осуществляться простыми методами без численного интегрирования, например методом конических сечений.

Представленные величины ошибок сохраняются и при эксцентриситете порядка $e=0.0085$.

Представленная величина ошибки, не превышающая на интервале суток 1 угл. мин для кубического

сплайна и 2.2 угл. мин для сферической линейной интерполяции, относится к методической ошибке формирования программы ориентации.

4. Вклад ошибки определения параметров орбиты

Ключевой составляющей ошибки ориентации является ошибка определения параметров орбиты, от которой зависит точность прогноза положения КА и, как следствие, точность расчёта параметров, необходимых для формирования таблицы поправочных коэффициентов к ориентации (Гордиенко Е.С. и др., 2016).

В зависимости от состава наземных измерительных средств и длительности мерной базы ошибки прогноза определения параметров орбиты могут сильно различаться.

В таблице 3 представлены данные по среднеквадратичным отклонениям (СКО) параметров траектории, полученные специалистами ИПМ им. М.В. Келдыша РАН по методике, описанной в (Боровин Г.К. и др., 2018). Указанные точности соответствуют привлечению доступных отечественных средств измерений, размещенных в Медвежьих Озёрах, Уссурийске и Евпатории.

таблица 3 – СКО погрешностей определения параметров движения

ошибка положения в радиальном направлении, м	9.0
ошибка положения в трансверсальном направлении, м	81.9
ошибка положения в бинормальном направлении, м	30.9
ошибка по скорости в радиальном направлении, м/с	0.005
ошибка по скорости в трансверсальном направлении, м/с	0.012
ошибка по скорости в бинормальном направлении, м/с	0.076

На рисунке 5 представлены ошибки прогноза орбитальной ориентации вокруг бинормального направления в конце суток при прогнозе фазового вектора КА с учётом начальных ошибок из таблицы 2. На рисунке 6 представлена аналогичная ошибка для интервала 6 часов.

Как видно из полученных результатов, суммарная ошибка ориентации менее 5 угл. мин может быть обеспечена на интервале прогноза орбитальной ориентации длительностью не более 6 часов.

ВЫВОДЫ

Основной вклад в ошибку ориентации КА вносит ошибка определения параметров орбиты аппарата. Для обеспечения точности ориентации не хуже 5 угл. минут интервал прогноза не должен превышать 6 часов в случае использования только доступных отечественных радиотехнических средств проведения траекторных измерений.

Разработанный алгоритм формирования программы ориентации на борту КА, включающий в себя представление поправок ориентации в виде таблиц коэффициентов кубического сплайна, обеспечивает методическую ошибку не более 1 угл. мин, что позволяет эффективно использовать такой подход для упрощения бортовых алгоритмов.

В случае необходимости существенно улучшить точность ориентации аппарата требуется привлечение

к траекторным измерениям дополнительных наземных измерительных станций.

Еще одной альтернативой является установка на борт КА оптической автономной навигационной системы (Жуков Б.С. и др., 2017). Точность определения параметров движения средствами такой аппаратуры позволит вычислять программу ориентации на борту КА на основе прямых измерений аппаратуры без долгосрочного прогноза, что также улучшит итоговую точность ориентации осей КА.

список литературы

Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Заславский Г.С. и др. Баллистико-навигационное обеспечение полётов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы: монография / Под ред. А.Г. Тучина. Изд-во АО «НПО Лавочкина», 2018.

Волков Е.А. Приближение функций многочленами. Гл. 1, § 11. Сплайны // Численные методы: учеб. пособие для вузов. 2-е изд., испр. М.: Наука, 1987. С. 63-68.

Гаврилов Д.А., Ловцов Д.А. Новая эффективная технология переработки визуальной информации в автоматизированных оптико-электронных системах наземно-космического мониторинга // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 65-75.

Гордеев В.Н. Кватернионы и бикватернионы с приложениями в геометрии и механике. К.: Сталь, 2016. 316 с.

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 40-54.

Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., Симонов А.В. Оптимизация траекторий возвращения с Луны для доставки грунта в заданный район на поверхности Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 40-54.

Жуков Б.С., Полянский И.В., Жуков С.Б. Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и при посадке на Луну с помощью сверхширокоугольной камеры // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14, № 2. С. 24-35.

Montenbruck O., Gill E. Satellite Orbits: Models, Methods, and Applications. Berlin: Springer, 2001. XII p.+369 p.

Статья поступила в редакцию 29.06.2021

Статья после доработки 29.06.2021

Статья принята к публикации 29.06.2021

ОБ ОДНОЙ МЕТОДИКЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭКРАНИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ МЕТЕОРНЫХ ЧАСТИЦ

ON A METHOD FOR DETERMINING THE SHIELDING OF SPACECRAFT ELEMENTS FROM THE IMPACT OF METEOROID PARTICLES



Ю.А. Гуц¹,
gutsiua@laspace.ru;
Yu.A. Guts



Д.Б. Добрица¹,
кандидат
технических наук,
dobrica@laspace.ru;
D.B. Dobritsa



Б.Ю. Ященко¹,
кандидат
технических наук,
kom501@laspace.ru;
B.Y. Yashchenko

В статье предложена методика определения экранирования поверхности космического аппарата другими элементами конструкции при расчёте вероятности его непробоя метеорно-техногенными частицами. Приведен пример расчёта уровня воздействий с применением программы, алгоритм которой разработан на основе данной методики.

Ключевые слова: космический аппарат; элемент конструкции; метеорно-техногенные воздействия; экранирование; вероятность пробоя; триангуляция.

DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.005

ВВЕДЕНИЕ

Любой космический аппарат (КА) в околоземном космическом пространстве подвергается воздействию высокоскоростных метеорных (Багров А.В., Леонов В.А., Сорокин Н.А., 2019) и техногенных частиц, а также других факторов космического пространства (Хамидуллина Н.М. и др., 2020). Расчёт вероятности непробоя (ВНП) критичных элементов КА метеорно-техногенными частицами основывается на сопряже-

The article proposes a method for determining the shielding of the spacecraft surface by other constructional elements when calculating the probability of its failure by meteoroid and orbital debris particles. An example of calculating the level of impacts using a program, the algorithm of which is developed on the basis of this technique, is given.

Keywords: space vehicle; constructional element; meteoroids and space debris impacts; shielding; probability of penetration; triangulation.

нии данных модели пространственного распределения частиц и параметров баллистической стойкости конструкции (Добрица Д.Б., 2012). Баллистическая стойкость конструкции к высокоскоростным воздействиям определяется баллистическими предельными уравнениями (БПУ) (Миронов В.В., Толкач М.А., 2016), причем, как правило, используются уравнения для одиночной или двойной стенки. При заданной

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

модели пространственного распределения метеорных частиц с помощью БПУ определяется пробивающий поток частиц на расчётную конструкцию и далее по пуассоновской статистике определяется ВВП расчётного компонента конструкции. При необходимости применяется противометеорная защита конструкции с целью достижения требуемой ВВП при заданном уровне внешних воздействующих факторов. Вопросам расчёта и проектирования противометеорной защиты посвящено значительное количество исследований на протяжении нескольких десятков лет (*Nysmith C.R.*, 1968; *Мержиевский Л.А., Тутов В.М.*, 1977; *Анисимов С.И. и др.*, 1984; *Christiansen E.L., Kerr J.H.*, 1993; *Christiansen E.L., Kerr J.H.*, 2001; *Schäfer F.K. et al.*, 2008; *Марков А.В. и др.*, 2018; *Добрица Д.Б. и др.*, 2021).

Число пробоев метеорными частицами открытых поверхностей для исследуемого компонента конструкции за период его активного функционирования N_T вычисляется по формуле

$$N_T = 1/4\pi \cdot \Omega \cdot N(d) \cdot S \cdot \Delta T, \quad (1)$$

где Ω – телесный угол, соответствующий открытому пространству перед расчётным компонентом конструкции (для неэкранированной сферы $\Omega = 4\pi$ стерadian). Определяет степень экранирования поверхности расчётного компонента другими частями конструкции аппарата;

$N(d)$ – пробивающий поток, т.е. число пробоев на 1 м^2 поверхности в год;

S – площадь поверхности расчётного компонента, м^2 ;

ΔT – время функционирования расчётного компонента, лет.

Поскольку число пробоев, приходящихся на интервал времени ΔT , распределено по закону Пуассона, то ВВП расчётного компонента вычисляется по следующей формуле:

$$P_0 = e^{-N_T}. \quad (2)$$

Точные вычисления телесного угла должны учитывать геометрию поверхностей расчётного и окружающих компонентов, в связи с чем наилучшим способом их осуществления является применение численного моделирования.

В статье (*Асатурьян В.С. и др.*, 2019) описывается алгоритм оценки риска, обусловленного воздействием частиц космического мусора и метеороидов на космические аппараты. Решение задачи определения затенения фрагментов поверхностей расчётного компонента заключается в определении координат точки встречи трассирующего «луча» (траектории частицы) с поверхностью заданной формы и выбора точки, ближайшей к центру проецирования. В литературе по оценке метеорно-техногенной опасности (*Куренков В.И. и др.*, 2004) предлагается способ

определения коэффициента экранирования через площади «теней», образуемых частями конструкции, которые загораживают подлет частиц к расчётному компоненту.

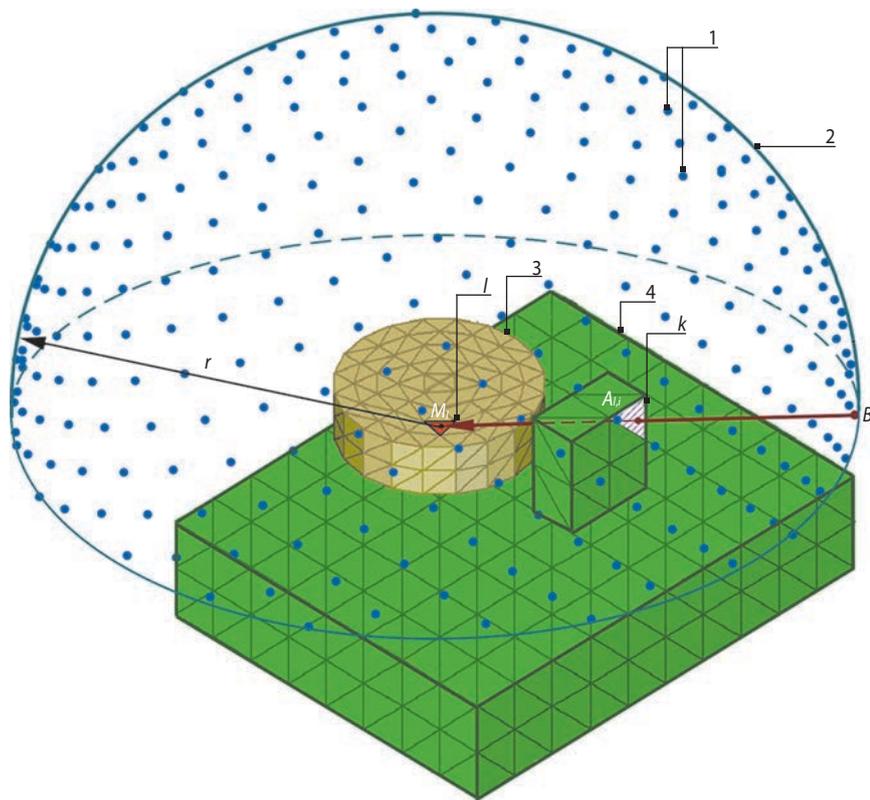
В настоящей работе описывается методика определения телесного угла с использованием разбиения конструкции на конечное число элементов и применением метода Моллера – Трумбора (*Möller T., Trumbore B.*, 1997) для определения пересечения луча и треугольника (конечного элемента). При этом траектории лучей являются уникальными для каждого конечного элемента и полностью охватывают окружающее его пространство, формируя вокруг центроида элемента сферу из точек начала этих лучей. Решение задачи реализовано на языке программирования C++. Данные решения в виде уточненного телесного угла для каждого конкретного расчётного компонента конструкции КА используются для расчёта пробивающего потока по формуле (1) с целью дальнейшего определения вероятности неprobоя конструкции (*Добрица Д.Б.*, 2014).

1. Исходные данные для расчёта экранирования

В качестве исходных данных для расчёта берется 3D-модель космического аппарата со всеми окружающими расчётный компонент конструкции агрегатами и системами. Учитывается наличие внешних объектов и их положение относительно аппарата в течение его срока активного существования (например, экранирование КА поверхностью планеты после спуска на неё). Переход к дискретной модели предполагает разбиение 3D-модели КА на конечно-элементную поверхностную треугольную сетку. Количество элементов и узлов сетки, которое определяет временные затраты на дальнейшие расчёты, напрямую зависит от степени детализации 3D-модели. Исходя из этого рекомендуется максимально упростить модель, убрав из конструкции те её части, которые очевидно не оказывают влияния на экранирование расчётного компонента, а также ввести в модель ограничивающие плоскости. Значительно сократить ресурсные затраты можно, если заменить элементы с мелкими деталями и сложными формами простейшими аналогами (куб, цилиндр, сфера) в пределах габаритных размеров исходного элемента.

2. Методика определения экранирования расчётного компонента конструкции

Для проведения расчёта при помощи треугольной триангуляции необходимо разбить модель КА на две различные конечно-элементные сетки, разбивающие как сам расчётный компонент (первая сетка), так



1 – точки на поверхности сферы; 2 – условная граница сферы; 3 – сетка расчётного компонента; 4 – сетка окружающих поверхностей.

рисунки 1. Иллюстрация метода

и окружающие его поверхности КА (вторая сетка). Сетка, на которую разбивается расчётный компонент, как правило, более мелкая по сравнению с сеткой для окружающих поверхностей, если размеры расчётного компонента значительно меньше размеров КА.

Пусть в модели расчётного компонента, построенной с использованием алгоритма триангуляции Делоне, исследуется каждый l -й треугольник (треугольная ячейка), где $l = \overline{1, n}$, n – количество треугольников в расчётном компоненте. Принимаем, что модель окружающих поверхностей (вторая сетка) представляет собой множество треугольников, каждый k -й из которых в декартовой системе координат задается координатами трех вершин $V_{k0}, V_{k1}, V_{k2} \in R^3$, где $k = \overline{1, g}$, g – количество треугольников в модели окружающих поверхностей.

Каждая l -я треугольная ячейка сетки расчётного компонента (рисунок 1) окружается сферой с центром, расположенным в центроиде треугольника, радиус r которой превышает максимальный размер области окружающих поверхностей КА. На поверхности сферы (на рисунке отражена 1/4 часть сферы) с заданным равномерным шагом размещается p точек $B_i \in R^3$ ($i = \overline{1, p}$), положение которых определено углами в сферической системе координат. Из каждой точки B_i в направлении центроида M_l l -го треуголь-

ника сетки расчётного компонента испускается луч, описываемый выражением

$$A_{l,i} = B_i + t_i \bar{d}_{l,i}, \quad (3)$$

где $\bar{d}_{l,i}$ – единичный вектор, выходящий из точки B_i в направлении центроида M_l , $\bar{d}_{l,i} = \frac{\overline{B_i M_l}}{|\overline{B_i M_l}|}$; $t_i \in [0, r]$.

Каждый факт пересечения луча с ячейками сетки окружающих поверхностей при исследовании множества точек B_i на сфере определяет в совокупности телесный угол «обстрела» частицами l -й ячейки сетки расчётного компонента.

Для определения, какой из всех g треугольников триангуляционной сетки окружающих поверхностей пересекается с заданным лучом, используется алгоритм Моллера – Трумбора (Möller T., Trumbore B., 1997), с помощью которого, исходя из координат точки B_i , элементов вектора $\bar{d}_{l,i}$ и координат вершин V_{k0}, V_{k1}, V_{k2} всех g треугольников сетки окружающих поверхностей, определяется факт прохождения луча через k -й треугольник этой сетки.

Треугольник k с вершинами V_{k0}, V_{k1}, V_{k2} , который пересекает луч (3), может быть найден из условий: $0 \leq u_{l,i,k} \leq 1$, $0 \leq v_{l,i,k} \leq 1$, где $u_{l,i,k}, v_{l,i,k}$ – барицентрические координаты точки $A_{l,i}$ относительно вершин

k -го треугольника. При этом при наличии факта пересечения луча с треугольником k координаты точки $A_{l,i}$ пересечения определяются (Möller T., Trumbore B., 1997) как

$$A_{l,i} = B_i + \frac{[(B_i - V_{k0}) \cdot (V_{k1} - V_{k0})] \cdot (V_{k2} - V_{k0})}{[\bar{d}_{l,i} \cdot (V_{k2} - V_{k0})] \cdot (V_{k1} - V_{k0})} \bar{d}_{l,i}. \quad (4)$$

Таким образом, чтобы определить, затеняется ли данный элемент первой сетки (расчётного компонента) каким-либо элементом второй сетки (окружающих поверхностей), необходимо для этого элемента первой сетки применить алгоритм Моллера – Трумбора ко всем элементам второй сетки и сравнить расстояния до точки пересечения. Если расстояние до какого-либо элемента второй сетки будет меньше, чем расстояние до текущего l -го треугольника первой сетки, значит, луч первоначально попадет в него и уже не дойдет до l -го треугольника.

Отношение числа попавших лучей к полному числу испускаемых лучей представляет собой степень экранирования ячейки, а при умножении на угол 4π ср будет получен телесный угол l -й ячейки:

$$\Omega_l = 4\pi \frac{p_+}{p},$$

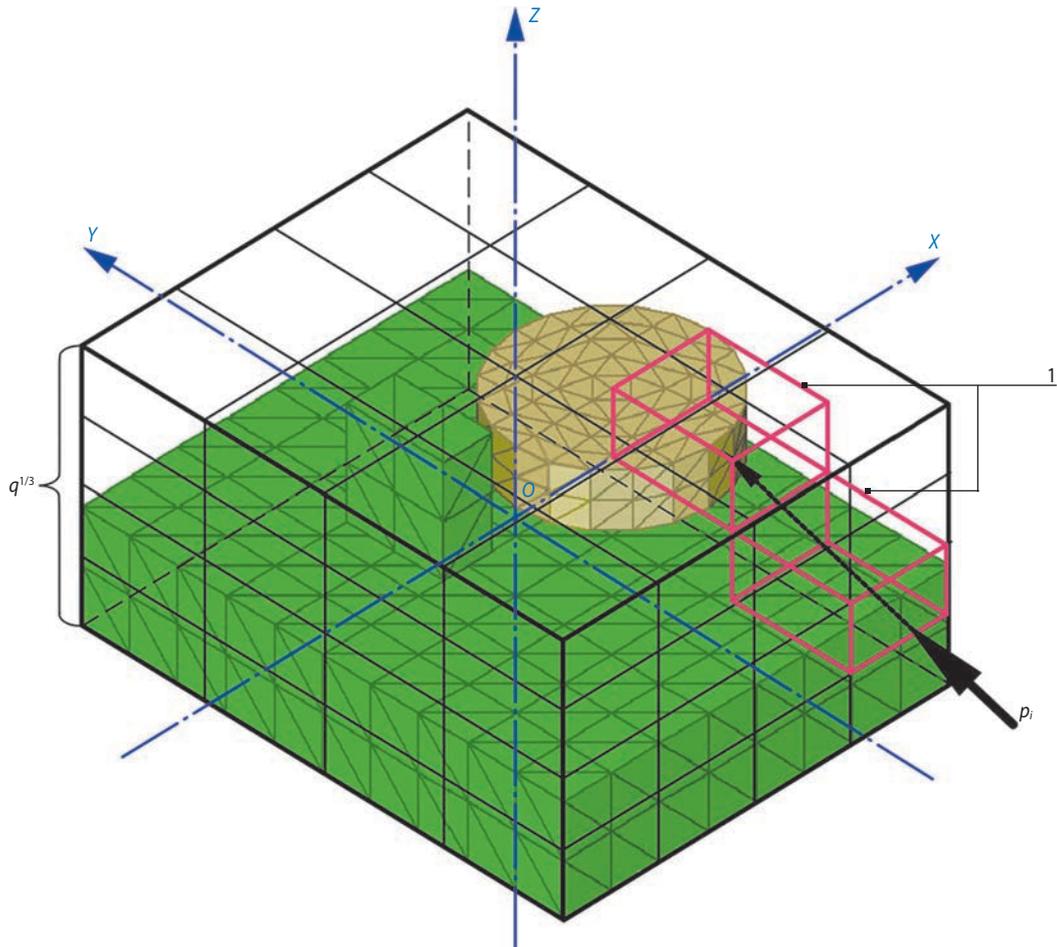
где p_+ – число попавших в ячейку лучей; p – общее число лучей, направленных в ячейку.

Для всего расчётного компонента, разбитого на сетку из n элементов, телесный угол определяется как среднее арифметическое взвешенное, т.е. через отношение суммы произведений телесного угла l -й ячейки на её площадь к площади сетки всего компонента:

$$\Omega = \frac{\sum_1^n \Omega_l S_l}{\sum_1^n S_l}, \quad (5)$$

где S_l – площадь l -й ячейки.

По результатам расчёта можно составить процентное распределение углов попадания для каждого расчётного компонента. Для этого необходимо вычислить угол α между плоскостью ячейки элемента l сетки расчётного компонента и направляющим вектором луча, исходящего в центроид этой ячейки, $d_{l,i}$.



1 – элементы объёмной сетки, пересекаемые лучом.

рисунок 2. Схема к оптимизации расчёта

3. Способ усовершенствования алгоритма расчёта

Для более рационального использования вычислительных ресурсов алгоритм расчёта был усовершенствован. Чтобы избежать полного обхода всех треугольников сетки окружающих поверхностей, область пространства в форме параллелепипеда, содержащая модель КА, разбивается на первичную трехмерную (объёмную) сетку из прямоугольных параллелепипедов (рисунок 2), грани которых параллельны координатным плоскостям. Если луч не пересекает элемент такой объёмной сетки, значит, заведомо не будет и пересечения с элементами треугольной сетки окружающих поверхностей, которые помещаются в его объёме.

Для определения числа элементов q , на которое необходимо разбить область пространства, решается задача нахождения минимума целевой функции $f(q)$. Для упрощения задачи каждое ребро параллелепипеда разбивается на равное количество частей $q^{1/3}$. Целевая функция имеет вид:

$$f(q) = \frac{p \cdot n \cdot q + p \cdot n \cdot \frac{1}{2} q^{\frac{1}{3}} m}{p \cdot n + p \cdot n \cdot g},$$

т.е.

$$f(q) = \frac{q + \frac{1}{2} q^{\frac{2}{3}} (n + g)}{1 + g}, \quad (6)$$

где в числителе – число операций при расчёте с использованием объёмной сетки, в знаменателе – число операций при расчёте полным перебором;

p – число лучей, направленных в одну ячейку;

n – число ячеек сетки расчётного объекта;

g – число ячеек сетки окружающих поверхностей;

q – число элементов объёмной сетки;

m – среднее число ячеек в одном элементе объёмной сетки, $m = \frac{n + g}{q}$.

При составлении выражения для числа операций при расчёте с использованием объёмной сетки выражение $\frac{1}{2} q^{\frac{1}{3}}$ означает среднее число элементов объёмной сетки, пересекаемое лучом до пересечения с расчётной ячейкой.

Для минимизации целевой функции полагаем:

$$f'(q) = \frac{1 - \frac{1}{3} q^{-\frac{2}{3}} (n + g)}{1 + g} = 0 \text{ и } f''(q) = \frac{5(n + g)}{9(1 + g)} q^{-\frac{8}{3}} > 0.$$

Поскольку второе условие для точки экстремума выполняется, число элементов объёмной сетки q , оптимальное для расчёта, равно:

$$q = \left(\frac{3}{n + g} \right)^{\frac{3}{5}}. \quad (7)$$

4. Применение описанной методики при расчёте вероятности непрооба баков КА

С использованием разработанной программы был проведён расчёт телесного угла для определения экранирования бака горючего КА окружающими конструкциями. Для этого была построена сеточная расчётная модель КА (рисунок 3) с сетками расчётного компонента и окружающих поверхностей.

При расчёте телесного угла каждая ячейка сетки расчётного компонента (бака горючего КА) окружается сферой из равномерно распределённых по её поверхности точек, а затем по алгоритму Моллера – Трумбора проверяется пересечение треугольников расчётной сетки окружающих поверхностей с лучом, исходящим из каждой точки в центроид текущей ячейки сетки расчётного компонента (общее число лучей $p=2450$).

В таблице 1 представлены результаты расчёта телесного угла по приведенной выше методике и итоговой формуле (5) для топливных баков КА.

Бак окислителя расположен внутри силового каркаса и экранируется баком горючего, поэтому ожидаемая величина телесного угла довольно мала. Это предположение подтверждается результатом расчёта: всего 1,9% окружающего пространства открыто для попадания частиц. Величина потока метеоро-техногенных тел при таких значениях будет близка к нулю, поэтому бак окислителя не является критичным к воздействию метеоро-техногенных тел.

Расчёт телесного угла для бака горючего показал, что его значение значительно (в 1,8 раз) отличается от принятого первоначально, определённого приближительным методом. Учитывая, что число пробоев пропорционально телесному углу, после уточняющего расчёта число пробоев снизилось соответствующим образом.

таблица 1 – Результаты расчёта экранирования (телесного угла) топливных баков КА окружающими конструкциями

расчётный компонент конструкции	телесный угол воздействия, ср	коэффициент экранирования для расчёта ($4\pi=1,0$)	экранирование окружающими конструкциями, %
бак горючего	0,8240π	0,206	79,40%
бак окислителя	0,0761π	0,019	98,10%

В таблице 2 представлено распределение углов попадания для каждого бака. Как видно, для бака горючего, находящегося снаружи силового корпуса, углы попадания охватывают весь спектр, и большая часть попавших лучей ограничивается углами до 60 градусов. Для бака окислителя, расположенного внутри силового каркаса и затеняемого баком горючего, частицы, направленные по нормали к поверхности, практически не будут иметь попаданий.

таблица 2 – Распределение углов попадания для топливных баков

угол, град	бак горючего	бак окислителя
0–10	0,1584	0,2111
10–20	0,1624	0,2117
20–30	0,1576	0,1717
30–40	0,1451	0,1381
40–50	0,1266	0,1077
50–60	0,1049	0,0755
60–70	0,0792	0,0488
70–80	0,0489	0,0267
80–90	0,0167	0,0086

По полученным значениям телесных углов был проведён расчёт вероятности непробоа бака горючего КА при воздействии метеорных тел в течение срока активного существования КА с использованием модели (ГОСТ 25645.128-85). Для проведения расчёта вероятности непробоа с учётом телесного угла в качестве исходных данных были взяты следующие характеристики топливного бака (таблица 3).

таблица 3 – Характеристики бака горючего КА

название конструкции	элемент конструкции	размеры	материал	толщина стенки, мм	телесный угол, ср
ДУ	бак горючего	$D=986,6$ мм	АМг6	3,3	0,8240π

таблица 4 – Количество пробоев N_T и вероятность отсутствия пробоя топливных баков ДУ КА за 3 года существования на орбите

название элемента конструкции	число пробоев элемента (системы), N_T	вероятность непробоа элемента (системы)
бак окислителя	–	≈1,00
бак горючего (уточненный телесный угол по предложенной методике)	$4,6240826 \cdot 10^{-3}$	0,99538659
бак горючего (приближенный телесный угол)	$8,3233486 \cdot 10^{-3}$	0,99171119
итого топливные баки ДУ		0,9954

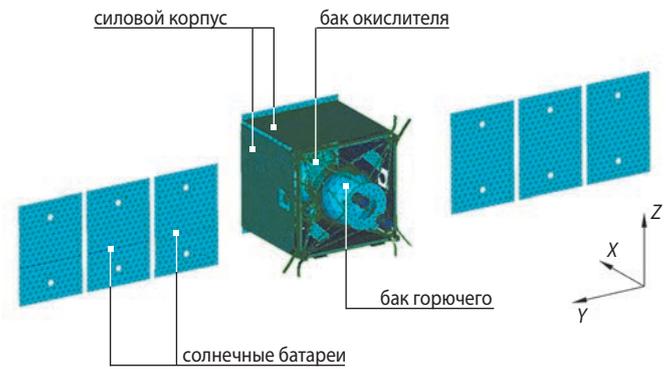


рисунок 3. Расчётная сеточная модель конструкции КА для определения экранирования элементов конструкции

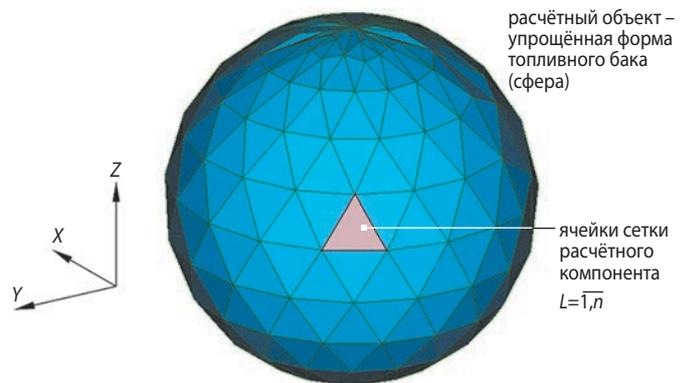


рисунок 4. 3D-модель топливного бака

Баллистическое уравнение для одиночной стенки, характеризующее её стойкость к пробоям высокоскоростными частицами, имеет вид (Модель космоса, 2007):

ОБ ОДНОЙ МЕТОДИКЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭКРАНИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ МЕТЕОРНЫХ ЧАСТИЦ

$$d_c = \left(0,106022 \cdot t_w \cdot H_B^{1/4} \sqrt{\frac{\rho_w}{\rho_p}} \left(\frac{c_w}{v_0 \cos \theta} \right)^{2/3} \right)^{18/19} \quad (8)$$

Переход к критической массе частицы сферической формы, при которой происходит пробой одиночной стенки, осуществляется по соотношению $m_c = \rho_p \pi d_c^3 / 6$.

Здесь d_c – критический диаметр ударника, см;

t_w – толщина преграды, см;

v_0 – скорость соударения, км/с;

θ – угол между направлением удара и нормалью к преграде;

ρ_p – удельный вес частицы, г/см³;

ρ_w – удельный вес материала стенки, г/см³;

m_c – критическая масса пробивающей частицы, г;

H_B – твердость по Бринеллю;

c_w – скорость звука в материале преграды.

Влияние ЭВТИ на проникающую способность высокоскоростных частиц можно оценить по формуле для увеличения эффективной толщины преграды при наличии ЭВТИ для скорости менее 7 км/с (Ryan S., Christiansen E., 2009):

$$t_{wEFF} = t_w + K_{MLI} \frac{AD_{MLI}}{\rho_w}, \quad (9)$$

где $K_{MLI} = 4,5$ – коэффициент, учитывающий влияние ЭВТИ; AD_{MLI} – поверхностная плотность (т.е. масса, приходящаяся на единицу площади) ЭВТИ, г/см².

Плотность метеорных тел в данном расчёте принята согласно модели MEM (Jones J. et al., 2004; McNamara H., Jones J., Kauffman B. et al., 2004) и диапазону масс наиболее вероятно встречающихся метеороидов в моделях Divine (Divine N., 1993), Divine – Staubach (Staubach P., Grün E., Jehn R., 1997) и SSP 30425 (ISS) (Drolshagen G., Dikarev V., Landgraf M. et al., 2008): $10^{-6} \text{ г} \leq m \leq 10^{-2} \text{ г}$, $\rho_p = 1,0 \text{ г/см}^3$.

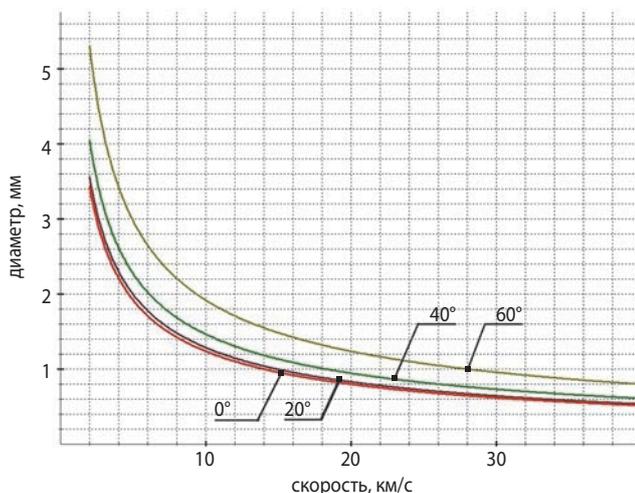


рисунок 5. Баллистическая предельная зависимость для пробоя метеорными телами одиночной стенки с ЭВТИ (бак горючего)

Для сплава АМг6, из которого сделан бак, физические характеристики следующие: $\rho_w = 2,64 \text{ г/см}^3$, $H_B = 65 \text{ кг/мм}^2$, $c_w = 5,5 \text{ км/с}$.

На рисунке 5 показана баллистическая предельная зависимость (БПЗ), представляющая собой график функции $d_c = f(v_0, \theta)$ с заданными параметрами соударения, соответствующими пробиванию метеорными частицами конструкции в виде одиночной стенки из АМг6 толщиной 3,3 мм под ЭВТИ (стенка бака горючего). Точки на кривой соответствуют пороговому диаметру пробивающей частицы для заданной скорости (при прочих фиксированных параметрах соударения), выше кривой лежит зона пробоя, ниже зона непробоя.

Результаты вычисления количества пробоев N_T за время полёта на орбите по формуле (1) и вероятности непробоя метеорными частицами (2) стенок топливных баков приведены в таблице 4.

Таким образом, ВВП топливных баков составил $P_0 = 0,9954$, это приемлемый уровень стойкости конструкции к метеорным воздействиям.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье описана методика расчёта экранирования элемента конструкции КА от воздействия метеорно-техногенных частиц, позволяющая повысить точность расчёта вероятности его непробоя при метеорно-техногенном воздействии. Методика основана на конечно-элементном разбиении конструкции поверхностной сеткой и применении алгоритма Моллера – Трумбора для определения пересечения луча и треугольника – конечного элемента. Траектории лучей являются уникальными для каждого конечного элемента и полностью охватывают окружающее его пространство, формируя вокруг центроида элемента сферу из точек начала этих лучей. Алгоритм расчёта реализован на языке программирования C++, проведена его оптимизация.

Результат применения описанной методики при расчёте экранирования баков КА показал, что уточненное значение меньше приближенного в 1,8 раза, что соответствующим образом влияет на число пробоев компонента и снижает вероятность его непробоя метеорно-техногенными частицами.

В ходе расчёта получено распределение углов соударения частиц с расчётным компонентом конструкции, что позволяет оценить уязвимость каждой детали конструкции в конкретном диапазоне углов попадания метеорно-техногенных частиц. Проведён расчёт вероятности непробоя для конструкции (бак горючего) КА с применением предложенной методики, показавший приемлемый уровень стойкости баков к метеорным воздействиям.

Полученные данные могут быть учтены при оценке необходимости применения локальной защиты от метеорно-техногенных воздействий.

список литературы

Анисимов С.И., Бушман А.В., Канель Г.И., Константинов А.Б. и др. Физика разрушения при высокоскоростном ударе // Письма в ЖЭТФ. 1984. Т. 39, вып. 1. С. 9-12.

Асатурьян В.С., Григорьев Д.И., Юмагулов Э.Р. Алгоритм реализации расчётов воздействия космического мусора на космические аппараты // Моделирование и анализ данных. 2019. Т. 9, № 2. С. 109-114.

Багров А.В., Леонов В.А., Сорокин Н.А. Метеорная опасность при межпланетных перелётах в плоскости эклиптики // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 1. С. 71-79.

ГОСТ 25645.128-85. Вещество метеорное. Модель пространственного распределения. М.: Государственный комитет СССР по стандартам. 1985. 24 с.

Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю., Паишков С.В., Христенко Ю.Ф. Экспериментальное исследование стойкости гофрированных сеточных противометеорных экранов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 24-32. DOI: 10.26162/LS.2021.51.1.004.

Добрица Д.Б. К вопросу расчета стойкости элементов конструкции космического аппарата при воздействии частиц космического мусора // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 53-58.

Добрица Д.Б. Методика расчета стойкости элементов конструкции космического аппарата при воздействии частиц космического мусора // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 3. С. 242.

Куренков В.И., Лукашев Л.Г., Юмашев Л.П. Оценка метеорно-техногенной опасности полета космического аппарата: учеб. пособие / Под ред. чл.-корр. РАН Д.И. Козлова. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т. 2004. 70 с.

Марков А.В., Коношенко В.П., Беглов Р.И. и др. Основные направления и результаты работ по защите российского сегмента МКС от метеороидов и космического мусора // Космическая техника и технологии. 2018. № 4. С. 16-28.

Мержиевский Л.А., Титов В.М. Защитные свойства тонкого экрана при высокоскоростном ударе // Журнал прикладной механики и технической физики. 1977. № 2. С. 134-139.

Мионов В.В., Толкач М.А. Баллистические предельные уравнения для оптимизации системы защиты космических аппаратов от микрометеороидов и космического мусора // Космическая техника и технологии. 2016. № 3. С. 26-42.

Модель космоса: Научно-информационное издание: В 2 т. / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. 1144 с.

Хамидуллина Н.М., Комбаев Т.Ш., Власенков Е.В., Зефирова И.В. и др. Радиационные условия на траектории полёта и на борту космического аппарата для исследования астероидов главного пояса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 8-11. DOI: 10.26162/LS.2020.50.4.002.

Christiansen E.L., Kerr J.H. Mesh Double-Bumper Shield: A low-weight alternative for spacecraft meteoroid and orbital debris protection // International Journal of Impact Engineering. 1993. Vol. 14. P. 169-180.

Christiansen E.L., Kerr J.H. Ballistic Limit Equations for Spacecraft Shielding // International Journal of Impact Engineering. 2001. Vol. 26. P. 93-104.

Divine N. Five Populations of Interplanetary Meteoroids // Journal of Geophysical Research. 1993. Vol. 98, Issue E9. P. 17029-17048.

Drolshagen G., Dikarev V., Landgraf M. et al. Comparison of Meteoroid Flux Models for Near Earth Space // Earth Moon Planets. 2008. Vol. 102, Issue 1-4. P. 191-197.

Jones J. et al. Meteoroid Engineering Model – Final Report, Space Environments and Effects Program SEE/CR-2004-400 // NASA Marshall Space Flight Center. 2004.

McNamara H., Jones J., Kauffman B. et al. Meteoroid Engineering Model (MEM): A Meteoroid Model for the Inner Solar System // Earth, Moon, and Planets. 2004. Vol. 95, Issue 1-4. P. 123-139.

Möller T., Trumbore B. Fast, minimum storage ray-triangle intersection // Journal of Graphics Tools. 1997. Vol. 2, № 1. P. 21-28.

Nysmith C.R. Penetration resistance of double-sheet structures at velocities to 8.8 km/sec. NASA Technical note. 1968.

Ryan S., Christiansen E. Micrometeoroid and Orbital Debris Shield Ballistic Limit Analysis Program // NASA/TM-2009 214789.

Schäfer F.K., Ryan S., Lambert M., Putzar R. Ballistic limit equation for equipment placed behind satellite structure walls // International Journal of Impact Engineering. 2008. Vol. 35. P. 1784-1791.

Staubach P., Grün E., Jehn R. The Meteoroid Environment near Earth // Advances in Space Research. 1997. Vol. 19, Issue 2. P. 301-308.

Статья поступила в редакцию 10.06.2021

Статья после доработки 16.06.2021

Статья принята к публикации 16.06.2021

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЙ АСПЕКТ ЗАДАЧИ СТРУКТУРНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



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



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

METHODOLOGICAL ASPECT OF THE PROBLEM OF STRUCTURAL IDENTIFICATION OF THE PARAMETERS OF THE DYNAMIC SCHEME OF A SPACECRAFT



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



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

В статье по результатам тестовых тарировочных моментных возмущений космического аппарата в ходе лётных испытаний рассматриваются этапы структурной идентификации динамической схемы.

Ключевые слова: динамическая модель; идентификация; имитационное моделирование; спектр; гармонический анализ.

DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.006

ВВЕДЕНИЕ

Для обеспечения устойчивости движения космического аппарата (КА) на различных этапах полёта необходимо с достаточной степенью достоверности уметь предсказывать его динамическое поведение с учётом всех возмущающих факторов (Шевченко С.Н., 2020).

Степень приближения математического описания системы к её реальному физическому поведению определяет правильность выбора параметров контура управления, обеспечивающих устойчивость её движения при выполнении целевой задачи (Мошшеев А.А., Ширшаков А.Е., 2020). Модельное описание фактически производится при составлении динамической схемы изделия, которая представляет собой совокупность дифференциальных уравнений совместного

The article discusses the stages of structural identification of a dynamic scheme based on the results of test calibration moment disturbances of the spacecraft during flight tests.

Key words: dynamic model; identification; simulation modeling; spectrum; harmonic analysis.

и относительного движения корпуса и упругих элементов конструкции (Понтрягин Л.С., 1988).

Действительные значения параметров элементов конструкции КА всегда отличаются от номинальных (расчётных, принятых при проектировании), что обусловлено действием целого ряда производственных и эксплуатационных факторов (Огородников Ю.И., 2017). Вследствие отклонения действительных параметров элементов конструкции КА от расчётных динамика модели, принятой при проектировании, существенно отличается от динамики реального объекта, и это может значительно снизить эффективность разработанной системы управления (Деменко О.Г. и др., 2020).

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Для эффективного управления КА необходимо располагать точными оценками параметров, анализируя реальные значения параметров в режиме штатного функционирования, управляемого КА (Jin Lu et al., 2008). Поэтому задача идентификации параметров конструкции КА на основе экспериментальных данных для последующей реализации в алгоритмах управления полётом является очень востребованной.

Под идентификацией в технической литературе принято понимать процедуру построения математических моделей объектов по доступной для измерения информации о входных и выходных параметрах (Дейч А.М., 1979). Различают три уровня идентификации динамических систем в зависимости от наличия априорной информации об объекте (Паймушин В.Н. и др., 2019): идентификация объекта, информация о котором не известна – так называемая проблема «чёрного» ящика; проблема «белого» ящика – осуществление идентификации объекта с известной структурой или видом дифференциального уравнения динамики, но неизвестными значениями параметров; идентификация объекта с известными структурой и номинальными (расчётными) значениями параметров (Вибрации в технике, 1985). К числу эффективных методов идентификации второго и третьего уровня относится метод параметрической идентификации, который является универсальным: он применим и к линейным, и к нелинейным моделям управляемых динамических систем для идентификации как стационарных, так и нестационарных параметров, поскольку процесс идентификации

возможен как на собственном свободном движении (при отключенном управлении), так и на вынужденном движении в процессе нормального функционирования управляемого объекта (Телепнев П.П. и др., 2020).

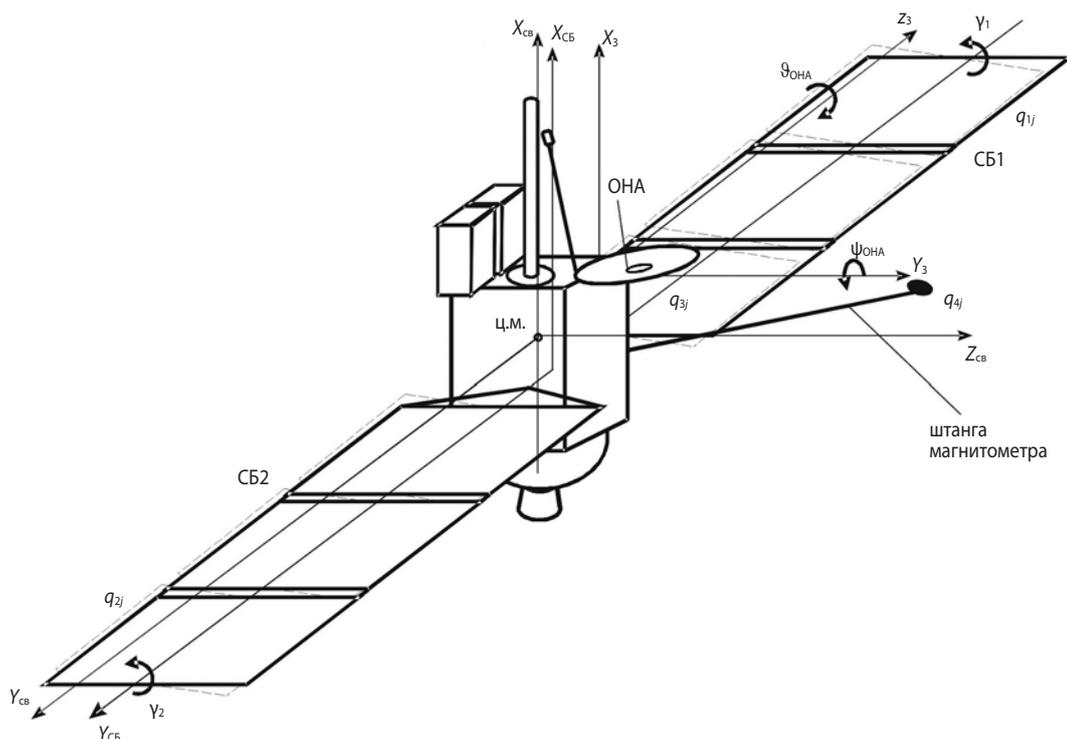
1. Постановка задачи

Задача параметрической идентификации системы заключается в нахождении оценки вектора идентифицируемых параметров $p(t)$ по имеющимся экспериментальным данным – по значениям входных воздействий и измеряемых переменных состояния управляемого объекта, собранных в дискретные моменты времени на интервале идентификации T , при которых заданная аналитическая зависимость будет наилучшим образом аппроксимировать экспериментальные данные (Колмогоров А.Н. и др., 2004).

2. Динамическая схема КА

Динамическая схема КА представляет собой систему дифференциальных уравнений, описывающих пространственное движение изделия с учётом упругих колебаний низкочастотных осцилляторов (Ефанов В.В. и др., 2017).

Возмущенное движение аппарата рассматривается в связанной системе координат ($O_{св} X_{св} Y_{св} Z_{св}$) с началом в центре масс (ЦМ) КА, направление её осей показано на рисунке 1. Для рассмотрения поворота панелей солнечных батарей (СБ) предназначена



рисунки 1. Схема космического аппарата

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЙ АСПЕКТ ЗАДАЧИ СТРУКТУРНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

неподвижная система координат $O_{CB}X_{CB}Y_{CB}Z_{CB}$, оси которой сонаправлены осям $O_{c6}X_{c6}Y_{c6}Z_{c6}$, а центр находится на пересечении оси OX аппарата с плоскостью установки солнечных батарей в раскрытом нулевом положении.

Обозначим γ_i – угол между плоскостью i -й панели СБ и плоскостью $O_{CB}Y_{CB}Z_{CB}$; положительному γ_i соответствует поворот против часовой стрелки со стороны оси $O_{CB}Y_{CB}$, $i=1, 2$ – номер панели (1 – панель, направленная в сторону минус Y , 2 – в сторону плюс Y). Система координат $O_3X_3Y_3Z_3$ введена для рассмотрения движения остронаправленной антенны (ОНА).

В низкочастотной динамической схеме изделие считается состоящим из корпуса, рассматриваемого как абсолютно твёрдое тело, и упругих осцилляторов: двух крыльев СБ (плюс Y и минус Y), остронаправленной антенны и штанги магнитометра.

Линейные дифференциальные уравнения движения КА в связанной системе координат (СК) с учётом влияния колебаний упругих элементов и внешних возмущающих воздействий имеют следующий вид:

Корпус КА

$$m\dot{V}_x + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} (a_{xij} \sin \gamma_i + a_{zij} \cos \gamma_i) \ddot{q}_{ij} + \sum_{i=3}^4 \sum_{j=1}^{n_i} a_{xij} \ddot{q}_{ij} = \\ = R_x - R_1^{\text{имп}} \cos \gamma_1 - R_2^{\text{имп}} \cos \gamma_2;$$

$$m\dot{V}_y + \sum_{i=1}^7 \sum_{j=1}^{n_i} a_{yij} \ddot{q}_{ij} = R_y;$$

$$m\dot{V}_z + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} (-a_{xij} \sin \gamma_i + a_{zij} \cos \gamma_i) \ddot{q}_{ij} + \sum_{i=3}^4 \sum_{j=1}^{n_i} a_{zij} \ddot{q}_{ij} = \\ = R_z + R_1^{\text{имп}} \sin \gamma_1 + R_2^{\text{имп}} \sin \gamma_2;$$

$$I_{xx} \dot{\omega}_x - I_{xy} \dot{\omega}_y - I_{xz} \dot{\omega}_z + (I_{zz} - I_{yy}) \omega_x \omega_y + I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) + \\ + I_{xy} \omega_x \omega_z - I_{zx} \omega_x \omega_y + \dot{H}_x + H_z \omega_y - H_y \omega_z + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} (b_{xij} \cos \gamma_i + \\ + b_{zij} \sin \gamma_i) \ddot{q}_{ij} + \sum_{i=3}^4 \sum_{j=1}^{n_i} b_{xij} \ddot{q}_{ij} = M_x + M_{\Psi_{\text{ОНА}}} \sin \Psi_{\text{ОНА}} + \\ + R_1^{\text{имп}} y_{n1} \sin \gamma_1 + R_2^{\text{имп}} y_{n2} \sin \gamma_2;$$

$$I_{yy} \dot{\omega}_y - I_{xy} \dot{\omega}_x - I_{yz} \dot{\omega}_z + (I_{xx} - I_{zz}) \omega_x \omega_z + I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) - \\ - I_{xy} \omega_x \omega_z + I_{zy} \omega_x \omega_y + \dot{H}_y + H_x \omega_z - H_z \omega_x + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} b_{yij} \ddot{q}_{ij} + \\ + \sum_{i=3}^4 \sum_{j=1}^{n_i} b_{yij} \ddot{q}_{ij} = M_y - M_{\Psi_{\text{ОНА}}} \cos \Psi_{\text{ОНА}} + M_{\Pi 1} + M_{\Pi 2} - \\ + R_1^{\text{имп}} x_{n1} \sin \gamma_1 - R_2^{\text{имп}} x_{n2} \sin \gamma_2 - R_1^{\text{имп}} z_{n1} \cos \gamma_1 - R_2^{\text{имп}} z_{n2} \cos \gamma_2;$$

$$I_{zz} \dot{\omega}_z - I_{xz} \dot{\omega}_x - I_{zy} \dot{\omega}_y + (I_{yy} - I_{xx}) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + \\ + I_{xz} \omega_x \omega_z - I_{yz} \omega_x \omega_z + \dot{H}_z + H_y \omega_x - H_x \omega_y + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_i} (-b_{xij} \sin \gamma_i + \\ + b_{zij} \cos \gamma_i) \ddot{q}_{ij} + \sum_{i=3}^4 \sum_{j=1}^{n_i} b_{zij} \ddot{q}_{ij} = M_z + M_{\Psi_{\text{ОНА}}} + R_1^{\text{имп}} y_{n1} \cos \gamma_1 + \\ + R_2^{\text{имп}} y_{n2} \cos \gamma_2.$$

Панель СБ1

$$A(\ddot{q}_{1j} + \varepsilon_{1j} \dot{q}_{1j} + \omega_{1j}^2 q_{1j}) + (b_{x1j} \cos \gamma_1 + b_{z1j} \sin \gamma_1) \dot{\omega}_x + b_{y1j} \dot{\omega}_y + \\ + (-b_{x1j} \sin \gamma_1 + b_{z1j} \cos \gamma_1) \dot{\omega}_z + (a_{x1j} \cos \gamma_1 + a_{z1j} \sin \gamma_1) \dot{V}_x + \\ + a_{y1j} \dot{V}_y + (-a_{x1j} \sin \gamma_1 + a_{z1j} \cos \gamma_1) \dot{V}_z = a_{q1j} M_{\Pi 1}, \\ j=1, \dots, n_1.$$

Панель СБ2

$$A(\ddot{q}_{2j} + \varepsilon_{2j} \dot{q}_{2j} + \omega_{2j}^2 q_{2j}) + (b_{x2j} \cos \gamma_2 + b_{z2j} \sin \gamma_2) \dot{\omega}_x + b_{y2j} \dot{\omega}_y + \\ + (-b_{x2j} \sin \gamma_2 + b_{z2j} \cos \gamma_2) \dot{\omega}_z + (a_{x2j} \cos \gamma_2 + a_{z2j} \sin \gamma_2) \dot{V}_x + \\ + a_{y2j} \dot{V}_y + (-a_{x2j} \sin \gamma_2 + a_{z2j} \cos \gamma_2) \dot{V}_z = a_{q2j} M_{\Pi 2}, \\ j=1, \dots, n_2.$$

ОНА

$$A(\ddot{q}_{3j} + \varepsilon_{3j} \dot{q}_{3j} + \omega_{3j}^2 q_{3j}) + b_{x3j} \dot{\omega}_x + b_{y3j} \dot{\omega}_y + b_{z3j} \dot{\omega}_z + a_{x3j} \dot{V}_x + \\ + a_{y3j} \dot{V}_y + a_{z3j} \dot{V}_z = a_{q3j} M_{\Psi} M_{\Psi_{\text{ОНА}}} + a_{q3j} M_{\Psi} M_{\Psi_{\text{ОНА}}}, j=1, \dots, n_3.$$

Штанга магнитометра

$$A(\ddot{q}_{4j} + \varepsilon_{4j} \dot{q}_{4j} + \omega_{4j}^2 q_{4j}) + b_{x4j} \dot{\omega}_x + b_{y4j} \dot{\omega}_y + b_{z4j} \dot{\omega}_z + a_{x4j} \dot{V}_x + \\ + a_{y4j} \dot{V}_y + a_{z4j} \dot{V}_z = 0, j=1, \dots, n_4.$$

В уравнениях движения приняты следующие обозначения:

m – масса КА;

I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} – центральные осевые моменты инерции КА;

I_{xy}, I_{xz}, I_{yz} – центробежные осевые моменты инерции КА;

V_x, V_y, V_z – проекции линейной скорости ц.м. на связанные оси КА;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости КА на оси связанной СК;

H_x, H_y, H_z – кинетические моменты двигателей-маховиков;

R_x, R_y, R_z – проекции внешних и внутренних возмущающих и управляющих сил на связанные оси КА;

M_x, M_y, M_z – проекции внешних и внутренних возмущающих и управляющих моментов на связанные оси КА;

$R_i^{\text{инп}} = m_{\text{п}i} \ddot{\gamma}_i r_{\text{цм}i}$ – неуравновешенные инерционные силы, возникающие при вращении i -й панели СБ и обусловленные смещением её ц.м. от оси вращения, Н;

$m_{\text{п}1}$ и $m_{\text{п}2}$ – массы вращающихся частей панелей СБ;

$\ddot{\gamma}_i = \frac{M_{\text{п}i}}{J_{\text{СБ}i}}$ – угловое ускорение i -й панели СБ при действии момента от привода солнечной батареи;

$M_{\text{п}1}, M_{\text{п}2}$ – моменты от приводов панелей СБ, Н·м;

$r_{\text{цм}1}$ и $r_{\text{цм}2}$ – смещение ц.м. i -й панели СБ от её оси вращения при $\gamma_i=0$;

$y_{\text{п}1}$ и $y_{\text{п}2}$ – координаты ц.м. панелей СБ в связанной СК, м;

q_{ij} – обобщенная координата, характеризующая упругие перемещения i -го осциллятора ($i=1, \dots, 4$) по его j -му тону колебаний ($j=1, \dots, n_i$);

n_i – количество учитываемых тонов упругих колебаний для i -го осциллятора;

a_{vij} – коэффициент присоединённой массы, задающий влияние j -го упругого тона колебаний i -го осциллятора на поступательное перемещение ц.м. объекта в направлении оси v ($v=x, y, z$) и наоборот;

b_{vij} – коэффициент присоединённого момента, задающий влияние j -го упругого тона колебаний i -го осциллятора на вращательное движение объекта относительно оси v ($v=x, y, z$), и наоборот;

таблица 1 – Исходные данные

номер осциллятора (i)	тон колебаний (j)	ω_{ij}^2 , 1/с ²	ε_{ij} , 1/с	a_{xij} , кг	a_{yij} , кг	a_{zij} , кг	b_{xij} , кг·м	b_{yij} , кг·м	b_{zij} , кг·м
1	1	1.98	*	4.59	0.00	0.00	0.00	-0.41	25.03
1	2	28.36	0.051	0.00	-0.13	5.21	-26.83	0.00	0.05
1	3	41.97	0.103	0.26	0.00	0.00	0.00	-3.84	0.60
1	4	64.92	0.128	-2.79	0.00	0.00	0.00	-0.06	-7.64
1	5	350.12	0.298	0.54	0.00	0.00	0.00	-1.92	1.18
1	6	403.18	0.320	1.55	0.00	0.00	0.00	0.19	3.48
2	1	2.14	*	-4.59	0.00	0.00	0.00	-0.41	24.93
2	2	28.37	0.051	0.00	-0.13	5.20	26.70	0.00	0.05
2	3	41.97	0.103	0.26	0.00	0.00	0.00	3.85	-0.59
2	4	64.92	0.128	-2.79	0.00	0.00	0.00	0.06	7.57
2	5	350.12	0.298	0.54	0.00	0.00	0.00	1.94	-1.16
2	6	403.24	0.320	1.54	0.00	0.00	0.00	-0.17	-3.43
3	1	212.20	0.232	-2.35	0.37	0.74	-0.71	-5.63	0.58
3	2	359.63	0.302	-0.34	-1.53	0.36	2.90	-1.26	-2.38
3	3	1996.67	0.712	0.04	1.86	-0.18	-4.26	0.16	1.31
4	1	5.59	0.008	-1.91	0.37	0.45	-2.66	-12.68	-0.99
4	2	5.69	0.008	-0.36	-1.94	0.08	12.37	-2.38	-2.29
4	3	315.34	0.198	0.88	-0.35	-0.19	1.05	2.35	0.58
4	4	318.39	0.199	-0.34	-0.89	0.08	2.30	-0.91	-0.38

* Зависимость коэффициентов демпфирования ε_{11} и ε_{21} первого тона упругих колебаний СБ от амплитуд (абсолютных значений) обобщённых координат A_{11} и A_{21} приведена на рисунке 2.

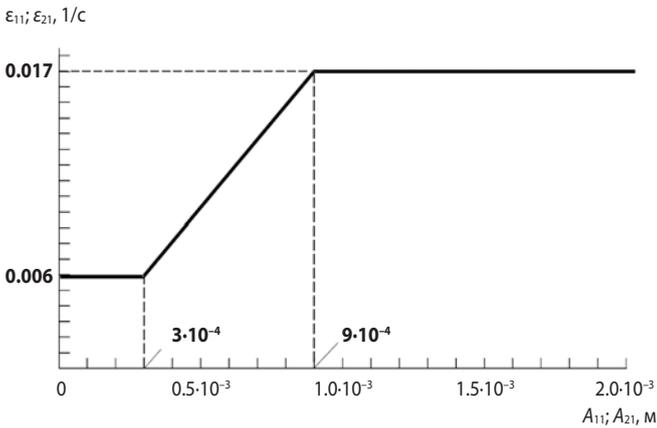


рисунок 2. Кривая зависимости коэффициентов демпфирования

ϵ_{ij} – коэффициент демпфирования j -го упругого тона колебаний i -го осциллятора;

ω_{ij}^2 – коэффициент жёсткости осциллятора, равный значению квадрата круговой частоты колебаний j -го упругого тона колебаний i -го осциллятора;

$a_{q1j}M_{П1}, a_{q2j}M_{П2}$ – коэффициенты, задающие распределение возмущения от привода по тонам упругих колебаний панелей СБ,

$a_{qij}M_{Пi}$ – коэффициент присоединённого момента i -й панели СБ по j -му тону колебаний, приведённый к оси вращения панели;

$\psi_{ОНА}$ – угол поворота ОНА неподвижным приводом;

$\vartheta_{ОНА}$ – угол поворота ОНА подвижным приводом;

$a_{q3j}M_{\psi}, a_{q3j}M_{\vartheta}$ – коэффициенты, задающие распределение возмущений от приводов ОНА по тонам упругих колебаний остронаправленной антенны.

Коэффициенты уравнений движения для рассматриваемого этапа полёта (КА в рабочем положении, без адаптера, полностью запровлен) приведены в таблице 1.

3. Методика идентификации параметров динамической схемы

Методика определения основных параметров динамической схемы основывается на предположении, что полученная выборка свободного движения представляет собой общее решение системы линейных дифференциальных уравнений (Yingbo Hua et al., 1990), т.е. имеет вид

$$y(t) = \sum_{j=1}^n A_j e^{-\delta_j t} \sin(2\pi f_j t + \varphi_j),$$

где n – общее число искоемых составляющих в выборке;

A_j – амплитуда j -й гармонической составляющей;

δ_j – декремент затухания j -й гармонической составляющей;

f_j – частота j -й гармонической составляющей;

φ_j – фаза j -й гармонической составляющей;

t – время.

Дальнейшие действия заключаются в том, чтобы максимально приблизить зависимость к колебательной части полученного по каналам телеметрии сигнала (Оппенгейм А.В. и др., 1979). Для получения идентифицируемого сигнала необходимо провести ряд предварительных операций:

1. Визуально выделить участок замеренной информации;
2. Удалить из полученного сигнала высокочастотные шумовые и постоянные составляющие (производится путём фильтрации низкочастотной составляющей и/или удалением полиномиального тренда);
3. Используя алгоритм быстрого преобразования Фурье (БПФ), определить частотные диапазоны основных гармонических составляющих сигнала;
4. Сдвинуть сигнал в начало временной оси для правильной оценки диссипативных и фазовых характеристик.

Подготовленный таким способом сигнал используется в качестве таблично заданной функции $X_i = x(t_i)$ при его аппроксимации представленной зависимостью для определения параметров процесса.

Подбор параметров осуществляется методом наименьших квадратов.

Поскольку задача идентификации ставится как нахождение таких оценок неизвестных параметров, при которых заданная уравнением аналитическая зависимость будет наилучшим образом аппроксимировать экспериментальные данные, то в качестве критерия близости используем минимум квадратичной невязки J значений фактических переменных и модельных (Remy Boyer et al., 2002). То есть искоемые параметры A_j, δ_j, f_j и φ_j определяются путём минимизации функции следующего вида:

$$J = \sum_{i=1}^m (x_i - \sum_{j=1}^n A_j e^{-\delta_j t_i} \sin(2\pi f_j t_i + \varphi_j))^2 \rightarrow \min,$$

где x_i – значения колеблющейся величины, полученной в результате обработки экспериментальных данных;

t_i – моменты времени, соответствующие замерам x_i ;

m – количество используемых замеров.

Перечислим основные факторы, наиболее существенно влияющие на достоверность и точность функционирования методики:

- количество гармонических составляющих, проявляющихся в исследуемой выборке;
- близость расположения частот этих составляющих;

- длина выборки (определяет необходимое число периодов движения по самой низкой частоте, при которой методика ещё позволяет её достоверно оценить);
- шаг записи сигнала (определяет необходимое число точек на периоде движения самой высокой частоты);
- разброс амплитуд отдельных движений составляющих выборки;
- наличие в исследуемой выборке ненаблюдаемых входных воздействий.

Все перечисленные факторы взаимосвязаны, их влияние на точность и достоверность полученного результата определяется их сочетанием. Поэтому исследование должно проводиться для каждого фактора при вариации остальных. В этом случае в качестве параметров выступают переменные параметры – элементы функциональных пространств. Вектор идентифицируемых параметров является элементом функционального пространства, а сам подход к параметрической идентификации нелинейной нестационарной модели управляемой динамической системы сделан с позиций функционального анализа (Канторович Л.В. и др., 1977).

4. План эксперимента

Определение параметров динамической схемы КА осуществлялось путём анализа данных телеметрии по угловому положению КА в свободном движении при известной истории внешних возмущений. В ходе лётных испытаний был разработан и реализован эксперимент по тарированному моментному возмущению КА и записи с требуемой частотой опроса значений угловых приращений при временном отсутствии управляющих воздействий на КА (Налимов В.В., 1971).

Реализация предложенного эксперимента заключалась в проведении угловой переориентации аппарата на двигателях стабилизации на заданный угол с последующим расширением зоны нечувствительности системы управления для получения определенного периода неуправляемого движения. В этом случае должны возбудиться свободные колебания упругих осцилляторов изделия, анализ влияния которых на угловое движение аппарата позволит подтвердить либо уточнить параметры динамической схемы в части жёсткостных, диссипативных и инерционно-массовых характеристик его нежестких элементов.

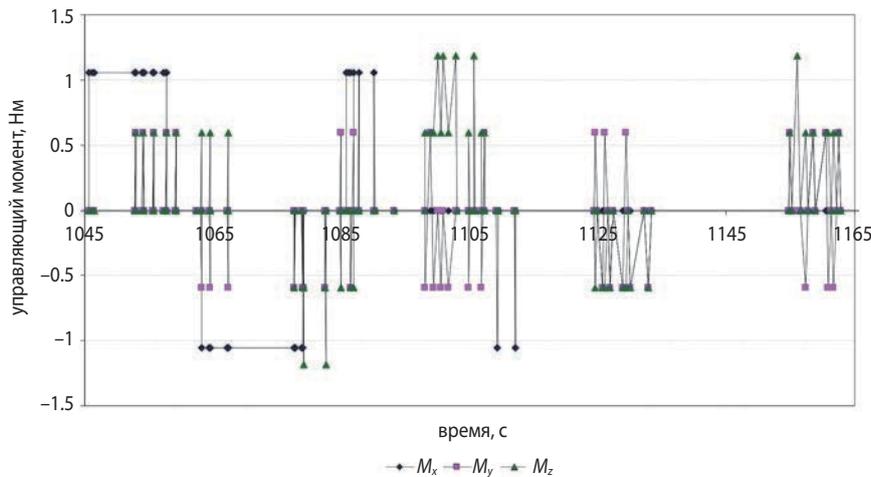


рисунок 3. Управляющие моменты во время первого манёвра (разворот на плюс 3° относительно оси X)

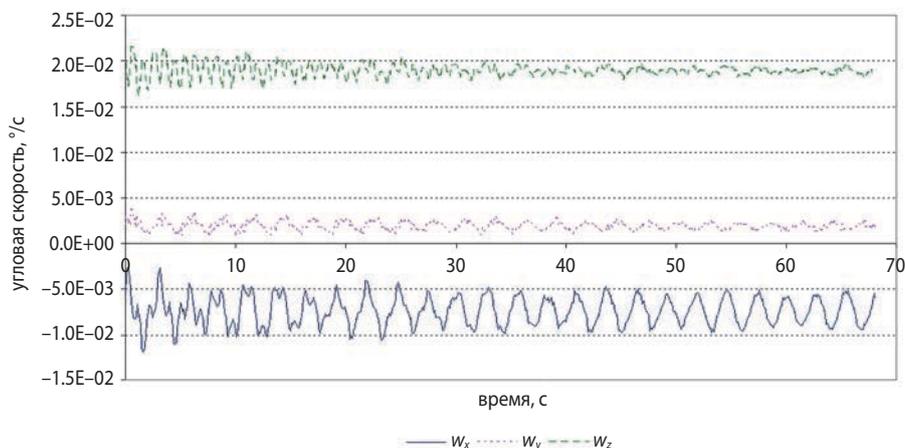


рисунок 4. Зависимость угловой скорости КА от времени для разворота по оси X на плюс 3° со скоростью $0.3^\circ/\text{с}$

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЙ АСПЕКТ ЗАДАЧИ СТРУКТУРНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

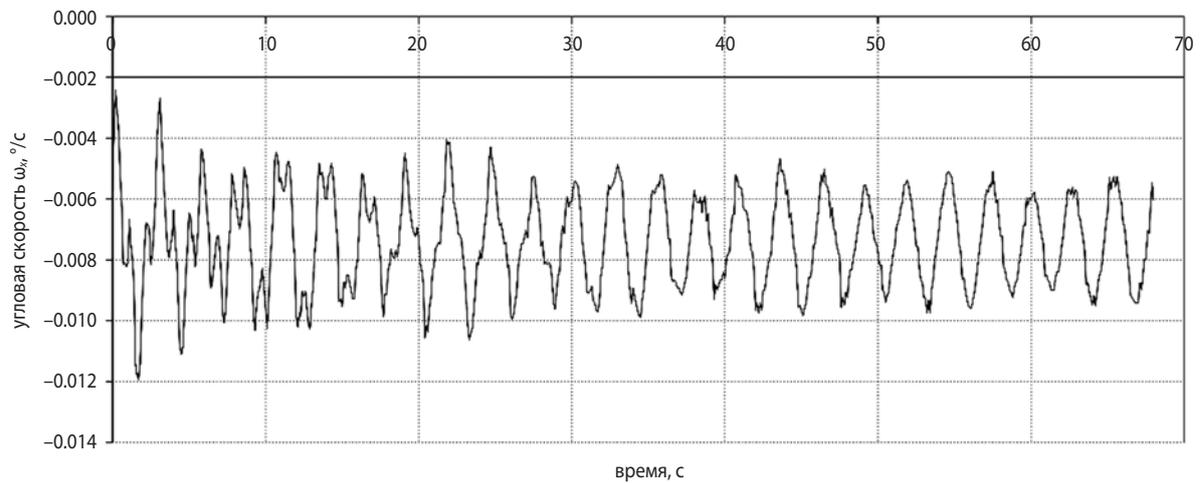


рисунок 5. Зависимость угловой скорости КА относительно оси X после первого разворота

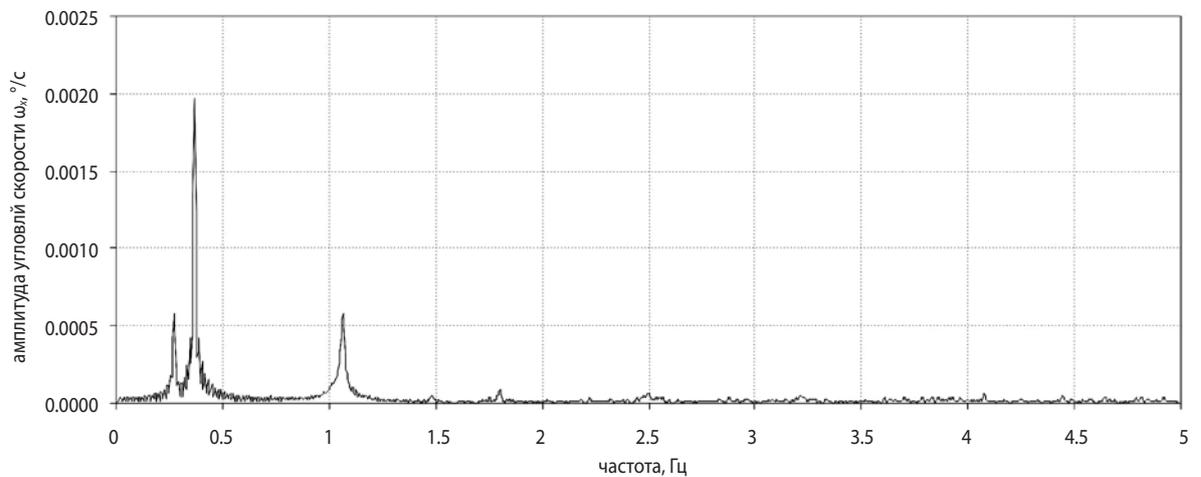


рисунок 6. Спектр колебательного процесса

При проведении эксперимента была реализована циклограмма из шести случаев возмущения КА: программный разворот в положительном, затем в отрицательном направлении на угол три градуса вокруг каждой из трёх осей стабилизации со скоростью $0.3^\circ/\text{с}$ с последующим расширением зоны нечувствительности алгоритма стабилизации до восьми градусов и регистрацией телеметрической информации по угловым скоростям в течение 68 секунд с частотой опроса 10 Гц. Использовалась телеметрическая информация гироскопического интегратора вектора угловой скорости (ГИВУС) для определения характеристики движения КА как системы в целом.

5. Оценка значений жёсткостных и диссипативных параметров КА по результатам лётных испытаний

В ходе эксперимента была реализована вышеприведенная циклограмма шести разворотов на двигателях стабилизации. Методические аспекты практической идентификации по телеметрической информации с ГИВУСа рассмотрим на примере пер-

вого программного разворота по оси X на плюс 3° со скоростью $0.3^\circ/\text{с}$. На рисунке 3 приведён график управляющего воздействия, а на рисунке 4 — ответная реакция КА на воздействие в виде временной зависимости угловой скорости.

Обработка полученных в процессе эксперимента данных проводилась в два этапа.

На первом этапе определялись предварительные оценки значений жёсткостных (частота) и диссипативных (декремент колебаний) характеристик проявившихся осцилляторов с использованием методов гармонического анализа (Розин П.Е., 2020). Соответствие определяемых характеристик и параметров динамической схемы приведено в таблице 2.

таблица 2 — Характеристики и параметры динамической схемы

определяемый параметр	параметр динамической схемы
f — частота, Гц	ω^2 — квадрат круговой частоты, $1/\text{с}^2$
δ — декремент колебаний	ε — коэффициент демпфирования, $1/\text{с}$

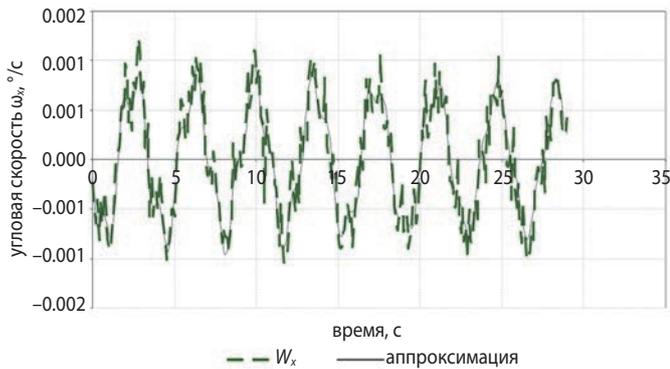


рисунок 7. Аппроксимация сигнала затухающим синусоидальным сигналом (damped sinusoidal signals)

Согласно с методикой идентификации параметров динамической схемы (Телепнев П.П. и др., 2017) произведена предварительная обработка телеметрической информации:

1. Посредством механизма графической визуализации выделена часть сигнала, соответствующая развороту КА на 3° вокруг оси X (рисунок 5).

2. С использованием дискретного преобразования Фурье определён спектральный состав колебательного процесса. По выделенным частотам основных составляющих сигнала устанавливается количество основных гармонических составляющих отклика системы и выделяются частотные диапазоны для более точного определения её параметров.

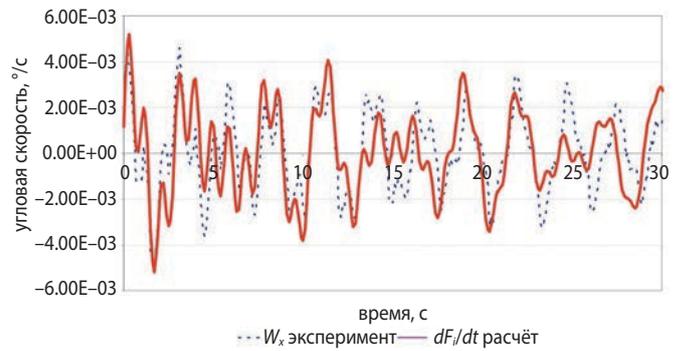


рисунок 8. Разворот на плюс 3° относительно оси X , W_x (сходимость результатов моделирования с экспериментальными данными 72%)

Спектр сигнала на рисунке 6 отражает три основные гармоники, соответствующие собственным частотам первого тона колебаний панелей солнечных батарей «из плоскости» колебаний, первого тона колебаний длинномерного осциллятора – штанги магнитометра и первого тона колебаний панелей солнечных батарей «в плоскости» колебаний (таблица 3).

таблица 3 – Значения величин основных гармоник

гармоника	частота, Гц	декремент	амплитуда, $^\circ/\text{с}$	фаза, рад
1	0.27	0.06	0.00	1.81
2	0.37	0.01	0.00	0.90
3	1.06	0.05	0.00	5.97

таблица 4 – Значения коэффициентов низкочастотной динамической схемы

осциллятор (i)	тон колебаний (j)	ω_{ij}^2 , $1/\text{с}^2$	ε_{ij} , $1/\text{с}$	a_{xij} , кг	a_{yij} , кг	a_{zij} , кг	b_{xij} , кг·м	b_{yij} , кг·м	b_{zij} , кг·м
солнечная батарея 1	1	2.09	0.028	4.59	0.00	0.00	0.00	-0.41	25.03
солнечная батарея 1	2	27.43	0.077	0.00	-0.13	5.21	-23.50	2.09	0.05
солнечная батарея 1	3	41.97	0.103	0.26	0.00	0.00	0.00	-3.90	0.60
солнечная батарея 1	4	64.92	0.128	-2.79	0.00	0.00	0.00	-0.16	-7.64
солнечная батарея 1	5	350.12	0.298	0.54	0.00	0.00	0.00	-1.68	1.18
солнечная батарея 1	6	403.18	0.320	1.55	0.00	0.00	0.00	0.50	3.48
солнечная батарея 2	1	2.00	0.027	-4.59	0.00	0.00	0.00	-0.63	24.93
солнечная батарея 2	2	25.56	0.074	0.00	-0.13	5.20	23.00	2.09	0.05
солнечная батарея 2	3	41.97	0.103	0.26	0.00	0.00	0.00	3.91	-0.59
солнечная батарея 2	4	64.92	0.128	-2.79	0.00	0.00	0.00	0.02	7.57
солнечная батарея 2	5	350.12	0.298	0.54	0.00	0.00	0.00	1.71	-1.16
солнечная батарея 2	6	403.24	0.320	1.54	0.00	0.00	0.00	-0.43	-3.43
остронаправленная антенна	1	212.20	0.232	-2.35	0.37	0.74	-0.71	-5.63	0.58
остронаправленная антенна	2	359.63	0.302	-0.34	-1.53	0.36	2.90	-1.26	-2.38
остронаправленная антенна	3	1996.67	0.712	0.04	1.86	-0.18	-4.26	0.16	1.31
штанга магнитометра	1	4.83	0.010	-1.91	0.37	0.45	-2.66	-12.68	-0.99
штанга магнитометра	2	5.11	0.010	-0.36	-1.94	0.08	12.37	-2.38	-2.29
штанга магнитометра	3	315.34	0.198	0.88	-0.35	-0.19	1.05	2.35	0.58
штанга магнитометра	4	318.39	0.199	-0.34	-0.89	0.08	2.30	-0.91	-0.38

Проведя аппроксимацию сигнала суммой соответствующих этим параметрам гармоник, получим значение искомым частот (иллюстрация полученной аппроксимации приведена на рисунке 7).

На втором этапе окончательное уточнение значений параметров динамической схемы КА производится путём итерационного сравнения результатов имитационного моделирования эксперимента с данными телеметрии при вариации соответствующих коэффициентов уравнений динамической схемы изделия (*Erwei Bai et al.*, 1988).

Аналогичным способом обработаны записи всех шести проведённых в процессе испытаний манёвров и проведён их статистический анализ.

По экспериментально определённым характеристикам динамической схемы упругой конструкции (формы, частоты и декременты колебаний) корректируются значения коэффициентов низкочастотной динамической схемы. Последующее моделирование параметров колебаний, возбуждаемых импульсной работой исполнительных органов КА (в таблице 4 жирным шрифтом выделены варьируемые при моделировании параметры), позволяет оценить адекватность полученной динамической схемы по сходимости результатов моделирования с экспериментом (рисунок 8).

Процесс окончательного уточнения коэффициентов уравнений динамической схемы считался удовлетворительным при достижении сходимости между результатами моделирования и данными телеметрии более 70%.

Для получения удовлетворяющих этому требованию результирующих оценок искомым параметров динамической схемы предлагается следующий итерационный алгоритм.

1. Исходная динамическая схема изделия корректируется в соответствии с результатами, полученными на первом этапе идентификации (т.е. в части жёсткостных и диссипативных характеристик);

2. Проводится численное моделирование проведённого эксперимента;

3. Проводится сравнительный анализ результатов моделирования и данных телеметрии по зависимостям угловых скоростей от времени. Рассчитываются коэффициенты корреляции по трём каналам;

4. Если на текущем этапе приближения не достигнуто соответствующее значение полученных коэффициентов корреляции, то производится коррекция соответствующих коэффициентов инерционных связей (а при необходимости и других, определённых ранее, параметров) и процесс повторяется, начиная со второго пункта. В противном случае решение поставленной задачи считается завершённым.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе по результатам обработки телеметрической информации лётных испытаний КА (наблюдений над входными и выходными переменными) построена его модель, оптимальная в смысле минимума средней квадратической ошибки, и подтверждена методика составления динамической схемы КА.

Использовались параметры свободного движения рассматриваемой системы – собственные значения и собственные векторы, полученные для рассматриваемой системы дифференциальных уравнений. В этом случае вектор идентифицируемых параметров является элементом функционального пространства, а сам подход к параметрической идентификации нелинейной нестационарной модели управляемой динамической системы сделан с позиций функционального анализа, так как в качестве параметров выступают переменные параметры – элементы функциональных пространств.

По результатам расчётов видно, что оценки параметров, полученные даже в условиях зашумлённости исходных данных, обладают достаточно удовлетворительной точностью. Погрешность получаемых оценок возможно уменьшить увеличением размера выборки, расширением диапазона входного сигнала, применением сглаживающих процедур.

ВЫВОДЫ

Методологически процедура структурной идентификации параметров динамической системы космического аппарата предполагает выполнение следующих основных этапов.

1. Подготовка исходных данных.

Входные и выходные данные, регистрацию которых необходимо осуществить в ходе целенаправленных идентификационных экспериментов. Этап тесно связан с планированием эксперимента и необходимостью учёта возможных ограничений при подготовке максимально информативных данных.

2. Определение структуры математической модели.

Определение общей структуры модели и класса уравнений движения является задачей структурной идентификации: модельная структура должна быть идентифицируемой и позволять по имеющимся экспериментальным данным однозначно определять оценки неизвестных параметров в пространстве состояний с учётом имеющихся представлений о механизмах работы системы.

3. Оценивание параметров модели.

Определение параметров по имеющимся экспериментальным данным – задача параметрической идентификации. Выбирается критерий идентифика-

ции, зависящий от вектора неизвестных параметров, и решается нелинейная оптимизационная задача с ограничениями и переменными параметрами.

4. Планирование эксперимента.

От выбора оптимальных моментов измерений к планированию оптимальных входных сигналов и начальных условий – в таком диапазоне возможны варианты условной оптимизации критерия оптимальности (выпуклый функционал информационной матрицы плана).

5. Проверка адекватности модели.

При выполнении этапов процедуры идентификации уточняется модель, которая в соответствии с выбранным критерием качества наилучшим образом воспроизводит экспериментальные данные. Адекватность построенной модели проверяется с помощью подачи на её вход и на вход самой системы тестирующих сигналов, которые не использовались для идентификации, и сравнения спрогнозированных по модели и реальных выходных данных.

список литературы

- Вибрации в технике*: справочник в 6-ти томах. Т. 6. Защита от вибраций и ударов / Под ред. чл.-корр. АН СССР К.В. Фролова. М.: Машиностроение, 1985. 456 с.
- Дейч А.М.* Методы идентификации динамических объектов. М.: Энергия, 1979. 240 с.
- Деменко О.Г., Бирюков А.С., Зверев М.А.* Использование ударных испытаний для оценки несущей способности элементов основной конструкции космических аппаратов, выполненных из композиционных материалов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 38-45.
- 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.
- Канторович Л.В., Акилов Г.П.* Функциональный анализ. М.: Наука, 1977. 744 с.
- Колмогоров А.Н., Фомин С.В.* Элементы теории функций и функционального анализа. 7-е изд. М.: Физматлит, 2004. 572 с.
- Мошнеев А.А., Ширшаков А.Е.* К 50-летию юбилею запуска космических аппаратов «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 3-9.
- Налимов В.В.* Теория эксперимента. М.: Наука, 1971. 208 с.
- Огородников Ю.И.* Задача параметрической идентификации моделей управляемых динамических систем как проблема моментов // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2017. № 4. С. 33-39.
- Оппенгейм А.В., Шафер Р.В.* Цифровая обработка сигналов. М.: Радио и связь, 1979. 416 с.
- Паймушин В.Н. и др.* Идентификация характеристик упругости и демпфирования мягких материалов на основе исследования затухающих изгибных колебаний тест-образцов // Механика композитных материалов. 2016. № 4. С. 615-644.
- Понтрягин Л.С.* Дифференциальные уравнения и их приложения. М.: Наука, 1988. 208 с.
- Розин П.Е.* Применение расширенного гибридного фильтра Калмана для идентификации параметров бесплатформенной инерциальной системы в составе бортового программного обеспечения космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 31-39.
- Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А.* К вопросу идентификации динамической модели КА по данным телеметрии при летных испытаниях // Полет. 2017. № 7. С. 12-20.
- Телепнев П.П., Жиряков А.В., Герасимчук В.В.* Проектный расчёт уровня вибронгруженности элементов конструкций КА методом динамического анализа // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 13-18.
- Шевченко С.Н.* Метод обоснования программ модернизации космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 24-28.
- Erwei Bai, Lichen Fu, S. Shankar Sastry.* Averaging Analysis for Discrete Time and Sampled Data Adaptive Systems // IEEE Transactions on Circuits and Systems. 1988. 35 (2). P. 137-148.
- Jin Lu, Lyndon J. Brown.* Identification of Exponentially Damped Sinusoidal Signals // 17th IFAC World Congress. The International Federation of Automatic Control. Seoul, Korea, July 6-11, 2008. P. 5089-5094.
- Remy Boyer, Julie Rosier.* Iterative Method for Harmonic and Exponentially Damped Sinusoidal Models // In Proceedings of the 5th International Conference on Digital Audio Effects, pages 145-150, Hamburg, Germany, September 26–28, 2002.
- Yingbo Hua, Tapan K. Sarkar.* Matrix Pencil Method for Estimating Parameters of Exponentially Damped/Undamped Sinusoids in Noise // IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing. 1990. 38 (5). P. 814-824.

Статья поступила в редакцию 05.07.2021

Статья после доработки 05.07.2021

Статья принята к публикации 05.07.2021

ОБЗОР МОДЕЛЕЙ ЧЁРНЫХ ТЕЛ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ. ЧАСТЬ 2. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МОДЕЛИ БОРТОВЫХ ЧЁРНЫХ ТЕЛ

REVIEW OF BLACKBODIES' MODELS USED IN AEROSPACE VEHICLES. PART 2. PROMISING MODELS OF ONBOARD BLACKBODIES



Т.Н. Сметюхова¹,
аспирант,
smetyukhova.t.n@yandex.ru;
T.N. Smetyukhova

Представлен обзор перспективных моделей бортовых чёрных тел на основе фазовых переходов высокочистых веществ или эвтектических соединений и углеродных нанотрубок, применяемых в аэрокосмических аппаратах для радиометрической калибровки аппаратуры наблюдения Земли. Рассмотрены устройство и характеристики этих моделей, недостатки и преимущества, а также примеры их использования или испытания.

Ключевые слова:

*абсолютно чёрное тело;
коэффициент поглощения;
бортовое чёрное тело;
инфракрасный диапазон излучения;
космические аппараты.*

DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.007

ВВЕДЕНИЕ

Развитие аэрокосмической техники и технологии, а также уменьшение размеров космических аппаратов (КА) наряду с повышением требований к точностным характеристикам инфракрасных спектрометров ужесточает требования к бортовым чёрным

The paper presents promising models of onboard blackbodies based on phase transitions of high-purity substances or eutectic compositions and carbon nanotubes used in aerospace vehicles for the radiometric calibration measurement of the equipment to observe the Earth. Their design and technical specifications, advantages and disadvantages as well as the examples of their use and tests are described here.

Keywords:

*absolutely blackbody;
absorption coefficient;
onboard blackbody;
infrared radiation range;
spacecraft.*

телам (БЧТ). БЧТ должны обладать высокой излучательной способностью и сохранять её продолжительное время под воздействием перепада температур, вакуума и космического излучения в течение всего срока эксплуатации КА, а также выдерживать

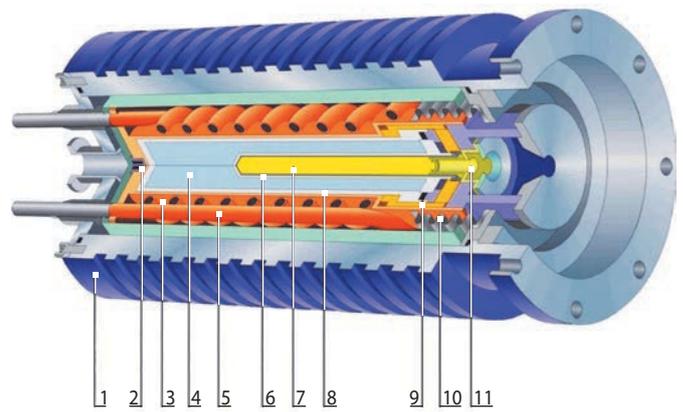
¹ АО ГНЦ «Центр Келдыша», Россия, г. Москва.

JSC «Keldysh Research Center», Russia, Moscow

воздействие вибрации и ударных (механических) нагрузок, возникающих при взлёте и отсоединении ступеней ракеты. Кроме этого, они должны иметь минимальные габариты и массу, высокую температурную стабильность. Большинство классических моделей БЧТ, которые были описаны в (Сметухова Т.Н., 2021), имеют высокие массогабаритные характеристики и невысокую степень черноты (излучательную способность). Наиболее перспективными являются модели БЧТ на основе фазовых переходов (ФП) высокочистых веществ или эвтектических соединений и углеродных нанотрубок.

1. Модели чёрных тел на основе фазовых переходов

Одним из перспективных направлений развития бортовых средств подтверждения точностных характеристик аппаратуры дистанционного зондирования Земли является применение БЧТ на основе ФП высокочистых веществ или эвтектических соединений (Карпунин Д.Н., 2017). ФГУП «ВНИИОФИ» с 2005 года ведёт разработки по созданию бортовой эталонной модели ЧТ на основе ФП веществ (Саприцкий В.И. и др., 2011; Винокуров Д.К., Копятевич Р.М., 2016). В патенте RU 2498365 С1 от 17.04.2012 «Сканирующее устройство для дистанционного получения изображений» (Патент RU 2498365 С1, 2012) описано изобретение, относящееся к области оптического приборостроения и предназначенное для получения с космических аппаратов спектральных изображений поверхности Земли и облачного покрова, а также для мониторинга тепловых аномалий. В состав данного сканирующего устройства входят, в том числе, имитаторы абсолютно чёрного тела на основе ФП чистых металлов и эвтектических сплавов для радиометрической калибровки оптических блоков среднего и дальнего инфракрасного диапазона. Эти БЧТ представляют собой стандартную конструкцию модели ЧТ на основе ФП, изображённую на рисунке 1. ЧТ на основе ФП применяются в наземной термометрии и радиометрии и обладают воспроизводимостью радиометрических характеристик, не имеющей тенденций к изменению со временем вследствие фундаментального свойства постоянства температуры ФП. ЧТ позволяет повысить радиометрическую точность сканирующей аппаратуры и может быть реализовано в устройствах, обеспечивающих получение гидрометеорологической и природоресурсной информации, а также мониторинг тепловых аномалий естественного и техногенного характера. Высокая воспроизводимость реперных точек на уровне 0,01 К (0,01°C) открывает новые возможности для повышения точности фотометрических и радиометрических измерений. В таблице приведены основные характеристики модели ЧТ на основе ФП галлия.



1 – корпус; **2** – платиновый термометр сопротивления; **3** – теплообменник; **4** – галлиевая ячейка; **5** – трубки теплообменника; **6** – внутренняя часть тефлоновой ячейки; **7** – излучающая полость; **8** – корпус тефлоновой ячейки; **9** – уплотняющая прокладка; **10** – сильфон; **11** – выходная апертура.

рисунок 1. Схема устройства модели ЧТ на основе ФП галлия

таблица – Характеристики модели ЧТ на основе ФП галлия, разработанного ФГУП «ВНИИОФИ» (Муравская Н.П., Поморцев П.М., 2013)

характеристика	значение
рабочая температура излучающей полости, °С	29,7646
коэффициент излучения полости, не менее	0,9997
минимальная линейная апертура полости, мм	20
угловая апертура	1:10

В 2016 году были опубликованы результаты космического эксперимента «Калибр», суть которого заключалась в испытании модели БЧТ на основе ФП на борту возвращаемого космического аппарата «Фотон-М» № 4 (Саприцкий В.И. и др., 2016). В наземных калибровочных установках модели ЧТ, основанные на ФП, успешно применяются на протяжении нескольких лет. При создании бортового излучателя, основанного на ФП, необходимо было сделать следующее:

- 1 – адаптировать его конструкцию к эксплуатации на орбите в условиях, близких к невесомости;
- 2 – определить возможное влияние невесомости на характеристики ФП потенциальных рабочих веществ.

Для решения этих задач была разработана и изготовлена полностью автоматизированная научная аппаратура «Калибр», состоящая из теплового блока – прототипа полостного ЧТ на ФП и электронного блока управления. Конструкция полостного БЧТ аналогична ЧТ, представленному на рисунке 1. В качестве рабочего вещества был выбран галлий как наиболее изученный материал с оптимальной температурой ФП. Основные параметры БЧТ на ФП: диаметр апертуры – 10 мм; глубина полости – 68 мм;

толщина слоя галлия, окружающего полость – 6 мм; масса слоя галлия – 270 г. Научная аппаратура «Калибр» была установлена в герметичном отсеке КА «Фотон-М» № 4. Состав газовой атмосферы в отсеке и его давление были близки к атмосферным.

Космический эксперимент «Калибр» был успешно осуществлён в автоматическом режиме в августе 2014 года. В ходе эксперимента проводились контактные измерения температуры излучающей поверхности полостного ЧТ с помощью прецизионного платинового термометра сопротивления. Космический эксперимент состоял из 20 серий по три цикла плавления/кристаллизации галлия в каждой. Десять серий с «короткими» плато плавления продолжительностью около 1,5 ч и десять с «длинными» – около 4 ч при температурах теплообменника приблизительно на 2,4 К и 1 К выше точки плавления галлия соответственно. Серии с различными температурными режимами осуществлялись поочерёдно. Для всех плато плавления галлия, независимо от продолжительности, температурный дрейф не превышал 30 мК.

После возвращения аппаратуры с орбиты эксперимент был в точности повторен на Земле. Качество «космических» и «наземных» плато плавления галлия практически одинаково, а их расхождение по уровню температуры, в зависимости от серии, составляет от 70 до 150 мК.

При «наземных» испытаниях было обнаружено, что в данной конструкции БЧТ имеется чувствительность положения плато плавления к температуре окружающей среды.

Эксперимент подтвердил практическую возможность использования ЧТ на основе ФП в качестве высокостабильного бортового калибровочного источника (Саприцкий В.И. и др., 2016; Огарёв С.А., Самойлов М.Л., 2016). Для уменьшения чувствительности характеристик БЧТ на основе ФП к температуре окружающей среды необходима доработка данной конструкции БЧТ. Но полученные результаты подтверждают, что прошедшая испытание на орбите конструкция может быть основой для перспективных высокостабильных опорных бортовых излучателей теплового ИК-диапазона. Для реализации других точек температурного диапазона чувствительности космической радиометрической аппаратуры авторы (Саприцкий В.И. и др., 2016) считают перспективным применение в качестве рабочего вещества эвтектических сплавов. Авторы планируют продолжить разработку БЧТ на основе ФП, работающего вне гермоотсека.

Применение БЧТ на основе ФП позволит обеспечить прослеживаемость результатов измерений к системе национальных эталонов, что обеспечит высокое качество получаемых данных и признание получаемых данных международным сообществом (Карпунин Д.Н., 2017; Саприцкий В.И. и др., 2011).

2. Модели чёрных тел на основе углеродных нанотрубок

Углеродные нанотрубки (УНТ) обладают уникальными оптическими, термоэлектрическими и механическими свойствами, имеют высокую излучательную способность (более 99,6%) и высокую теплопроводность. Данные характеристики (свойства) послужили поводом для разработки моделей ЧТ с применением УНТ.

В заявках на патенты US 2019/0212204 A1, US 2019/0212203 A1 и US 2019/0212202 A1 модели ЧТ представляют собой полостную или плоскую (плоскую) конструкцию, металлическая излучающая поверхность которых покрыта слоем УНТ. Слой УНТ представляет собой ткань из спрессованных УНТ, имеющую микропоры. Нанотрубки могут быть ориентированы по-разному: в одном направлении, параллельно плоскости пластины, перпендикулярно плоскости пластины, неориентированы и т.д. Количество слоёв такой ткани может составлять от 1 до 10. При использовании нескольких слоёв ткани возможно применение слоёв с различной ориентацией УНТ в ткани. Микропоры в слое УНТ могут предотвращать отражение падающего света от поверхности слоя УНТ, поэтому излучательная способность слоя УНТ дополнительно улучшается (*Patent application US 2019/0212204 A1*, 2019; *Patent application US 2019/0212202 A1*, 2019). Для повышения адгезии к металлической поверхности, лучшего прикрепления слоёв УНТ и повышения излучательной способности ЧТ внутреннюю полость покрывают чёрной краской Pyromark 1200 или Velvet 811-21 (Nextel) с высокой излучательной способностью 0,92 и 0,95 соответственно (*Patent application US 2019/0212203 A1*, 2019). Для создания и поддержания заданной температуры излучателя используется нагреватель. УНТ обладают высокой теплопроводностью, и использование слоя УНТ в качестве поверхностного материала ЧТ плоского источника может улучшить однородность и стабильность температуры.

В других заявках на патенты US 2019/0212201 A1, US 2019/0212200 A1 и US 2019/0212199 A1 излучающая поверхность покрыта композиционным материалом из чёрной краски Pyromark 1200 или Velvet 811-21 (Nextel) и УНТ содержанием от 1% до 50% по массе. Композиционный материал может быть нанесён равномерно или из него могут быть сформированы выступы в виде треугольной, трапециевидной или квадратной формы в поперечном сечении. Внутри композиционного слоя УНТ могут быть ориентированы в каком-либо определённом направлении (перпендикулярно или параллельно плоскости излучения) или же не иметь определённой ориентации (*Patent application US 2019/0212201 A1*, 2019; *Patent application US 2019/0212200 A1*, 2019; *Patent application US 2019/0212199 A1*, 2019).

В патенте US 9459154 B2 предложена плоская модель ЧТ для калибровки оптических приборов в ИК-диапазоне. Модель представляет собой многослойную конструкцию, включающую в себя слой УНТ, способный преобразовывать приложенное напряжение в тепло, и слой УНТ, испускающий данное тепло. Между слоями УНТ расположен слой, содержащий лист графена и предназначенный для равномерного распределения генерированного тепла по излучающей поверхности (испускающего слоя УНТ) (*Patent US 9459154 B2*, 2016).

В патенте US 9086327 B2 предложена модель абсолютно чёрного тела на основе углеродных нанотрубок и способ её применения для калибровки оптических приборов в ИК-диапазоне. Модель представляет собой многослойную плёнку, нанесённую на металлическую подложку. Плёнка состоит из нескольких функциональных слоёв. На первый слой УНТ подаётся электронапряжение, которое преобразуется в тепло. Второй слой вертикально-ориентированных УНТ (ВОУНТ) испускает полученное тепло. Теплопроводный слой используется для равномерного распределения по поверхности и передачи тепла во второй слой для его излучения. Изменением напряжения регулируется температура излучающей поверхности (*Patent US 9086327 B2*, 2015).

В патенте RU 2503103 C1 предложен способ изготовления на основе УНТ и полиимида поглощающего покрытия, обеспечивающего поглощение

в ИК-диапазоне длин волн, для создания эталонов ЧТ в имитаторах излучения для аппаратуры дистанционного зондирования Земли со стабильными характеристиками. Предложенный способ позволяет изготавливать покрытия с коэффициентом поглощения ИК-излучения до 0,98 в диапазоне длин волн от 1 до 50 мкм. Такие покрытия можно наносить на конструкции различного рода (стеклопластиковые, металлические и др.), работающие в диапазоне температур от минус 196°C до плюс 400°C (*Патент RU 2503103 C1*, 2012).

В статье (*Theocharous E. et al.*, 2014) описано исследование массива ВОУНТ на алюминиевой подложке в условиях космоса. Образцы подвергали вибрации, термоциклированию, ударным (механическим) нагрузкам, возникающим при взлёте и отсоединении ступеней ракеты, а также исследовали структура массива, изменение массы и газовыделение в вакууме. Было установлено, что массив является химически инертным, обладает высокой устойчивостью к вибрационным и ударным нагрузкам, устойчив к воздействию окружающей среды и температуре, а также сохраняет коэффициент отражения менее 1% в диапазоне длин волн от 2,5 до 15 мкм. Данные результаты послужили стимулом для разработок и апробации модели ЧТ на основе массива ВОУНТ, используемой для калибровки спектральных приборов, в том числе участвующих и в аэрокосмических исследованиях земной атмосферы.

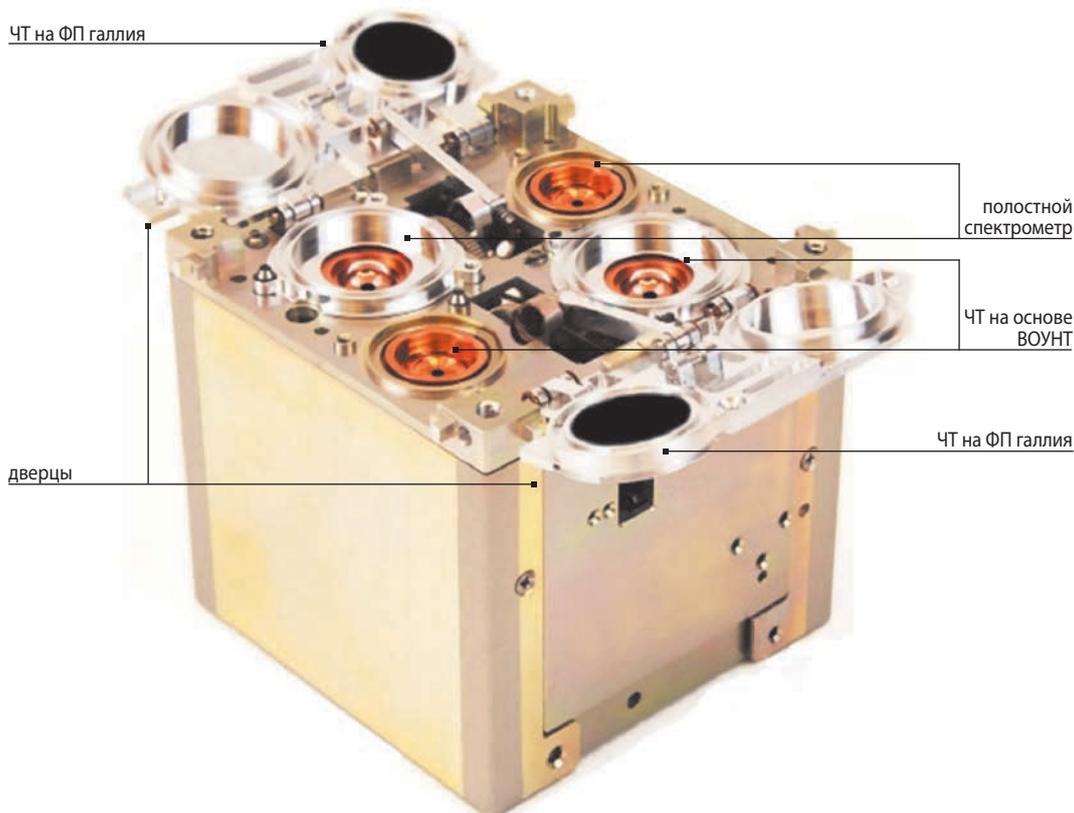


рисунок 2. Радиометр RAVAN, установленный на спутнике серии CubeSat

В патенте JP 6388784 B2 предложена модель ЧТ, имеющая конструкцию стандартной печи, дно полости которой покрыто ВОУНТ. Внутренняя полость имеет длину 400 мм и диаметр 10 мм. К плоскому дну полости крепится пластина с массивом ВОУНТ высотой 100 мкм. Диаметр УНТ составляет 10 нм, расстояние между ними на подложке – около 10 нм. Использование массива ВОУНТ повышает излучательную способность ЧТ по сравнению с обычной конструкцией, имеющей графитовую полость. Кроме того, было показано, что для получения излучательной способности, равной стандартной модели, предложенная модель имеет меньшую длину полости. Таким образом, использование предложенной модели ЧТ с ВОУНТ возможно в случае ограниченного пространства (*Patent JP 6388784 B2*, 2018).

11 ноября 2016 года на низкую околоземную орбиту для изучения атмосферы Земли NASA был запущен метеорологический спутник серии CubeSat. Для измерения количества отражённой Землёй в космос солнечной и тепловой энергии на борту был установлен радиометр (спектрометр) RAVAN (The Radiometer Assessment using Vertically Aligned Nanotubes), состоящий из полостного спектроме-

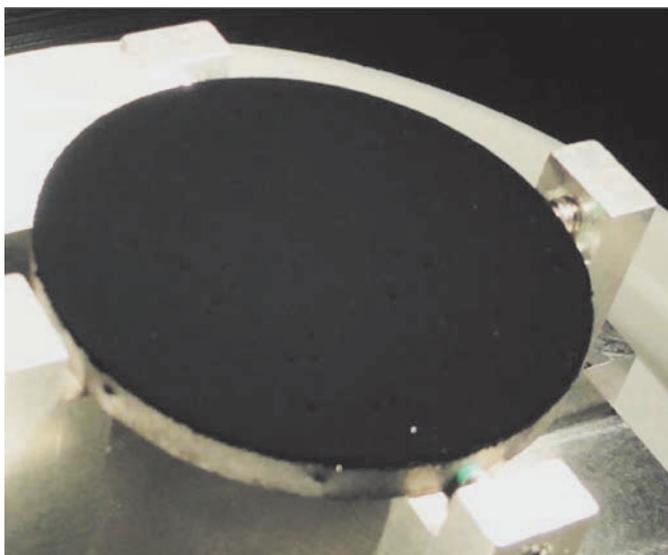
тра (ЧТ конической формы), БЧТ на основе массива ВОУНТ и БЧТ на основе ФП галлия. Радиометр RAVAN, представленный на рисунке 2, имеет размер 10×10×10 см и массу 1 кг (*Swartz W.H. et al.*, 2019). Работа спутника продлилась более 6 месяцев и, по сообщению NASA, признана успешной (*NASA*, 2020).

Для калибровки инфракрасного радиометра CIRiS (Compact Infrared Radiometer in Space), который предполагается использовать в спутниках серий CubeSat и SmallSat, используются два чёрных тела на основе массива ВОУНТ: «горячее» с контролируемой с помощью плёночного нагревателя температурой и «холодное» с температурой космоса. Радиометр CIRiS имеет размеры менее 20×20×10 см, массу менее 2 кг и потребляет мощность 9,5 Вт с учётом работающих нагревателей. Внешний вид и схема конструкции БЧТ на основе массива ВОУНТ представлены на рисунке 3. Высота массива ВОУНТ с подложкой, на которой он расположен, при диаметре 2,5 дюйма (6,35 см) составляет 0,125 дюйма (3,17 мм). При этом излучательная способность данного БЧТ превышает 0,9964 в спектральном диапазоне 7,5–13,5 мкм, который используется в CIRiS (*Osterman D.P. et al.*, 2016; *Osterman D.P.*, 2017; *Osterman D.P. et al.*, 2019).

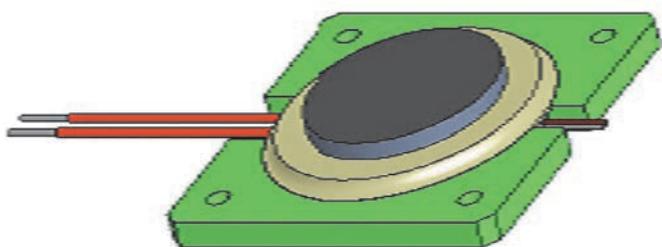
закключение

Миниатюризация КА и повышение требований к точностным характеристикам ИК-спектрометров, используемых при получении гидрометеорологической и природоресурсной информации и мониторинга тепловых аномалий, привели к созданию новых типов моделей БЧТ: на основе ФП веществ и массива УНТ. Сегодня БЧТ на основе УНТ успешно применяются в малых (сверхмалых) спутниках, благодаря компактности, небольшой массе и излучательной способности более 0,996 в ИК-диапазоне. Можно предположить, что в будущем применение БЧТ на основе УНТ (в частности, массивов ВОУНТ) расширится. Например, будут созданы широкоапертурные (диаметром более 100 мм) БЧТ, обладающие существенно меньшей массой, чем применяемые классические БЧТ такой же апертуры.

БЧТ на основе ФП чистых металлов и эвтектических сплавов имеют излучательную способность более 0,999 и обладают высокими стабильностью и воспроизводимостью радиометрических характеристик, не имеющих тенденций к изменению со временем, вследствие фундаментального свойства постоянства температуры ФП. Применение таких БЧТ для калибровки бортовой аппаратуры КА позволит установить прослеживаемость получаемых результатов к национальным и международным эталонам, тем самым повысит точность и качество получаемых результатов измерений, что обеспечит признание международным сообществом получаемых результатов измерений.



а



б

а – общий вид; **б** – эскиз.

рисунки 3. БЧТ, установленное в радиометре CIRiS

Несмотря на разработку и успешное применение новых типов БЧТ, использование и совершенствование классических моделей БЧТ продолжается. Классические модели БЧТ хорошо себя зарекомендовали, их работоспособность подтверждена многолетним опытом использования на борту КА. Новые же типы БЧТ на основе ФП веществ и УНТ проходят испытания, изучается влияние факторов космического пространства на их работоспособность и долговечность.

список литературы

- Винокуров Д.К., Копятевич Р.М.* Определение характеристик модели абсолютно чёрного тела на основе фазового перехода галлия // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 5. С. 151-157.
- Карпунин Д.Н.* Перспективные бортовые средства подтверждения точностных характеристик аппаратуры дистанционного зондирования Земли // Труды МАИ. 2017. № 92. 23 с.
- Муравская Н.П., Поморцев П.М.* Метрологическое обеспечение создания и применения аппаратуры наблюдения Земли // 5-й Московский симпозиум «Точность. Качество. Безопасность». 21–23 мая 2013 г., ВВЦ, г. Москва. [Электронный ресурс]. URL: https://metrol.exporpom.ru/archive/2013/Symp/Symp_2013.php (дата обращения 11.11.2020).
- Огарёв С.А., Самойлов М.Л.* Прецизионные источники ИК-излучения типа чёрное тело для радиометрии, радиационной термометрии и тепловидения // Труды XXIV Международной научно-технической конференции по фотоэлектронике и приборам ночного видения (24–27 мая 2016). Москва, 2016. 606 с.
- Патент RU 2498365 C1.* Сканирующее устройство для дистанционного получения изображений / Ю.М. Гектин, Н.П. Акимов, А.В. Рыжаков. 17.04.2012.
- Патент RU 2503103 C1.* Способ изготовления поглощающего покрытия / А.А. Жуков, А.С. Корпунин, В.П. Лаврищев, О.А. Дюкарева, О.Ю. Казанцев. 27.12.2012.
- Саприцкий В.И., Бурдакин А.А., Иванов А.В. и др.* Реализация высокостабильных опорных бортовых излучателей в эксперименте «Калибр» на космическом аппарате «ФОТОН-М» № 4 // Исследование Земли из космоса. 2016. № 4. С. 85-88.
- Саприцкий В.И., Панфилов А.С., Морозова С.П., Хлевной Б.Б. и др.* Метрологическое обеспечение радиометрических измерений оптической аппаратурой наблюдения Земли // Мир измерений. 2011. № 12. С. 14-20.
- Сметухова Т.Н.* Обзор моделей чёрных тел, применяемых в аэрокосмических аппаратах. Часть 1. Классические модели бортовых чёрных тел // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 60-66.
- NASA* [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2017/mission-success-ravan-cubesat-measures-earth-s-outgoing-energy> (дата обращения 11.11.2020).
- Osterman D.P.* CIRiS: Compact Infrared Radiometer in Space. Conference on Characterization and Radiometric Calibration for Remote Sensing (CALCON) // CALCON 2017. 22–25 August 2017, Logan, USA. [Электронный ресурс]. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/calcon/CALCON2017/All2017Content/25/> (дата обращения 11.11.2020).
- Osterman D.P. et al.* Transfer of Calibration to CubeSat On-board Carbon Nanotube Sources. Conference on Characterization and Radiometric Calibration for Remote Sensing (CALCON) // CALCON 2019. 17-19 June 2019, Logan, USA. [Электронный ресурс]. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/calcon/CALCON2019/all2019content/22/> (дата обращения 11.11.2020).
- Osterman D.P., Collins S., Ferguson J., Good W. et al.* CIRiS: Compact Infrared Radiometer in Space // Proc. of SPIE. 2016. Vol. 9978. P. 99780E-1-99780E-10.
- Patent application US 2019/0212199 A1.* Cavity blackbody radiation source and method of making the same / Y. Wei, G. Wang, S.-S. Fan. 11.07.2019.
- Patent application US 2019/0212200 A1.* Cavity blackbody radiation source / Y. Wei, G. Wang, S.-S. Fan. 11.07.2019.
- Patent application US 2019/0212201 A1.* Plane source blackbody / Y. Wei, G. Wang, S.-S. Fan. 11.07.2019.
- Patent application US 2019/0212202 A1.* Cavity blackbody radiation source and method of making the same / Y. Wei, G. Wang, S.-S. Fan. 11.07.2019.
- Patent application US 2019/0212203 A1.* Cavity blackbody radiation source and method of making the same / Y. Wei, G. Wang, S.-S. Fan. 11.07.2019.
- Patent application US 2019/0212204 A1.* Plane source blackbody / Y. Wei, G. Wang, S.-S. Fan. 11.07.2019.
- Patent JP 6388784 B2.* Carbon nanotube standard blackbody furnace equipment / Y. Shimizu, J. Ishii, Y. Yamada, Z. Yamada. 12.09.2018.
- Patent US 9086327 B2.* Carbon nanotube blackbody film for compact, lightweight, and on-demand infrared calibration / J.R. Chow, B. Hirano, D.M. La Komski. 21.07.2015.
- Patent US 9459154 B2.* Multi-layer advanced carbon nanotube blackbody for compact, lightweight, and on-demand infrared calibration / J.R. Chow, K.S. Ketola, D.M. La Komski, C.W. Townsend, W.E. Elias, S.J. Marble. 04.10.2016.
- Swartz W.H., Lorentz S.R., Papadakis S.J. et al.* RAVAN: CubeSat Demonstration for Multi-Point Earth Radiation Budget Measurements // Remote Sensing. 2019. Vol. 11, № 7. 796. P. 1-29.
- Theocharous E. et al.* The partial space qualification of a vertically aligned carbon nanotube coating on aluminium substrates for EO applications // Optics express. 2014. Vol. 22, № 6. P. 7290-7307.

Статья поступила в редакцию 01.12.2020

Статья после доработки 01.12.2020

Статья принята к публикации 01.12.2020

ДЕКОРПУСИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ С ОБРАТНОЙ СТОРОНЫ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ОБРАЗЦОВ К ИСПЫТАНИЯМ НА СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ТЯЖЁЛЫХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ



А.Е. Козюков¹,
аспирант,
kozyukov_AE@orkkniikp.ru;
A.E. Koziukov

BACKSIDE DECAPSULATION OF ELECTRONIC COMPONENT FOR ITS PREPARATION FOR HEAVY ION SINGLE EVENT EFFECTS TESTING



А.О. Волков¹,
аспирант,
volkov_AO@orkkniikp.ru;
A.O. Volkov

Рассмотрены технологические режимы селективной обработки кристалла со стороны полупроводниковой подложки объектов испытаний – изделий электронной компонентной базы (ЭКБ) – с целью расширения номенклатуры ЭКБ, испытываемой на стойкость к воздействию тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ) космического пространства (КП), с учётом технологии их изготовления и особенностей расположения элементов подкорпусного пространства. На примере ЭКБ в корпусном исполнении BGA с применением технологии «перевернутого кристалла» (flip chip) показана возможность подготовка образцов ЭКБ на технологической оснастке методом селективной обработки со стороны полупроводниковой подложки для проведения оценки стойкости изделий ЭКБ путём проведения испытаний на стендах с использованием ускорителей ионов.

Ключевые слова:
декорпусирование;
селективная обработка;
тяжёлые заряженные частицы.

DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.008

¹ Филиал АО «ОРКК» – «НИИ КП», Россия, г. Москва.

Technological modes of electronic component die selective treatment from its backside are investigated with taking into account of the manufacturing technology and features of elements location under the lid. The aim of this treatment is increase of number of electronic component which can be tested by heavy ion irradiation. Using BGA flip chip component as an example, it is shown that sample preparation based on the selective treatment method from the backside can be done for carrying out of heavy ions radiation test at ion accelerators.

Key words:
decapsulation;
selective treatment;
heavy ions.

JSC «United Rocket and Space Corporation» – «Institute of Space Device Engineering», Russia, Moscow.

Введение

Наличие радиационностойкой ЭКБ всегда было необходимым условием для разработки бортовой аппаратуры. Основным элементом, который подвергается воздействию радиации (Власенков Е.В. и др., 2019; Хамидуллина Н.М. и др., 2020) и чувствителен к данному воздействию, является кристалл интегральной микросхемы (ИМС). Именно данный элемент должен быть спроектирован стойким к различным видам воздействий (с использованием радиационностойких библиотек, flip-flop, циклических узлов триггеров и т.д.).

Изделия ЭКБ из состава бортовой аппаратуры, чувствительные к воздействию ТЗЧ КП, должны быть испытаны для определения характеристик их стойкости и принятия решения о возможности их применения. Испытания ЭКБ на стойкость к воздействию ТЗЧ КП по одиночным эффектам должны проводиться на активной поверхности кристалла ИМС (чувствительная область или «открытый» кристалл), что предполагает:

- исключение влияния корпуса на изменение характеристик ионизирующих излучений (ионов);
- требуемый (более 30 мкм) пробег в теле кристалла при использовании ТЗЧ для максимального значения линейных потерь энергии (ЛПЭ) и корректных результатов испытаний.

Эти требования обусловлены тем, что для проведения радиационных испытаний используются

установки, на которых пробеги ионов недостаточны для того, чтобы проникнуть сквозь корпус ЭКБ или слой металлизации и достичь чувствительной области кристалла. Нормативная документация (НД), регламентирующая такие испытания, приведена в отраслевых руководящих документах, гармонизированных с зарубежными стандартами (*JESD57A*; *ESCC Basic Specification No. 25100*).

Одной из основных проблем подготовки образцов к радиационным испытаниям остаются ЭКБ, представляющие собой микросборку с применением технологии корпусирования методом «перевернутого кристалла» (flip chip с аббревиатурой FC) с шариковыми выводами Ball Grid Array (BGA).

В связи с активным использованием в изделиях космического и оборонного сегмента систем в корпусе (СвК) возникает необходимость испытаний их на стойкость к воздействию ионизирующего излучения КП. Сложность заключается в том, что СвК представляют собой микросистемы в корпусе, где интегрированы КМОП, КНИ, КНС, биполярные и пленочные структуры с СВЧ, МЭМС с оптоэлектронными и дискретными компонентами в одном корпусе (*Danilin N.S. et al., 2015*).

Следует отметить, что активная поверхность кристалла ЭКБ BGA flip chip находится под слоями металлизации подложки корпуса, паяльным резистом, столбиковыми выводами и слоем пассивации (рисунок 1).

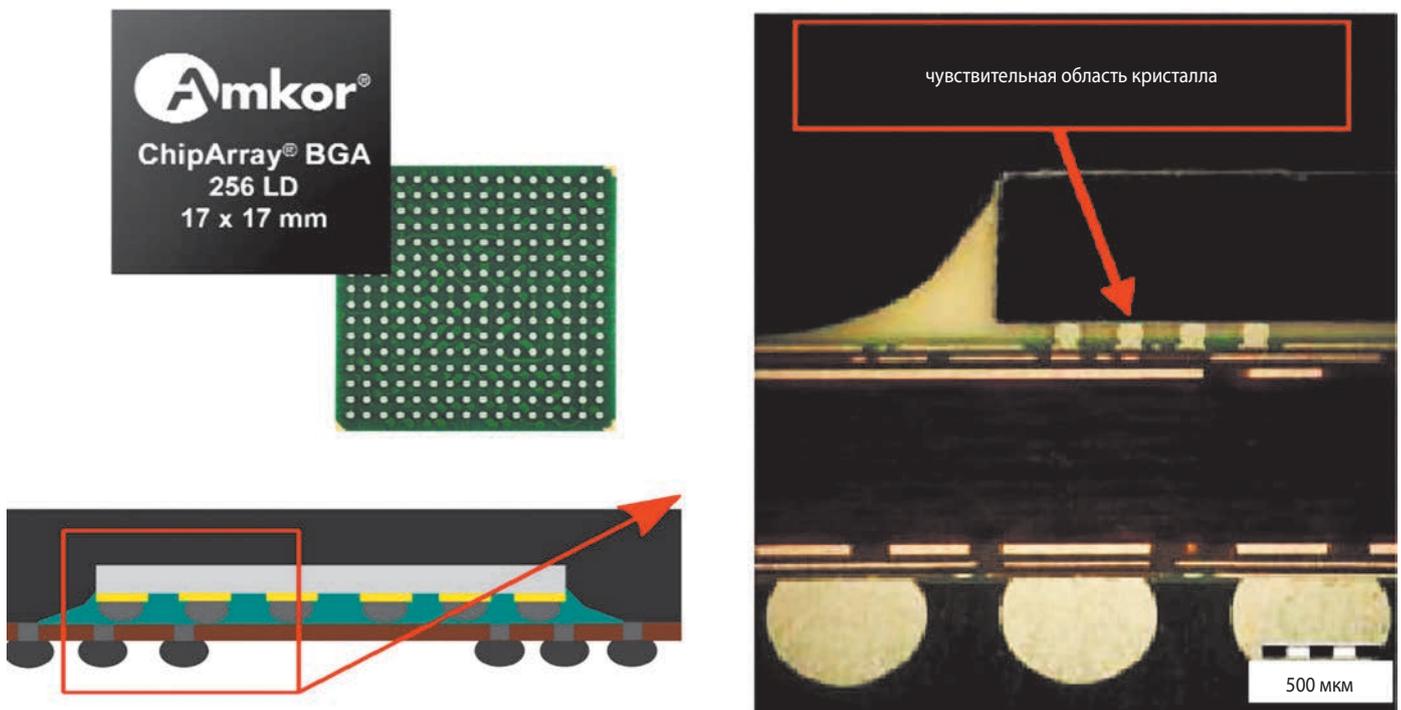
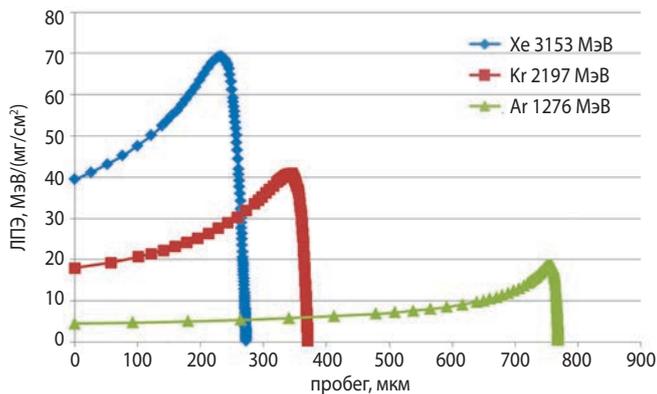


рисунок 1. Конструкция flip chip BGA корпуса (*Courtade F. et al., 2005*)

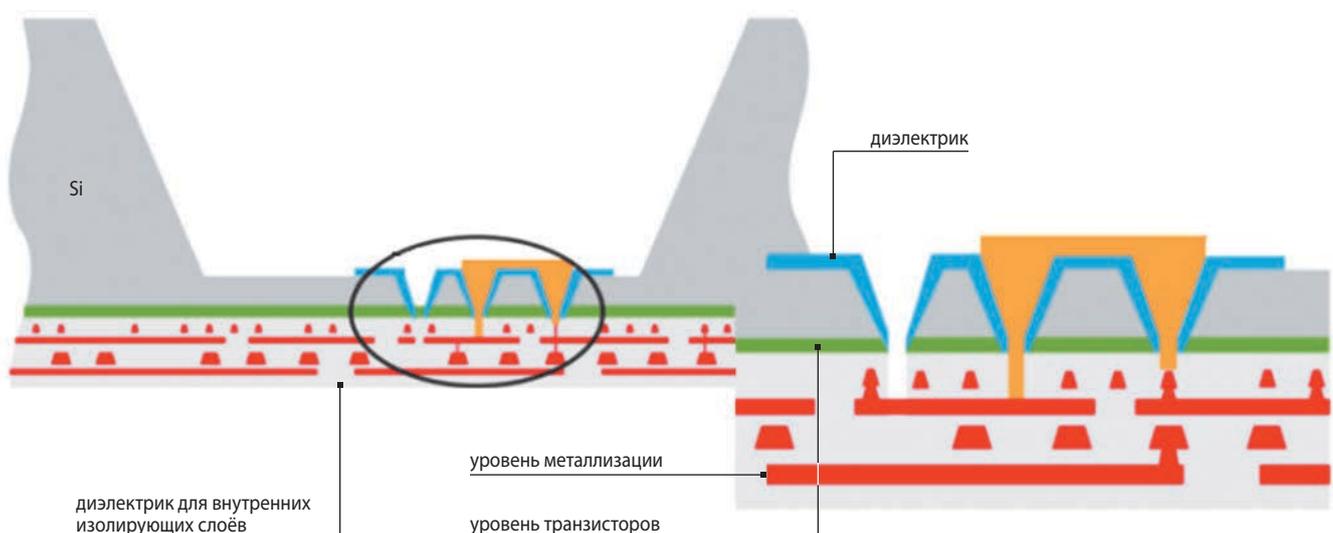
ДЕКОРПУСИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ С ОБРАТНОЙ СТОРОНЫ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ОБРАЗЦОВ К ИСПЫТАНИЯМ НА СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ТЯЖЁЛЫХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ

Таким образом, воздействие ТЗЧ с обеспечением требуемого пробега представляется возможным только со стороны подложки кристалла. Поскольку ион, достигая чувствительной области, теряет часть своей энергии, то, чем больше слой материала над активной поверхностью кристалла, тем меньше его пробег. На рисунке 2 приведён график изменения пробега различных ионов, полученных на стенде высоких энергий Госкорпорации «Роскосмос» в зависимости от требуемой глубины подложки.



рисунк 2. Изменение ЛПЭ в кремниевой подложке при воздействии ионами ксенона, криптона и аргона

С другой стороны, НД, например, (*ESCC Basic Specification No. 25100*) позволяют проводить воздействие ТЗЧ с обратной стороны активной поверхности ЭКБ. Стандартная толщина кремниевой подложки ЭКБ выпускается в диапазоне от 400 до 800 мкм. Исходя из этого, обеспечить требуемый пробег от 30 до 200 мкм при использовании ТЗЧ возможно только после проведения послойного удаления (утонения) монокристаллического кремния, не повредив при этом слой пассивации (рисунк 3).



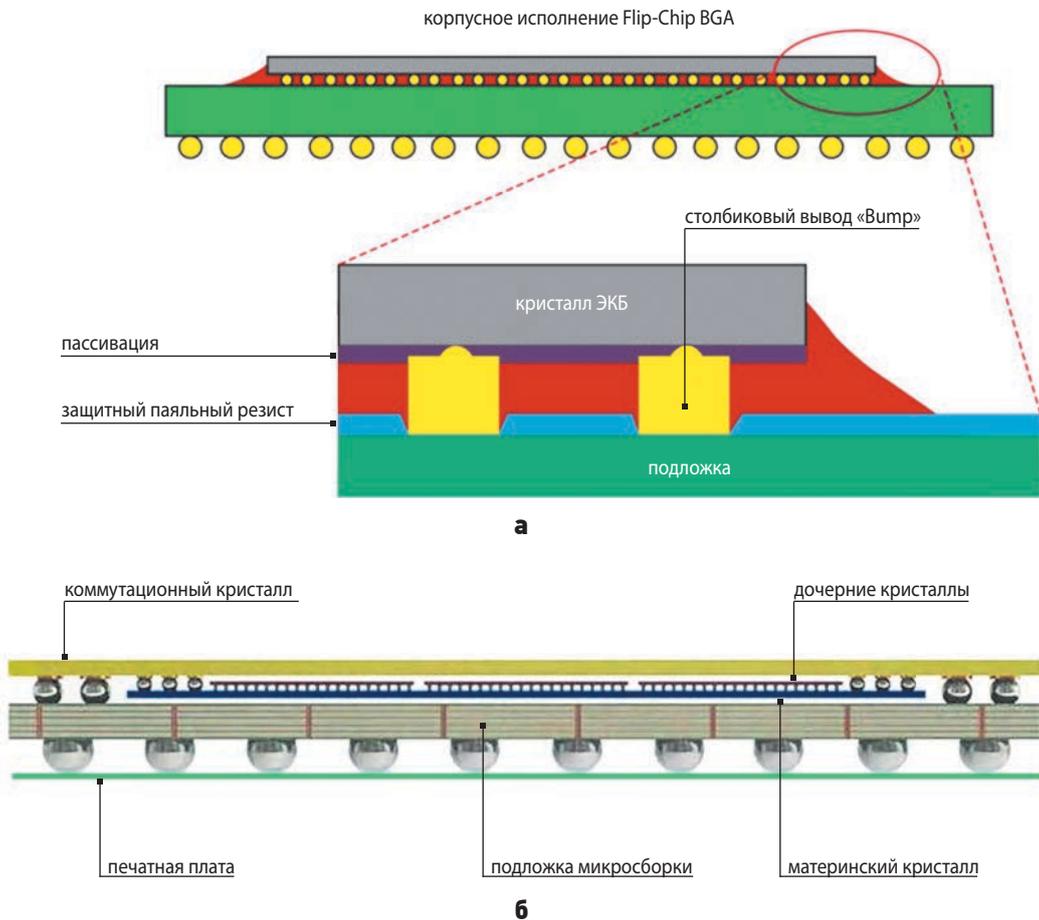
рисунк 3. Структура кристалла ИМС по технологии flip chip (*Colvin J. et al., 2019*)

Кроме того, приоритетной задачей подготовки образцов является сохранение работоспособности образцов такого исполнения и обеспечение возможности пайки на технологическую оснастку. На сегодняшний день испытания таких образцов в основном проводятся на воздействие высокоэнергетичных протонов (ВЭП), воздействие которых дает значение ЛПЭ в чувствительной области кристалла не более 15 МэВ·см²/мг, при типовых требованиях к ЭКБ космического применения 40–60 МэВ·см²/мг. Однако применение технологии подготовки образцов с обратной стороны полупроводниковой подложки сделает возможным подготовку образцов к проведению испытаний на воздействие ТЗЧ.

1. Особенности технологии flip chip BGA

Для понимания процесса подготовки образцов flip chip BGA необходимо иметь правильное представление о конструктивно-технологическом исполнении, в частности о технологиях микросборки и корпусирования. Технология flip chip развивалась в несколько этапов, главной её задачей было увеличение количества компонентов и плотности выводов для их крепления на поверхности кремниевой полупроводниковой подложки. Микросборки бывают однокристалльные или многокристалльные, типовая однокристалльная микросборка состоит из следующих элементов:

- металлическая крышка;
- кристалл ЭКБ;
- конденсаторы (пассивный элемент поверхностного монтажа);
- компаунд;
- столбиковые выводы «bumps»;
- подложка;
- шариковые выводы «BGA».

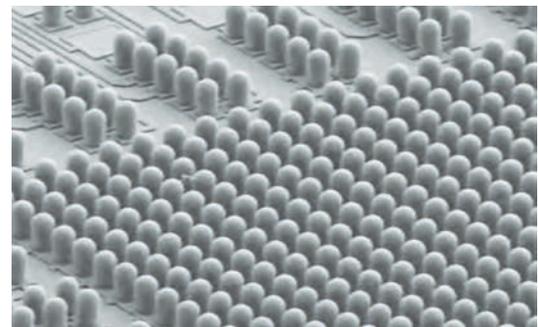
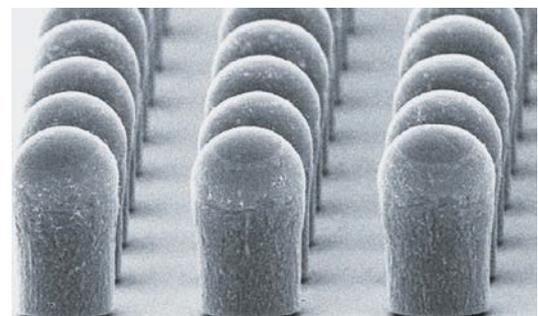


а – однокристалльная микросборка; **б** – многокристалльная микросборка производителя Amkor (Lau J.H.).
рисунок 4. Различные виды микросборок

В случае многокристалльных микросборок кристаллы делятся на несколько типов: коммутационный, дочерний и материнский. Микросборка представлена на рисунке 4.

Из рисунка 4 видно, что чем больше компонентов, тем сложнее становится технология монтажа. Для крепления кристаллов используют технологию монтажа, разработанную специалистами ИВМ в начале 60-х годов. Технология прошла путь от замены медных выводов на шарики припоя (технология С4, метод самовыравнивающейся пайки) до использования «бампов», медных столбиковых выводов с крышками припоя (технология С2), изображённых на рисунке 5. В многокристалльной микросборке представлена следующая технология: дочерние кристаллы соединяются по технологии С2 на материнском кристалле, а он монтируется по технологии С4 с коммутационным кристаллом.

С другой стороны, производители стремятся повысить функциональность на единицу объёма и массы, что приводит к увеличению количества коммутационных выводов, снижению длины проводниковых трасс и уменьшению шага контактов. Толщина полупроводниковых кристаллов и их корпусов также должна быть минимальной.

**а****б**

а – общий вид;
б – форма выводов с укрупнённым масштабом.

рисунок 5. Столбиковые выводы по технологии С2 производителя Amcor (Lau J.H.)

ДЕКОРПУСИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ С ОБРАТНОЙ СТОРОНЫ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ОБРАЗЦОВ К ИСПЫТАНИЯМ НА СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ТЯЖЁЛЫХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ

Следует отметить, что из-за высокой плотности выводов перепрограммируемых контроллеров даже 12-слойные коммутационные платы не могут обеспечить перераспределение сигналов с кремниевых кристаллов на шариковые выводы BGA. Для решения этой задачи применяются кремниевые интерпозеры с несколькими распределительными слоями и переходными отверстиями в кремнии (TSV – Through-Silicon Via). Причём ведутся работы по замене кремния на новые органические материалы и составные конструкции для снижения стоимости многокристалльных СвК. Использование технологии представлено на рисунке 6.

Следует также рассмотреть конструкцию корпуса BGA. Данный тип корпуса является обычным «PGA» (pin grid array), в котором штырьковые контактные

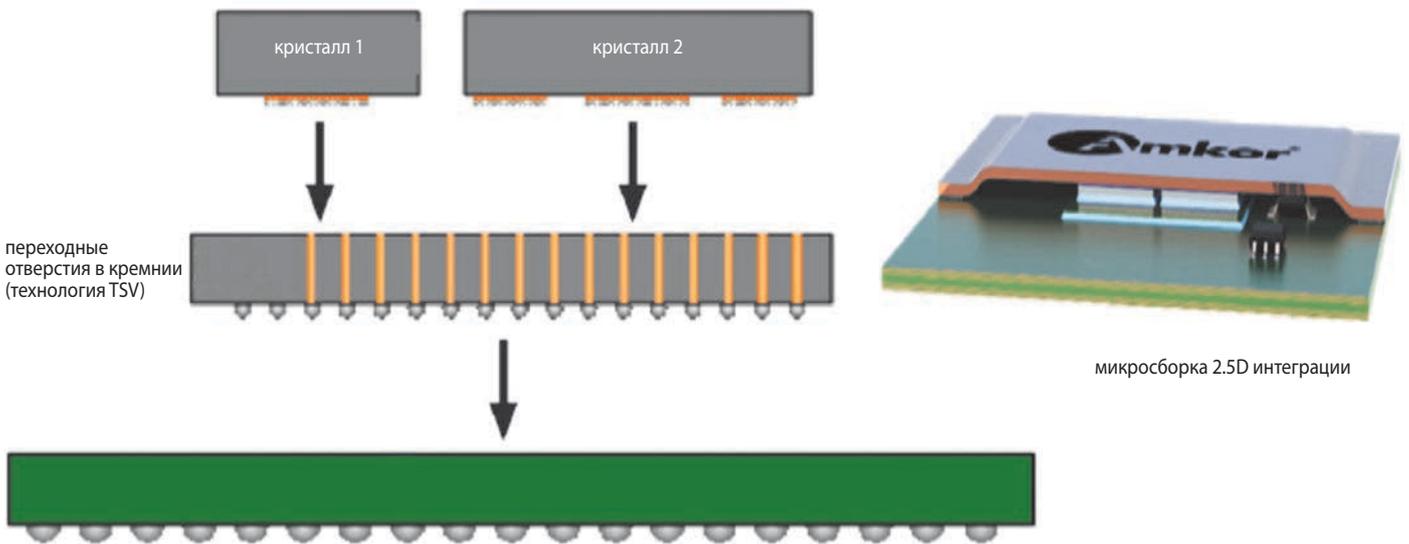
выводы заменены на шарики припоя. Известны следующие конфигурации flip chip BGA:

- конфигурация без крышки;
- конфигурация крышки по размеру кристалла;
- конфигурация крышки по размеру подложки.

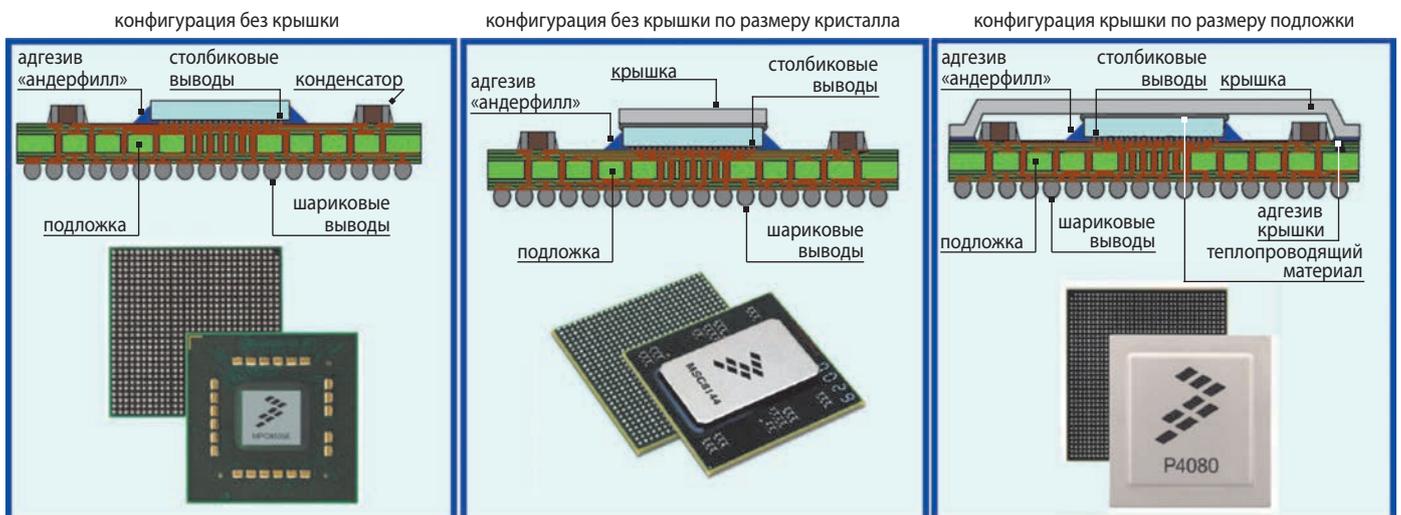
Отличие заключается в размере, наличии или отсутствии металлической крышки, которая крепится теплопроводящей пастой к кремниевой подложке кристалла. Конфигурации корпусов представлены на рисунке 7.

Структура подложки корпуса может состоять из нескольких слоёв металлизации и текстолита типа FR-4 (organic PCB laminate), представленных на рисунке 8.

Кроме того, известны примеры использования керамической подложки, рисунок 9.



рисунк 6. Многокристалльная микросборка производителя Amkor (Lau J.H.)



рисунк 7. Конфигурация flip chip BGA производителя NXP (Flip Chip Plastic Ball Grid Array (FC-PBGA))

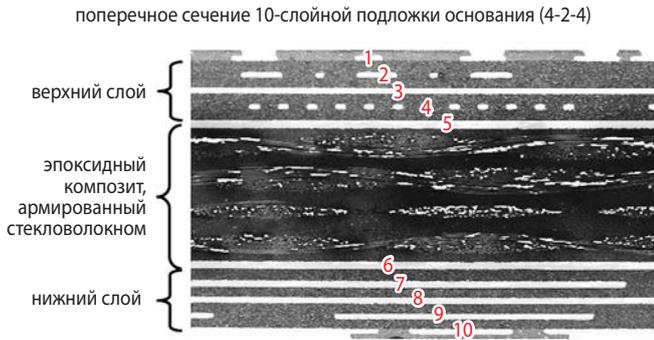


рисунок 8. Структура подложки на основе текстолита ФР-4 (Swift G.M. et al., 2002)

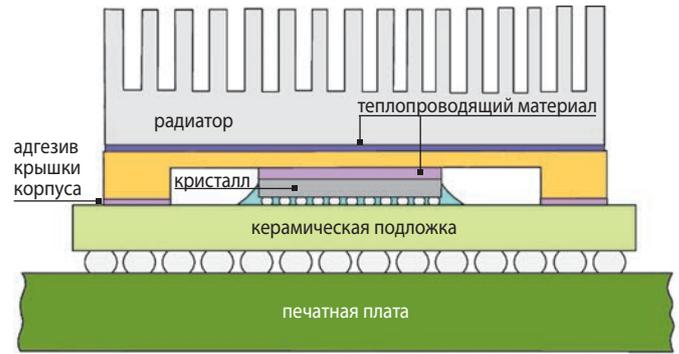


рисунок 9. Пример использования керамической подложки для конструктивно-технологического исполнения flip chip BGA

2. Использование подготовки образцов полупроводниковой подложки с обратной стороны

2.1. Анализ отказов

Подготовка образцов с обратной стороны (backside) полупроводниковой подложки кристалла широко распространены при анализе отказов ЭКБ с целью выявления физических дефектов, вызвавших отказ. Тенденции использования данного метода обусловлены применением современной технологии корпусирования flip chip BGA.

Последние 5–10 лет данный метод активно используется, преимущественно он необходим для подготовки образцов к таким видам исследования, как SII, Photon Emission, FIB, 3D X-ray, Magnetic mapping и лазерное моделирование (Colvin J. et al., 2019).

В литературе имеются данные о том, что утонение подложки кристалла может проводиться с использованием притирочного станка (шлифовальная машина), прецизионного фрезерного станка с ЧПУ, лазерной абляции, обработки ионным пучком, реактивного ионного травления (RIE), химического травления или их комбинации (Colvin J. et al., 2019).

Таким образом, опыт подготовки образцов возможно применить при подготовке образцов для радиационных испытаний. Подготовка образцов проводится по всей площади кристалла ИМС при условии сохранения работоспособности ЭКБ.

2.2. Радиационные испытания

Наиболее актуальной проблемой в области радиационных испытаний является подготовка образцов сложного конструктивно-технологического исполнения. К ним относится исполнение flip chip BGA, которое используется, в основном при проектировании высокопроизводительных процессоров либо статических ОЗУ. В таблице 1 приведены образцы, для которых была проведена подготовка образцов с обратной стороны кристалла ЭКБ.

таблица 1 – Объекты испытаний в технологическом исполнении flip chip BGA

наименование объекта испытаний	источник
CY7C4021KV13-667FCXC/статистические ОЗУ (SRAM)/361-ball flip chip BGA КМОП/Cypress	(Allen G.R. et al., 2011)
EP4SGX230KF40/flip chip BGA, F1517/КМОП/Altera	
Virtex-5 FPGA XQR5VFX130 (RHBD)/65 нм, статистические ОЗУ (SRAM)/flip chip ceramic lead grid array/КМОП/Xilinx	

В работе (Swift G.M. et al., 2002) приведены данные по проведению испытаний процессора Motorola Power PC750s в исполнении flip chip BGA. Для подготовки образца к воздействию ТЗЧ подложка с изначальной толщиной 720 мкм была утонена до 100 мкм. Результаты приведены на рисунке 10. В этой же работе упоминаются испытания процессора RAD6000 в исполнении flip chip BGA от производителя Manassas, облучение проводилось с обратной стороны кристалла ЭКБ (Swift G.M. et al., 2002).

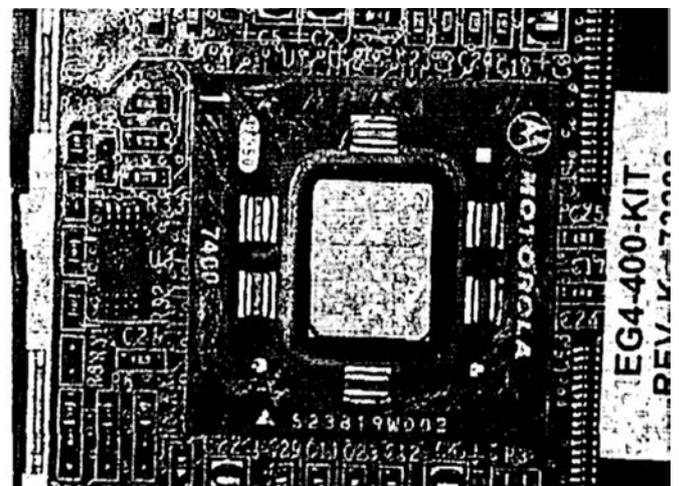


рисунок 10. Результат подготовки образцов к испытаниям на воздействие ТЗЧ процессора Power PC750s в исполнении flip chip BGA (100 мкм) (Swift G.M. et al., 2002)

ДЕКОРПУСИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ С ОБРАТНОЙ СТОРОНЫ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ОБРАЗЦОВ К ИСПЫТАНИЯМ НА СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ТЯЖЁЛЫХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ

В работе (Bobrovsky D.V. et al., 2017) представлен процесс подготовки образцов Virtex-5 FPGA для исследования воздействия одиночных эффектов путём воздействия сфокусированного лазерного излучения. Утонение проводилось в диапазоне толщин подложки от 150 до 180 мкм (Bobrovsky D.V. et al., 2017). Остаточная толщина кремниевой подложки контролировалась посредством оптического микроскопа со встроенной инфракрасной камерой и функцией установки плоскостности отсчёта относительно поверхности подложки ЭКБ (Bobrovsky D.V. et al., 2017).

2.3. Применение подготовки образцов для других функциональных классов

2.3.1. Операционный усилитель

В работе (Lewis D. et al., 2001) продемонстрирована эффективность подготовки образцов ЭКБ со стороны кремниевой подложки на примере операционного усилителя (ОРАМ) и отмечено, что кремниевую подложку возможно утонить до 50 мкм, не нарушив работоспособность ЭКБ. Для проведения испытаний на воздействие лазерного излучения утонение проводили до значений 200 мкм с последующей полировкой образца. Полировка необходима для устранения остаточной шероховатости после механической обработки поверхности ЭКБ и получения оптического качества поверхности для проведения инфракрасной фотоэмиссионной микроскопии. Результаты приведены на рисунке 11.

В работе (Lewis D. et al., 2001) отмечено, что для сверхбольших интегральных схем (СБИС) метод

лазерного воздействия со стороны кремниевой подложки позволяет получить более детальную информацию о возникновении эффектов. Расширение диапазона длины волны делает возможным проведение тестирования с обратной стороны корпуса.

2.3.2. Силовая электроника

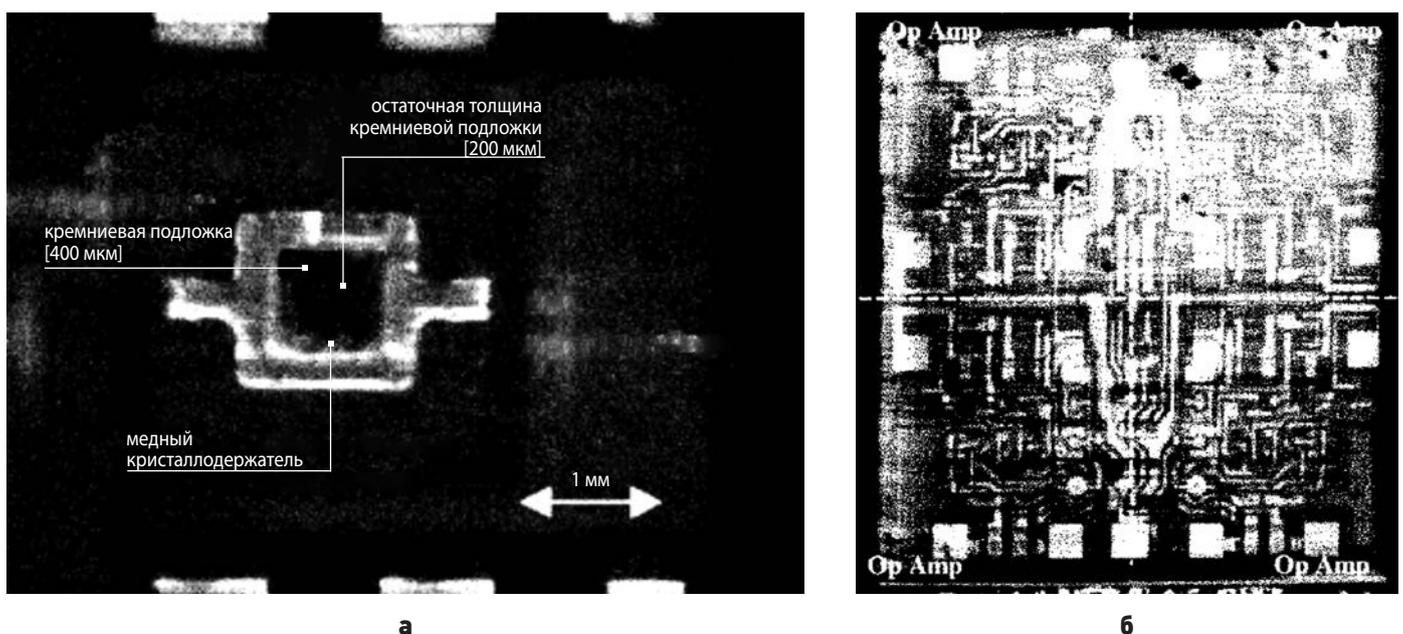
В работе (Luu A. et al., 2008) показана возможность применения метода подготовки образцов с обратной стороны для коммерчески доступных 500 V N-channel МОП транзисторов. Приведены результаты подготовки образцов утонения кремниевой подложки ЭКБ в диапазоне от 100 до 400 мкм. Результаты показаны на рисунке 12.

3. Методология подготовки образцов со стороны кремниевой монокристаллической подложки

Порядок проведения подготовки образцов со стороны кремниевой монокристаллической подложки индивидуален для различных функциональных классов.

Методология подготовки образцов состоит из следующих этапов.

1. Сбор и анализ данных.
2. Декорпусирование элементов, находящихся до кремниевой подложки.
3. Селективная трёхосевая обработка кремниевой подложки по Z-уровню (утонение).
4. Функциональный контроль (проверка работоспособности).



а – утонение с обратной стороны операционного усилителя LM124 в технологическом исполнении корпуса DIP; **б** – топологический рисунок с обратной стороны, полученный с применением инфракрасной фотоэмиссионной микроскопии (Lewis D. et al., 2001).

рисунк 11. Результаты утонения операционного усилителя LM124 (Lewis D. et al., 2001)

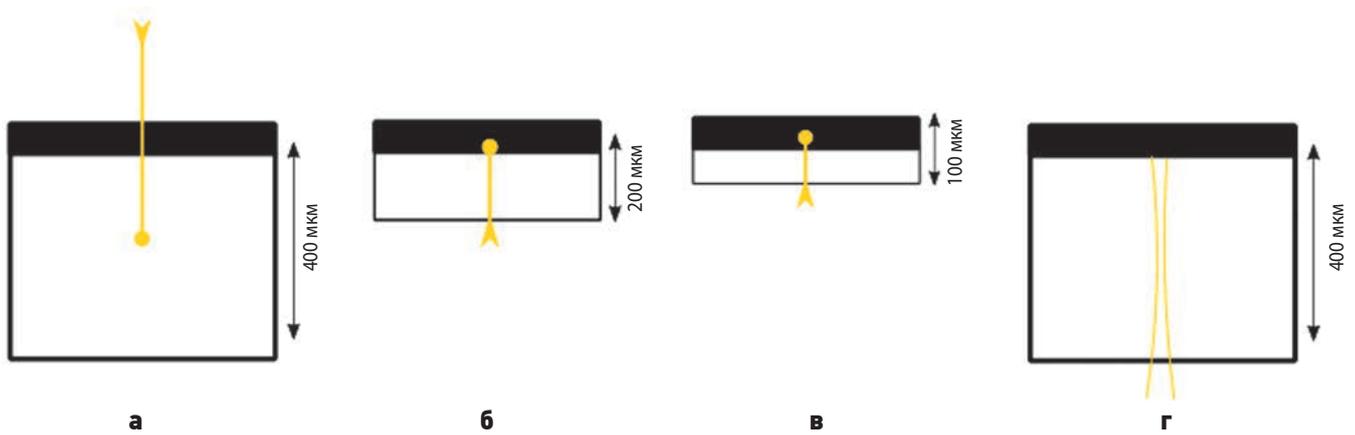


рисунок 12. Утонение коммерчески доступных транзисторов (Lewis D. et al., 2001)

3.1. Сбор и анализ данных

Сбор и анализ данных проводится для выбора надлежащего проведения подготовительных технологических процессов перед декорпусированием и последующей селективной обработкой. Некоторые различия в подготовительных процессах связаны с особенностями конструктивного исполнения, которые можно разбить на три группы.

1 группа:

- flip chip BGA;
- бескорпусное исполнение с внешними выводами (БК).

2 группа:

- металлический корпус (М);
- металлокерамический корпус (МК);
- металлостеклянный корпус (МС);
- керамический корпус (К).

3 группа:

- пластмассовый корпус (П).

Исходя из этого для каждой группы требуется проведение различных подготовительных этапов. Этапы определены с учётом конструктивного исполнения корпуса (таблица 2).

3.2. Селективная трёхосевая обработка кремниевой подложки по Z-уровню

Селективная трёхосевая обработка кремниевой монокристаллической подложки ЭКБ по Z-уровню проводится с использованием механического декапсулятора ASAP-1 IPS, рисунок 13.

Для проведения селективной обработки требуется определить расположение чувствительной области. Примеры представлены в таблице 3.

таблица 2 – Подготовительные этапы перед выполнением селективной обработки

технологические этапы	1 группа		2 группа				3 группа
	flip chip BGA	БК	М	МК	МС	К	П
1. Изготовление крепежа для выравнивания							
технологическая оснастка	-	-	-	-	-	-	-
технологическая оснастка с элементами разной высоты на торцевой стороне	+	+	+	+	+	+	+
без технологической оснастки	-	-	-	-	-	-	-
2. Способ крепления							
технологическая оснастка	механический	механический	механический	механический	механический	механический	механический
без технологической оснастки	восковой	восковой	восковой	восковой	восковой	восковой	восковой
3. Оценка начальной толщины	+	+	+	+	+	+	+
4. Необходимость заливки эпоксидным компаундом подкорпусного пространства	-	-	+	+	+	+	-
5. Декорпусирование							
удаление части корпуса и/или кристаллодержателя	+	-	+	+	+	+	+

ДЕКОРПУСИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ С ОБРАТНОЙ СТОРОНЫ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ОБРАЗЦОВ К ИСПЫТАНИЯМ НА СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ТЯЖЁЛЫХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ

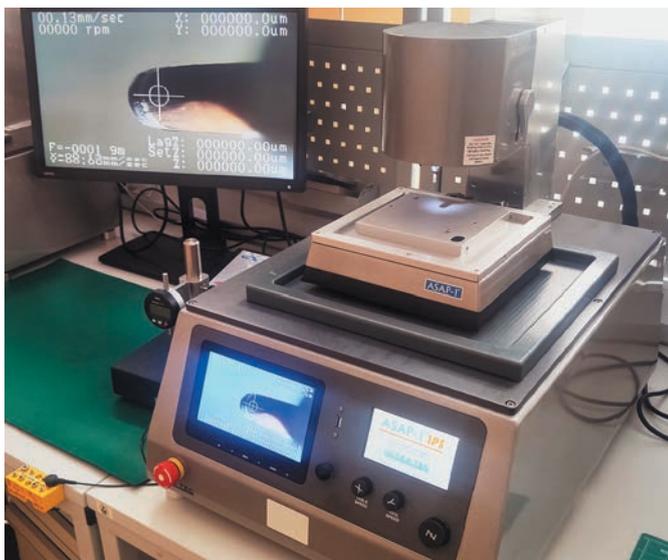


рисунок 13. Механический декапсулятор ASAP-1 IPS

таблица 3 – Расположение чувствительной области в зависимости от типа корпуса

тип корпуса	расположение чувствительной области
TSSOP	
flip chip BGA в пластиковом корпусе	
SO	

С учётом расположения выбранной зоны требуется также определить площадь обработки (зона декорпусирования). Кроме того, важным этапом является выбор инструмента, а именно – диаметра и типа фрезы. Правильный выбор инструмента повлияет на скорость обработки и результат декорпусирования. Рекомендации по выбору инструмента в зависимости от области обработки и в зависимости от материала для различных этапов представлены в таблицах 4 и 5 соответственно.

таблица 4 – Выбор диаметра инструмента в зависимости от области обработки

диаметр инструмента (D), мм	диапазон размеров полости/кристалла, мм
0,4	0,5×0,9
0,7	0,9×2
1	1,5×5
2	5×9
3	9×15
5	15×25

Уточнение проводится в несколько этапов.

Этап 1. Утонение кремниевой монокристаллической подложки с нерабочей стороны проводится с использованием фрезы с грубым алмазом 5215 D из состава комплекта инструментов грубой обработки. На данном этапе утонение требуется проводить до остаточной толщины не менее 200 мкм. При этом шаг движения фрезы не должен превышать двух третей от рабочего диаметра используемой фрезы (рисунок 14).

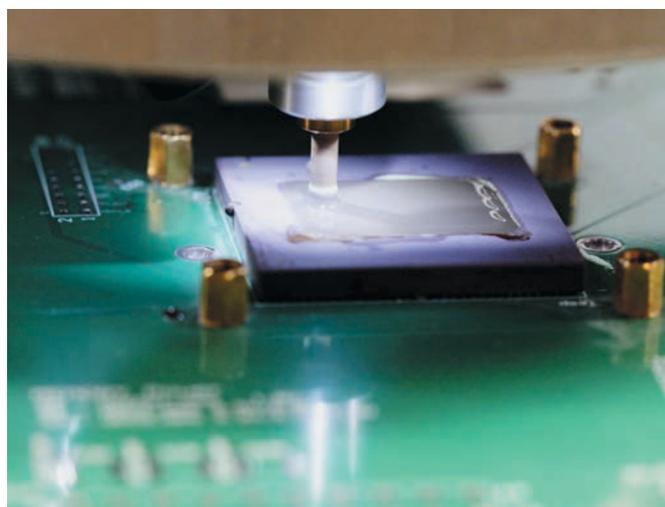


рисунок 14. Утонение кремниевой монокристаллической подложки с использованием фрезы

таблица 5 – Выбор инструмента в зависимости от материала и этапа обработки

этап (шаг)	инструмент	смазочные материалы	материал	толщина
грубая обработка	экстра-грубый алмаз	СОЖ	пластик, керамика, кремний	>500 мкм
снятие металлизации (при наличии)	режущая фреза	СОЖ	металлический кристаллодержатель, металлическая крышка	любая
утонение полупроводниковой подложки	мелкозернистый алмаз	СОЖ	кремний, арсенид галлия, германий	до 100 мкм
предварительная полировка	мягкий материал (дерево)	синяя и жёлтая	кремний, арсенид галлия, германий	от 100 до 50 мкм
финишная полировка	войлок	коллоидная	кремний, арсенид галлия, германий	остаточная толщина

Этап 2. Для утонения кремниевой монокристаллической подложки с нерабочей стороны используется фреза с мелкозернистым алмазом 5210 D (из состава комплекта мелкозернистых алмазных инструментов). На данном этапе утонение требуется проводить до остаточной толщины не менее 80 мкм. При этом шаг движения фрезы не должен превышать двух третей от рабочего диаметра используемой фрезы.

Этап 3. Окончательная полировка кремниевой монокристаллической подложки с нерабочей стороны ЭКБ проводится с использованием инструмента 5295 D (из состава комплекта инструментов для полировки). На данном этапе проводится окончательная полировка до остаточной толщины не менее 80 мкм. При этом шаг движения фрезы не должен превышать двух третей от рабочего диаметра используемой фрезы.

После каждого этапа необходимо промывать образец в ультразвуковой ванне с изопропиловым спиртом в течение трёх минут. Время промывки задается с помощью таймера ультразвуковой ванны. Затем производится сушка образца в атмосфере воздуха в течение трёх минут.

По окончании каждого этапа процесса утонения кремниевой монокристаллической подложки с нерабочей стороны измеряется остаточная толщина кремниевой монокристаллической подложки с использованием измерительных цифровых головок MarCator 1075R.

Диаметр фрез от 1 до 5 мм (подбирается в зависимости от площади кремниевой монокристаллической подложки образца ЭКБ).

СОЖ – смазочно-охлаждающая жидкость (глицерин применяется в обязательном порядке на всех этапах утонения кремниевой монокристаллической подложки образца).

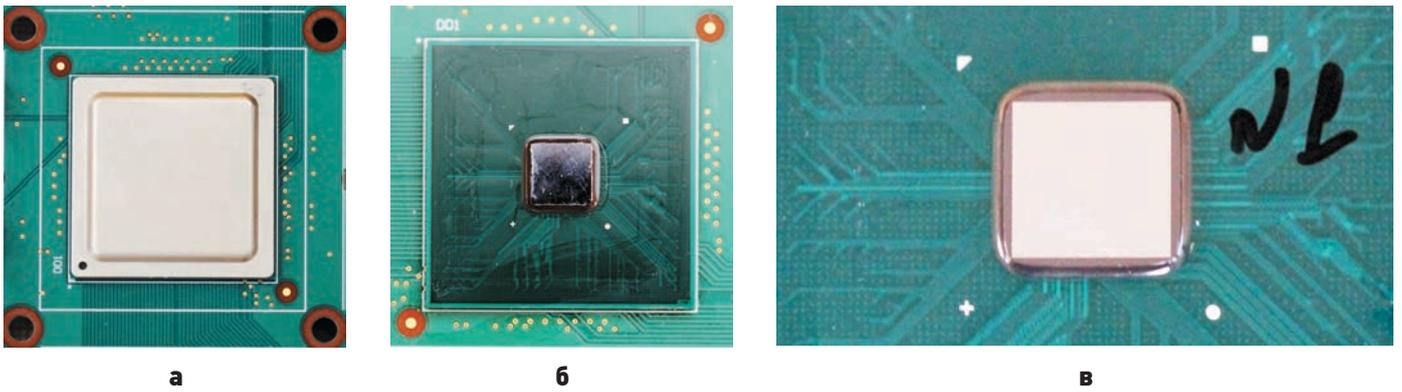
Анализ данных, полученных в процессе декорпусирования, включает в себя:

- получение зависимости толщины удаляемого слоя кремниевой подложки кристалла от времени механического утонения;
- получение данных остаточной толщины кремниевой подложки кристалла, при котором сохраняется работоспособность ЭКБ.

Сложность проведения декорпусирования со стороны подложки кристалла состоит в следующем:

- обязательным условием декорпусирования со стороны подложки кристалла является соблюдение плоскопараллельности направления движения инструмента;
- вследствие хрупкости кристалла утонение образца необходимо проводить при фиксированной нагрузке, скорости вращения инструмента;
- необходим точный контроль толщины удаляемого слоя;
- декорпусирование необходимо проводить непосредственно на печатной плате, так как отсутствует возможность смонтировать на печатную плату образец с утоненным кристаллом, сохранив его работоспособность.

ДЕКОРПУСИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ С ОБРАТНОЙ СТОРОНЫ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ОБРАЗЦОВ К ИСПЫТАНИЯМ НА СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ТЯЖЁЛЫХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ



а – внешний вид; **б** – после удаления металлической крышки и термопасты; **в** – утонённый.
рисунок 15. Примеры результатов подготовки образцов

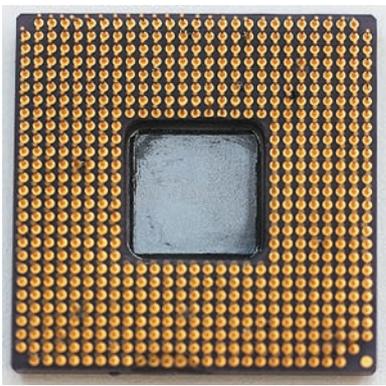


рисунок 16. Пример результатов подготовки образцов для типа корпуса Ceramic PGA

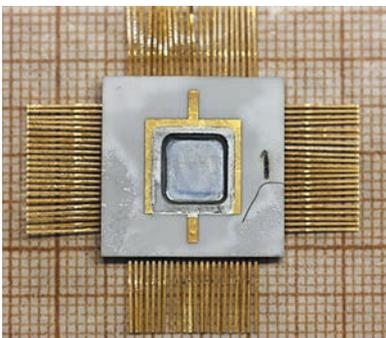


рисунок 17. Пример результатов подготовки образцов для типа корпуса CQFP

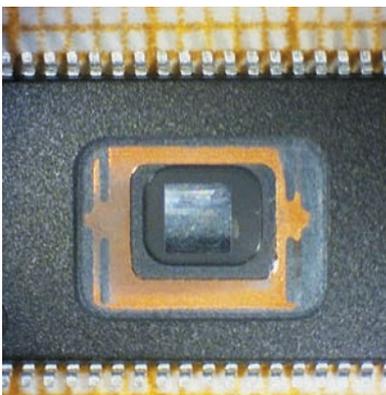


рисунок 18. Пример результатов подготовки образцов для типа корпуса TSSOP

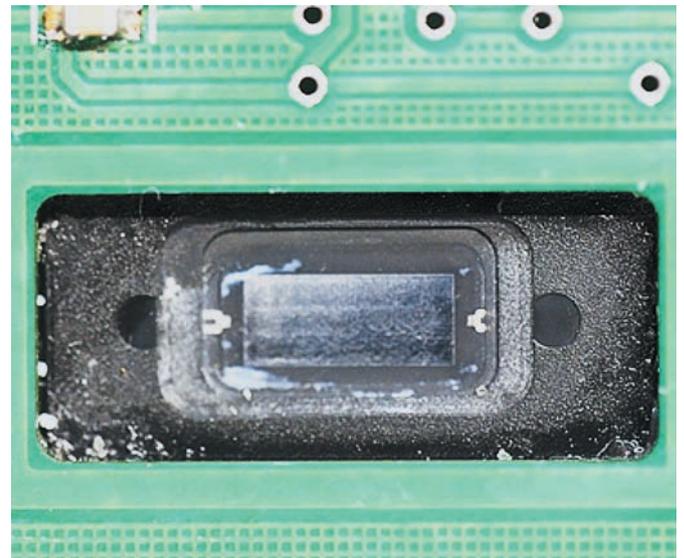


рисунок 19. Пример результатов подготовки образцов для типа корпуса TSSOP при размещении образца на печатной плате

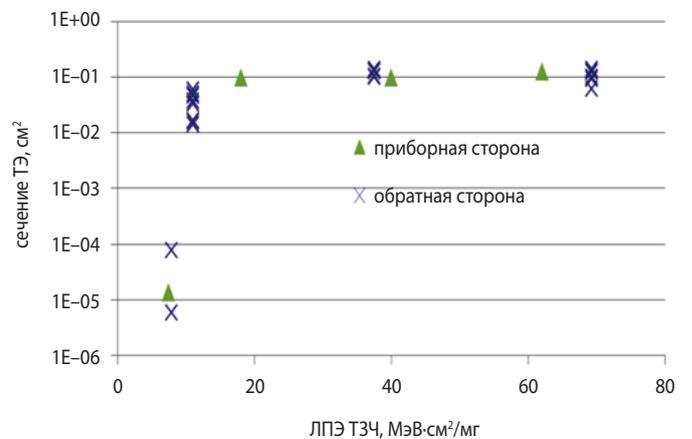


рисунок 20. Зависимость сечения тиристорного эффекта от ЛПЭ у микросхемы памяти, изготовленной по технологии 90 нм Cypress Semiconductor, при облучении со стороны приборного слоя и с обратной стороны

Изделие осматривается под оптическим микроскопом с увеличением от десятикратного до стократного (микроскоп стереоскопический со встроенной цифровой камерой DMS 130). Допускается использование рентгеноскопических установок для более детального анализа скрытых объёмов.

Примеры результатов подготовки образцов представлены на рисунках 15–19, а результатов испытаний при облучении со стороны приборного слоя и с обратной стороны – на рисунке 20.

Экспериментальные исследования проводились на испытательном стенде в г. Дубна при использовании ионов Хе, Кг, Аг и Не энергий 3.3–3.7 МэВ/нуклон (при облучении со стороны приборного слоя) и 12.4–13.2 МэВ/нуклон (при облучении с обратной стороны) (*Протопопов Г.А. и др.*, 2021). Видно отличное совпадение результатов, подтверждающее применимость такого подхода.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлен подход для подготовки образцов ЭКБ в корпусном исполнении BGA с применением технологии «перевернутого кристалла» (flip chip). Обсуждаются оптимальные технологические режимы селективной обработки кристалла со стороны полупроводниковой подложки с целью обеспечения воздействия ТЗЧ на активную область кристалла. Методология подготовки образцов со стороны кремниевой монокристаллической подложки позволяет увеличить количество тестовых возможностей и, в частности, обеспечить наиболее достоверную оценку стойкости изделий ЭКБ к воздействию ТЗЧ путём проведения испытаний с помощью ускорителя ионов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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.

Протопопов Г.А., Козюков А.Е., Яковлев С.А., Чубунов П.А. Сравнение результатов испытаний ЭКБ в сложно-корпусном исполнении при воздействии ТЗЧ с фронтальной и тыльной стороны // Тезисы докладов 24-й Всероссийской научно-технической конференции «Радиационная стойкость электронных систем – Стойкость-2021». 2021. С. 73-74.

Хамидуллина Н.М., Комбаев Т.Ш., Власенков Е.В., Зефирова И.В. и др. Радиационные условия на траектории полёта и на борту космического аппарата для исследования астероидов главного пояса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 8-11.

Allen G.R. et all. Recent single event effects results in advanced reconfigurable field programmable gate ar-

rays // IEEE Radiation Effects Data Workshop. 2011. P. 97-102.

Bobrovsky D.V. et all. Flip-chip ICs SEE testing technique // Proceedings of the International Conference on Microelectronics, ICM. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc. 2017. Vol. 2017. October. P. 309-311.

Colvin J., Colvin C. Backside Preparation and Optics // Microelectronics Failure Analysis. ASM International. 2019. P. 153-179.

Courtade F., Bezerra F., Duzellier S. Survey and comparison of various sample preparation techniques for the heavy ions backside irradiation of COTS VLSI // Proceedings of the European Conference on Radiation and its Effects on Components and Systems. RADECS. 2005. P. 2.

Danilin N.S. et all. Introduction of New Microelectronic Technologies into On-Board Space Equipment – System in Package // Rocket. Device Eng. Inf. Syst. Russian Space Systems. 2015. Vol. 1. P. 69-76.

ESCC Basic Specification No. 25100. Single Event Effect Test Methods and Guidelines. [Электронный ресурс]. URL: <https://escies.org/download/specdraftappub?id=3095> (дата обращения: 24.02.2021).

Flip Chip Plastic Ball Grid Array (FC-PBGA). Application Note. Q2, 2012. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nxp.com/docs/en/package-information/FC-PBGAPRES.pdf> (дата обращения: 24.02.2021).

JESD57A. Test procedure for the management of single-event effects in semiconductor devices from heavy ion irradiation. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.jedec.org/standards-documents/docs/jesd-57> (дата обращения: 24.02.2021).

Lau J.H. Status and Outlooks of Flip Chip Technology. [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. URL: https://www.circuitinsight.com/pdf/status_outlooks_flip_chip_technology_ipc.pdf (дата обращения: 24.02.2021).

Lewis D. et all. Backside laser testing of ICs for SET sensitivity evaluation // IEEE Trans. Nucl. Sci. 2001. Vol. 48, № 6. P. 2193-2201.

Luu A. et all. SEB characterization of commercial power MOSFETs with backside laser and heavy ions of different ranges // IEEE Transactions on Nuclear Science. 2008. Vol. 55, № 4. P. 2166-2173.

Swift G.M., Millward D.G., Clark H.L. Single-event testing using heavy ion irradiation through thick layers of material // Proceedings of the European Conference on Radiation and its Effects on Components and Systems. RADECS. 2002. Vol. 1, № 2. P. 438-442.

Статья поступила в редакцию 12.07.2021

Статья после доработки 14.07.2021

Статья принята к публикации 15.07.2021

МОДЕЛЬ СУБЪЕКТА ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

MODEL OF THE SUBJECT OF OPERATION OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY



Ю.А. Гравченко¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
Yu.A. Gravchenko



В.В. Козлов¹,
профессор, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
V.V. Kozlov



И.О. Кукушкин¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
I.O. Kukushkin

В статье рассматриваются вопросы прогнозирования способности субъекта эксплуатации достигать цели (целей) функционирования ракетно-космического комплекса с использованием модели субъекта эксплуатации. Модель субъекта эксплуатации строится с использованием множества компетенций его сотрудников. Сформулированы частные правила построения отношений подчинённости внутри субъекта эксплуатации.

Ключевые слова: модель субъекта эксплуатации; компетенция; граф отношения; такт функционирования.

DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.009

ВВЕДЕНИЕ

Прогнозирование способности субъекта эксплуатации достигать цели (целей) функционирования ракетно-космического комплекса (РКК) необходимо для обеспечения безусловного выполнения задач по пуску ракет космического назначения (РКН) и восполнению орбитальной группировки космических аппаратов. В условиях лимита времени и жёсткой технологической регламентации практически всех процессов эксплуатации космических средств получение прогнозных оценок достижения целей функционирования РКК можно построить только на основе анализа технологических графиков (ТГ)

The article deals with forecasting the ability of the entity to achieve operating objectives (goals) of the functioning space rocket complex using the model entity operation. The model of the subject of exploitation is built using a set of competencies of its employees. Particular rules for building subordination relationships within the subject of exploitation are formulated.

Keywords: model of the subject of exploitation; competence; relationship graph; tact of functioning.

подготовки РКН, ТГ технического обслуживания космических средств, ТГ технического обслуживания технологического оборудования средств наземной инфраструктуры РКК. Как правило, прогнозирование выполняется с привлечением экспертов, которые анализируют текущее положение дел субъекта эксплуатации, уровень обеспеченности ресурсами, уровень подготовленности личного состава и выдвигают гипотезу о способности субъекта эксплуатации достигать цели функционирования РКК. Обработка результатов экспертизы позволяет строить обоснованный прогноз о реализации целевого предназначения

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

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

субъекта эксплуатации. Учитывая по-прежнему низкий уровень автоматизации перечисленных эксплуатационных процессов, важным аспектом прогнозирования является объективная оценка уровня подготовленности персонала субъекта эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ) к выполнению обязанностей по предназначению.

Для обеспечения функционирования агрегатов и систем РКК требуется квалифицированный, всесторонне образованный персонал. Компетентность персонала, эксплуатирующего РКК, должна быть обеспечена на всех этапах жизненного цикла любого объекта РКТ. Особые требования к квалификации персонала предъявляются в условиях перехода эксплуатируемых объектов в нештатные состояния. ГОСТ Р 56111–2014 (ГОСТ Р 56111–2014, 2014) предлагает термин «особая ситуация из-за отказа (failure condition): Ситуация, возникшая в процессе применения образца по назначению вследствие отказа или сочетания отказов и оказывающая влияние на условия завершения данного цикла применения образца». В ГОСТ Р 56526–2015 (ГОСТ Р 56526–2015, 2015) определено «нештатная ситуация: Состояние космической системы (космического комплекса, автоматических космических аппаратов), их составных частей и привлекаемых средств, характеризующееся любым отклонением от заданной (штатной) программы эксплуатации, вызванное ошибками и несанкционированными действиями обслуживающего персонала, повреждениями и отказами техники, отклонениями параметров внешней среды от расчётных значений, потенциально способными привести к возникновению опасной ситуации или аварийной ситуации». Указанные термины не противоречат друг другу, однозначно свидетельствуют о влиянии на возможность завершения цикла применения образца (агрегата или системы РКТ) ошибок обслуживающего персонала, повреждений и отказов техники, внешней среды (Шевченко С.Н., 2019; Шевченко С.Н., 2020). Это, в свою очередь, говорит о необходимости учёта этих факторов при прогнозировании способности субъекта эксплуатации достигать цели функционирования РКК.

В ТГ подготовки РКН учёт возможности возникновения нештатных ситуаций выполняется в виде выделения резервных дней – специально предусмотренных разрывов в ТГ для устранения возможных неисправностей. Следует отметить, что при решении задач прогнозирования способности субъекта эксплуатации достигать цели функционирования РКК подобный подход представляется недостаточным, поскольку не учитывает такие факторы, как наполненность штата субъекта эксплуатации (Баранов Л.Т., 2004), уровень подготовки его персонала, уровень информационной обеспеченности звеньев управления субъекта.

1. Формальная постановка задачи по разработке модели субъекта эксплуатации РКТ

Исходными данными при постановке задачи являются составные части модели субъекта эксплуатации РКТ.

1.1. Составная часть модели субъекта эксплуатации РКТ

D – множество директивно определённых должностей субъекта эксплуатации (Гравченко Ю.А. и др., 2020),

$$D = \{d_1, d_2, \dots, d_i, \dots, d_n\},$$

где d – лингвистическая переменная (наименование должности);

i – порядковый номер должности;

n – общее количество должностей организации;

D' – множество занятых должностей субъекта эксплуатации, подмножество множества D ,

$$D' \subseteq D.$$

D'' – множество должностей субъекта эксплуатации, занятых активными сотрудниками, т.е. фактически исполняющими свои обязанности в прогнозный период (подмножество множества D'),

$$D'' \subseteq D'.$$

K – множество компетенций, необходимых сотрудникам организации для эксплуатации РКТ (модель компетенций организации),

$$K = \{k_1, k_2, \dots, k_j, \dots, k_m\},$$

где k – компетенция, определенная эксплуатирующей организацией как необходимая для эксплуатации РКТ;

j – порядковый номер компетенции;

m – общее количество компетенций, входящих в модель компетенций организации.

K_H – множество компетентностных характеристик должностных лиц организации,

$$K_H = \{k_1^{<h>}, k_2^{<h>}, \dots, k_j^{<h>}, \dots, k_n^{<h>}\},$$

где $k_j^{<h>}$ – вектор показателей сформированности компетенций сотрудника.

R_d – директивно определённое отношение подчинённости на множестве D^2 .

При этом следует отметить свойства отношения R_d :

1. R_d рефлексивно, т.е. $(\forall d_i \in D)(d_i R_d d_i)$. Любое должностное лицо организации подчиняется самому себе.

2. R_d антисимметрично, т.е. $(\forall a, b \in D)(a R_d b \wedge b R_d a \leftrightarrow a = b)$. Если два должностных лица субъекта эксплуатации РКТ подчинены друг другу, то это одно и то же лицо.

3. R_d транзитивно, т.е. $(\forall a, b, c \in D)(a R_d b, b R_d c \rightarrow a R_d c)$. Если должностное лицо b подчинено a и при этом должностное лицо c подчинено b , то должностное лицо c подчинено a .

Таким образом, можно сказать, что множество D обладает отношением нестрогого порядка или является частично упорядоченным.

Подмножества D' и D'' множества D за счёт свойства транзитивности отношения R_d также являются частично упорядоченными. При этом отношения R'_d и R''_d на множествах D' и D'' соответственно являются инъективными отображениями во множество R_d :

$$\varphi_1: R'_d \rightarrow R_d, \varphi_2: R''_d \rightarrow R_d, \varphi_3: R''_d \rightarrow R'_d.$$

На графах перечисленных отношений это выглядит как исключение вершины, соответствующей вакантной должности или должности, занятой сотрудником, который по каким-либо причинам не выполняет в исследуемый период свои должностные обязанности (вовлечён в нештатные формирования, болен, находится в отпуске и т.д.);

T – множество тактов функционирования субъекта эксплуатации,

$$T = \{t_1, t_2, t_3, \dots, t_f\},$$

где $t_1, t_2, t_3, \dots, t_f$ – такты функционирования, определяемые событиями начала выполнения работ, завершения выполнения работ, формирования нештатных подразделений, назначениями на вакантные должности, увольнением сотрудников, их убытием в отпуск и т.д.;

f – количество тактов функционирования в исследуемом периоде.

T_i – множество тактов функционирования субъекта эксплуатации, определенных на основе трудового законодательства,

$$T_i \subset T.$$

H_T – множество переменных, характеризующее количество специалистов, необходимых на каждом такте функционирования субъекта эксплуатации.

Y_d – множество допустимых управляющих воздействий.

1.2. Постановка задачи поиска управляющих воздействий

При заданных характеристиках D, φ_1 , субъекта эксплуатации РКТ и известных характеристиках $D', D'', K, K_H, T, T_i, \varphi_2, \varphi_3$ условий функционирования субъекта эксплуатации РКТ найти такие управленческие воздействия Y^0 по формированию боевого расчёта, определению численности личного состава боевого расчёта (D''), которые бы обеспечивали рост показателей сформированности компетенций должностных лиц организации субъекта эксплуатации РКТ

$$(K'_H > K_H, K'_H = K_H(t_f))$$

и при которых вероятность своевременного и успешного завершения совокупности операций ТГ функционирования РКК (P_f) была бы максимально возможной.

Дано: $D, D', D'', K, K_H, R_d, R'_d, R''_d, \varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, T, T_i, H_T$.
Найти: $Y^0 = \operatorname{argmax}_{y_k \in Y_d} \{P_f(D', D'', K, K_H, R_d, R'_d, R''_d, \varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, T, H_T) | \min |D''| \wedge \max(K'_H)\}$,
где k – порядковый номер управляющего воздействия.

2. Основные подходы к выработке управленческих решений с использованием модели субъекта эксплуатации РКТ

Поиск решения задачи, сформулированной таким образом, – сложный итерационный процесс. В ранее выполненных исследованиях (Баранов Л.Т., 2004) для решения подобных задач применялся метод декомпозиции исходной задачи на ряд более простых задач, решение каждой из которых можно было получить вне зависимости от решения других задач и затем сформировать решение исходной задачи на основе совокупности решений отдельных задач. При таком подходе неизбежно возникает вопрос об агрегировании решений частных задач и последующем подтверждении достоверности результатов. Иногда такое агрегирование становится отдельной научно-практической задачей, по сложности не уступающей исходной. Решение представленной задачи возможно построить на выявлении попарных отображений (функций) множеств, входящих в условие задачи, с последующим установлением значений показателей характеристик этих множеств. Таким образом, задача сводится к поиску рациональной последовательности совокупности попарных отображений (функций) множеств, составляющих условие задачи.

При поиске Y^0 для решения задач прогнозирования способности субъекта эксплуатации достигать цели (целей) функционирования РКК наиболее важное значение имеет такт t_f , определяющий момент завершения исследуемого процесса. По сути задача прогнозирования сводится к установлению времени наступления этого такта (при допустимом значении P_f). В целом, длительность процесса, в котором участвует субъект эксплуатации, определяет основные показатели эффективности функционирования РКК. Опираясь на эти рассуждения и учитывая, что процесс поиска решения итерационный, можно предложить соотношения, формально описывающие процедуру формирования Y^0 .

Множество тактов функционирования T субъекта эксплуатации можно представить в виде упорядоченного по времени наступления каждого такта кортежа $\langle T \rangle$ из элементов этого множества, но, учитывая, что такты функционирования различных операций могут наступать одновременно, необходимо установить множество отношений последовательности наступления тактов функционирования на множестве T^2 :

- $T1$ «такт t_i наступает строго после t_j »;
- $T2$ «такт t_i наступает строго перед t_j »;
- $T3$ «такт t_i наступает после или одновременно с t_j »;
- $T4$ «такт t_i наступает перед или одновременно с t_j »;
- $T5$ «такт t_i наступает одновременно с t_j »;
- $T6$ «такт t_i должен наступить»;
- $T7$ «такт t_i не наступит».

На первый взгляд, перечисление отношений $T1...T7$ может показаться избыточным, но с поправкой на недостаточность описательной информации процессов функционирования, невозможные противоречия в эксплуатационной документации, ошибки операторов информационных систем такая избыточность позволит уменьшить количество ошибок, вызванных перечисленными факторами.

Так как каждое из отношений $T1...T7$ построено на одном и том же декартовом квадрате T^2 , используя кодирование графов отношений, можем получить обобщённое отношение последовательности наступления тактов функционирования. Для этого необходимо выполнить следующие шаги:

1. Суммируем графы отношений $T1...T7$. Получаем обобщённый граф:

$$T_{об} = T1 + T2 + T3 + T4 + T5 + T6 + T7.$$

2. Выполняем перестановки вершин в матрице смежности полученного графа в соответствии с порядком наступления событий. Для этого (учитывая изначально произвольный порядок графов отношений тактов функционирования субъекта эксплуатации) устанавливаем (путём перестановки вершин) такты t_1 и t_7 в первую и последнюю строку (столбец) матрицы смежности графа обобщённого отношения. Как правило, эти такты назначаются директивно, поэтому нужды в их целенаправленном поиске нет. Затем выполняем перестановки внутри матрицы смежности в соответствии с порядком наступления тактов. Перестановки выполняем по направлению перемещения более ранних вершин (тактов) вверх по матрице смежности, поздних тактов – вниз. Определение поздних (ранних) тактов производится по наличию в строке (столбце) матрицы смежности кодов соответствующих отношений.

Эту процедуру легко проиллюстрировать на примере. Пусть отношение $T1$ закодировано простым числом 2, $T2$ – простым числом 3, $T3$ – простым числом 5, $T4$ – простым числом 7, $T5$ – простым числом 11, отношение $T6$ – числом 1, $T7$ – 0. Положим, что процесс функционирования завершается за восемь тактов. Пусть матрица смежности графа обобщённого отношения имеет вид, представленный на рисунке 1.

	t_1	t_2	t_3	t_4	t_5	t_6	t_7	t_8
t_1	1	2	2			7		
t_2	3	1			2		11	
t_3	3		1				2	
t_4				1				
t_5		3			1		7	
t_6	5					1		
t_7		11	3		5		1	5
t_8							7	

рисунок 1. Матрица смежности графа обобщённого отношения тактов функционирования

	t_5	t_2	t_3	t_4	t_8	t_7	t_1	t_6
t_5	1	3				7		
t_2	2	1				11	3	
t_3			1			2	3	
t_4				1				
t_8					1	7		
t_7	5	11	3		5	1		
t_1		2	2				1	7
t_6							5	1

рисунок 2. Матрица смежности графа обобщённого отношения тактов функционирования после завершения перестановок

В завершении последовательными перестановками вершин в матрице смежности (не меняя при этом обозначения тактов) по формуле «более ранние такты влево – вверх, более поздние вниз – вправо» получаем матрицу, приведённую на рисунке 2.

По сути каждая из перестановок – изоморфный граф обобщённого отношения. Полное перечисление всех перестановок – описание множества изоморфизмов графа обобщённого отношения. Решение задачи установления изоморфизма графов обобщённого отношения возможно использовать при наличии базы данных с типовыми отношениями на множестве тактов функционирования T субъекта эксплуатации.

3. Построим диаграмму графа отношений последовательности наступления тактов функционирования (рисунок 3). Отношения на диаграмме обозначены в виде связи вершин. Отношение $t_i T2 t_j$ «такт t_i наступает строго перед t_j », закодированное простым числом 3, обозначено сплошной дугой со стрелкой. Отношение $t_i T4 t_j$ «такт t_i наступает перед или одновременно с t_j », закодированное простым числом 7, обозначено прерывистой линией со стрелкой. Отношение $t_i T5 t_j$ «такт t_i наступает одновременно с t_j », закодированное простым числом 11, обозначено двойной дугой. Отношения $T1, T3, T6, T7$, чтобы не усложнять рисунок, на диаграмму наносить не будем.

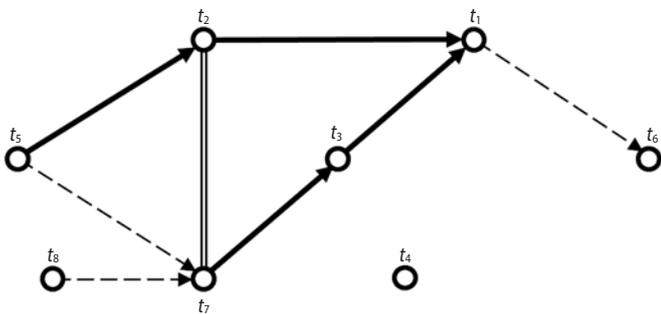


рисунок 3. Граф отношений последовательности наступления тактов функционирования

Наличие изолированной вершины на диаграмме графа (вершина t_4) говорит о том, что наступление этого такта может произойти в любой момент при реализации последовательности наступления тактов функционирования, такт не зависит от других тактов и не влияет на них. Такт t_4 может быть помещён в кортеж в любом месте.

4. Формируем кортеж тактов функционирования $\langle T \rangle$ длиной f .

Представленный граф отношений последовательности наступления тактов функционирования позволяет сформировать кортеж тактов функционирования, но не позволяет определить время завершения процесса функционирования, если не известны продолжительности межтактовых периодов. Продолжительность межтактового периода зависит от многих факторов, прежде всего от трудозатрат, определённых для операций процессов функционирования субъекта эксплуатации РКТ, уровня подготовленности персонала к выполнению обязанностей, обеспеченности материальными ресурсами и т.д.

При условии обеспеченности материально-техническими ресурсами обеспеченность человеческим ресурсом приобретает ключевое значение. Для определения достаточности уровня обеспеченности человеческим ресурсом организации в целом необходимо

определить потребность в специалистах на каждом такте и в межтактовый период. Для этого достаточно установить простые правила определения потребности в человеческом ресурсе на каждом такте: при начале операции количество личного состава складывается с общим числом действующего персонала, при завершении – отнимается, вычитается соответствующее количество личного состава и на такте, связанном с перемещением кадров в организации – отпуск, болезнь, боевые потери и пр., в межтактовый период количество персонала не меняется.

$$H_T(T): T \rightarrow D''.$$

Вектор переменных $\langle H_T \rangle$ можно построить как функцию f_H кортежа $\langle T \rangle$, ставящую в соответствие элементу t_i элемент h_{Ti} :

$$\langle H_T \rangle = f_H(\langle T \rangle).$$

При этом $h_{Ti} = f_H(t_i) \in D''$. Декартово произведение кортежей $\langle K \rangle, \langle D \rangle$ длин m и n соответственно составляет матрицу компетенций организации M_K .

Выполнение работ, связанных с тактами процессов функционирования субъекта эксплуатации, требует соответствующих компетенций личного состава. Поэтому следует установить зависимость

$$\varphi_K: T \rightarrow K.$$

При этом следует учитывать, что вектор компетенций должностного лица установлен в матрице компетенций:

$$k_{\langle m \rangle}^i = M_{K \langle m \rangle}^i.$$

Длина вектора $k_{\langle m \rangle}^i$ равна длине вектора $k_i^{\langle h \rangle}$ (показателей сформированности компетенций сотрудника). Наибольший вклад в значение вероятности P_f обеспечат наиболее компетентные сотрудники, вовлеченные в процессы функционирования. Следовательно, для успешной реализации такта t_i необходимо обеспечить максимальное значение элемента (элементов) вектора $k_i^{\langle h \rangle}$. Обеспечить условие $K_H' > K_H$, $K_H' = K_H(t_f)$ способны мероприятия по повышению квалификации и горизонтальная и вертикальная ротации сотрудников. Поэтому отношения подчиненности R_d, R'_d, R''_d при формировании Y^0 будут иметь второстепенное значение. Однако такты, связанные с планированием, контролем, началом и завершением работ, требуют наличия не только соответствующих компетенций, но и должностных полномочий, т.е. $d_1 R_d d_2 \wedge k_1^{\langle h \rangle}(d_1) \geq k_2^{\langle h \rangle}(d_2)$. По этой причине некомпетентные должностные лица не могут занимать руководящие должности. В целом, ориентируясь на такты функционирования, сделать вывод о рациональном установлении отношений подчиненности R_d, R'_d, R''_d довольно затруднительно.

Открытым остаётся вопрос выработки управленческих воздействий Y^0 при переходе объекта РКТ или самого субъекта в нештатные состояния. В этом

случае кортеж тактов функционирования $\langle T \rangle$ дополняется новым тактом $t_{\text{нш}}$, а матрица смежности графа обобщённого отношения получает новую вершину. Последующие такты корректируются на основе решения оператора, который либо останавливает процесс, либо продолжает его без каких-либо изменений, либо формирует новую последовательность тактов функционирования, корректируя при этом и матрицу смежности графа обобщённого отношения, и кортеж тактов функционирования $\langle T \rangle$. Для принятия подобного решения оператору необходим соответствующий уровень профессиональной компетентности, позволяющий действовать в нестандартной ситуации правильно, или, в случае, когда компетентности не хватает, у оператора должны быть полномочия для формирования решений на основе экспертных оценок. Ориентируясь на общепринятую систему предпочтений для формирования отношений подчинённости R_d^o на множестве должностных лиц, вовлеченных в процессы функционирования, мы можем сформулировать частные правила построения отношений подчиненности на множестве D'' :

1. Управляющее воздействие необходимо на начальном и завершающем такте функционирования.
2. Управляющее воздействие в процессе функционирования предпочтительно на тактах начала и контроля выполнения наиболее важных работ.
3. Управляющее воздействие в процессе функционирования предпочтительно на тактах с наибольшей потребностью в человеческих ресурсах ($\text{argmax}\langle H_T \rangle$).
4. Уровень компетенций управления руководителя должен превосходить уровень компетенций управления подчиненных.

5. Руководитель должен обладать хотя бы частью профессиональных компетенций подчиненных.

Совокупность множеств $D, D', D'', K, K_H, R_d, R_d', R_d'', \varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, T, T', H_T$ однозначно определяет субъект эксплуатации РКТ. Полученные на основе этих множеств значения $\langle H_T \rangle, \varphi_K, R_d^o, M_K$ позволяют сформировать вектор Y^0 управляющих воздействий.

заключение

Модель субъекта эксплуатации РКТ возможно использовать для прогнозирования способности организационно-технической системы эксплуатации достигать цели функционирования РКК. Такой прогноз формируется на основе анализа моделей субъекта эксплуатации РКТ. Он состоит в определении отношений логики последовательности наступления тактов функционирования с последующим определением кортежа $\langle T \rangle$ тактов функционирования.

Модель субъекта эксплуатации РКТ позволяет определить потребность в управляющих воздействи-

ях на различных тактах функционирования и сформировать вектор Y^0 управляющих воздействий.

Важным аспектом выполнения прогноза является высокая вероятность перехода организационно-технической системы эксплуатации РКК в нестандартные состояния. Этот аспект предлагается учитывать через K_H – множество компетентностных характеристик должностных лиц организации. Компетентное должностное лицо должно определить причину нестандартного состояния системы и принять решение на управление. Кортеж тактов функционирования $\langle T \rangle$ независимо от причины нестандартного состояния системы и последующих решений оператора дополняется новым тактом $t_{\text{нш}}$. Матрица смежности графа обобщенного отношения получает новую вершину. Последующие такты корректируются на основе решения оператора, который либо останавливает процесс, либо продолжает его без каких-либо изменений, либо формирует новую последовательность тактов функционирования, корректируя при этом и матрицу смежности графа обобщенного отношения, и кортеж тактов функционирования $\langle T \rangle$.

список литературы

Баранов Л.Т. Управление эксплуатацией космических средств. Министерство обороны РФ, 2004. 413 с.

ГОСТ Р 56111–2014. Интегрированная логистическая поддержка экспортируемой продукции военного назначения. Номенклатура показателей эксплуатационно-технических характеристик. Введён впервые 16.09.2014. М.: Стандартинформ, 2014. 29 с.

ГОСТ Р 56526–2015. Требования надежности и безопасности космических систем, комплексов и автоматических космических аппаратов единичного (мелкосерийного) изготовления с длительными сроками активного существования. Введён впервые 24.06.2015. М.: Стандартинформ, 2016. 45 с.

Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Чирва С.В. Эргатический аспект информационного сопровождения жизненного цикла изделий ракетно-космической техники // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, 2020. Вып. 672. С. 281-288.

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

Шевченко С.Н. Метод обоснования программ модернизации космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 24-28.

Статья поступила в редакцию 07.07.2021

Статья после доработки 07.07.2021

Статья принята к публикации 07.07.2021

ДРЕНАЖНО-ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫЙ КЛАПАН ПОВЫШЕННОЙ НАДЁЖНОСТИ ДЛЯ РАКЕТНОГО БАКА



А.В. Скандаков¹,
skand79@gmail.com;
Skandakov A.V.

ENHANCED RELIABILITY DRAIN SAFETY VALVE FOR LV PROPELLANT TANK



М.Ю. Яценко¹,
misha-yacenko@mail.ru;
Yatsenko M.Yu.

В статье произведена сравнительная оценка дренажно-предохранительных клапанов ракетных баков, выполненных по схемам прямого и непрямого регулирования. Выполнены расчёты и сделана конструкторская разработка оптимального варианта конструкции дренажно-предохранительного клапана непрямого регулирования. В завершение предложен вариант модификации этого клапана.

Ключевые слова:
дренажно-предохранительный клапан;
расходная характеристика; ракетный бак;
многобазовая ракета-носитель.

DOI: 10.26162/LS.2021.53.3.010

ВВЕДЕНИЕ

Предохранительный клапан – один из важнейших узлов ракетного бака, от нормального функционирования которого зависит работоспособность не только самого бака, но и всего изделия в целом (ракеты-носителя). В составе изделия такие клапаны работают как автономные элементы, срабатывающие в результате воздействия только лишь механической энергии давления и не включающие промежуточные элементы. Предохранительный клапан обязан срабатывать от давления конкретной величины, на которую он настраивается. Такая его автономность позволяет со-

The article covers a comparative evaluation of drain safety valves of LV propellant tanks built according to direct and indirect regulation layouts. Calculations and engineering design of optimal structure of indirect regulation drain safety valve are made. An option of the valve modification is proposed in conclusion.

Key words:
drain safety valve; discharge characteristic;
launch vehicle propellant tank;
reusable launch vehicle.

хранять работоспособность бака при возникновении нештатных ситуаций.

В исследовании был проведён расчёт дренажно-предохранительного клапана (ДПК) ракетного бака по схемам прямого и непрямого регулирования в соответствии с исходными данными. ДПК предназначен для сброса излишков давления в баке, тем самым защищая его от механических повреждений, а также для дренирования внутренних полостей бака при заправке путём подачи давления в управляющую полость клапана (*Козлов А.А. и др.*, 1988).

¹ ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

1. Разработка ДПК ракетного бака

Одна из основных задач проектирования предохранительного клапана – это создание конструкции, в которой с увеличением расхода рабочего тела через клапан от минимального G_{\min} до максимального G_{\max} , давление в системе находилось бы в пределах $p_{\min}-p_{\max}$ (Ушаков В.В., Щербаков А.М., 2017).

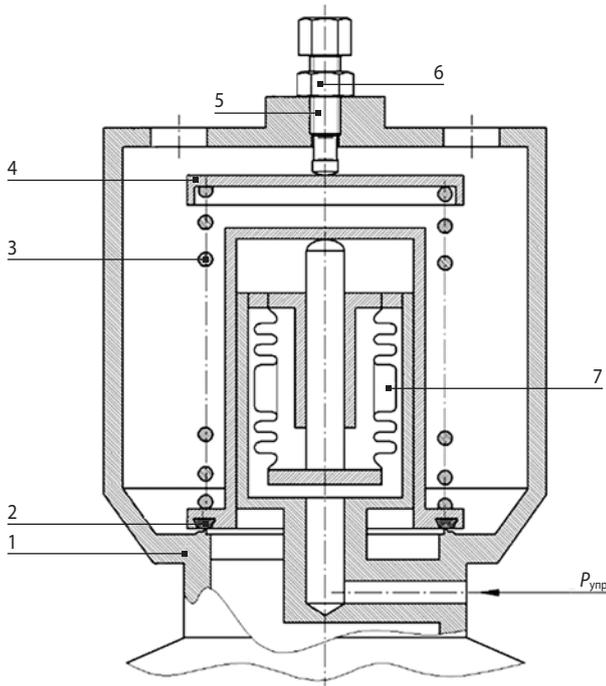
Проведём расчёт ДПК по схемам прямого и непрямого регулирования в соответствии со следующими исходными данными:

- рабочее тело: гелий;
- температура рабочего тела: 100°C ;
- расход рабочего тела: $G=2$ кг/с;
- давление, поддерживаемое в баке: $p_6=0,22^{\pm 0,01}$ МПа;
- управляющее давление для принудительного открытия клапана: $p_{\text{упр}}=0,5$ МПа

и сравним их характеристики.

1.1. Расчёт ДПК по схеме прямого регулирования

Конструктивная схема такого ДПК представлена на рисунке 1. Это клапан с прямым ходом затвора, а по конструкции – прямого действия.



- 1 – корпус с седлом; 2 – тарель с уплотнителем;
3 – пружина; 4 – опора; 5 – регулировочный болт;
6 – контргайка; 7 – сильфон пневмопривода.

рисунк 1. Конструктивная схема дренажно-предохранительного клапана прямого действия

таблица 1 – Параметры пружины ДПК прямого действия

диаметр проволоки d_n , мм	средний диаметр пружины D_c , мм	рабочее число витков n	число витков для поджатия пружины с двух сторон n_2	число зашлифованных витков n_3	жёсткость пружины k_n , Н/мм	сила пружины при рабочей деформации Q , Н
8	72	2	1,5	1,25	48,01	1730,19

Составим систему уравнений, описывающих работу клапана по схеме прямого регулирования в статике, при этом примем следующие допущения (Ушаков В.В., Щербаков А.М., 2017):

- истечение между полостями адиабатическое;
- истечение в атмосферу сверхкритическое;
- все эффективные площади являются постоянными величинами.

Система уравнений имеет вид:

$$\begin{cases} (p_6 - p_a)S - (Q + k_n h) = 0 \\ G = \frac{\mu f p_6 Y}{\sqrt{RT}} \\ h = \frac{G \sqrt{RT}}{\mu p_d Y p_6} \\ Q = (p_6 - p_a)S \end{cases}, \quad (1)$$

где p_a – давление за тарелью клапана; h – ход тарели клапана на открытие; f – необходимая площадь для расхода газа.

На основе рекомендаций в литературе (Козлов А.А. и др., 1988; Ушаков В.В., Щербаков А.М., 2017), а также поверочных расчётов примем следующие значения для параметров:

$d_c = 100$ мм – диаметр седла клапана;

$S = \frac{\pi d_c^2}{4} = 7854 \text{ мм}^2 = 78,54 \text{ см}^2$ – площадь седла клапана;

$Q = 1730,19$ Н – сила пружины при ходе $h = 0$ мм;

$k_n = 48,01$ Н/мм – жёсткость пружины;

$\mu = 0,75$ – коэффициент расхода;

$Y = \sqrt{gk \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$ – коэффициент, учитывающий

сверхкритический характер течения газа;

$k = 1,66$ – показатель адиабаты гелия;

$R = 2078$ Дж/(кг·К) = 21189,7 кгс·см/(кг·К) – газовая постоянная гелия.

Далее проведём расчёт пружины в соответствии с ГОСТ Р50753-95. Материал проволоки – сталь 12X18Н10Т. В таблице 1 приведены основные параметры пружины:

Решая систему уравнений (1) для значений расхода в диапазоне 0...2 кг/с, получим следующие результаты (рисунк 2).

По результатам расчёта расходной характеристики ДПК (рисунк 2) видно, что клапан, выполненный по схеме прямого регулирования, не удовлетворяет условиям задачи (превышает заданный диапазон давления в баке). Поэтому было принято решение рассмотреть вариант конструкции ДПК, выполненного по схеме непрямого регулирования.

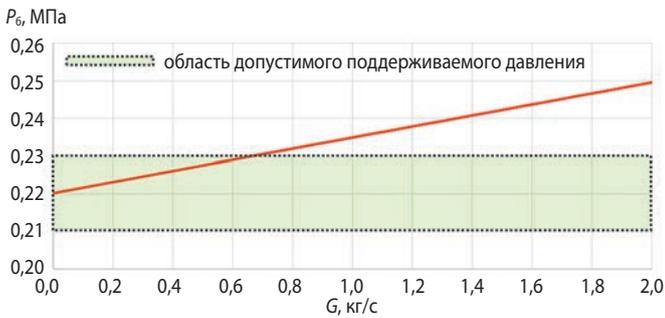
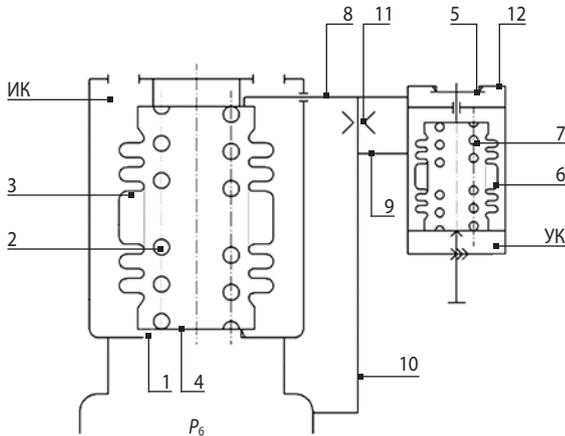


рисунок 2. Результат расчёта ДПК прямого действия

1.2. Расчёт ДПК по схеме непрямого действия

Проведём расчёт расходной характеристики ДПК, выполненного по схеме непрямого регулирования. Схема такого предохранительного клапана состоит из исполнительного (ИК) и управляющего (УК) клапанов (рисунок 3).



1 – корпус ИК с седлом; 2 – пружина; 3 – сильфон; 4 – тарель; 5 – шток с затвором; 6 – сильфон; 7 – пружина; 8, 9, 10 – трубопроводы; 11 – дроссель; 12 – корпус УК с седлом.

рисунок 3. Принципиальная схема ДПК непрямого действия с УК (чувствительным элементом)

Составим систему уравнений, описывающих работу клапана по схеме непрямого регулирования, приняв следующие допущения:

- все полости клапана разбиваются на участки, давления в которых приняты одинаковыми;
- истечение между полостями адиабатическое;
- истечение через ИК и УК в атмосферу сверхкритическое;
- все эффективные площади являются постоянными величинами;
- жёсткости упругих элементов ИК и УК не зависят от величины хода и являются постоянными величинами;
- при расчёте ходов ИК принято, что через него происходит весь расход рабочего тела.

Тогда система уравнений имеет вид:

$$\left\{ \begin{aligned} p_6 S &= p_c F_c + (Q_{ИК} + k_1 h_1) \\ p_6 (S_{сил} - S_{шт}) &= p_c (S_c - S_{шт}) + (Q_{УК} + k_2 h_2) \\ G_{ИК} &= \frac{\mu_1 f_1 p_6 Y_1}{\sqrt{RT}} \\ G_{УК} &= \frac{\mu_2 f_2 p_c Y_2}{\sqrt{RT}} \\ G_{др} &= \frac{\mu_3 f_3 p_6 Y_3}{\sqrt{RT}} \\ f_1 &= \pi d_{ИК} h_1 \\ f_2 &= \pi d_{УК} h_2 \\ G_{УК} &= G_{др} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

где p_c – давление в сильфоне (позиция 3);

h_1 – ход тарели ИК;

h_2 – ход затвора (позиция 5) УК;

f_1 – потребная площадь для расхода газа через ИК;

f_2 – потребная площадь для расхода газа через УК;

$G_{ИК}$ – расход газа через ИК;

$G_{УК}$ – расход газа через УК;

$G_{др}$ – расход газа через дроссель (позиция 11),

а также по аналогии с пунктом 1.1. приняты следующие расчётные параметры:

$d_{ИК} = 100$ мм – диаметр седла ИК;

$d_{УК} = 6$ мм – диаметр седла УК;

$d_{шт} = 10$ мм – диаметр штока УК;

$d_{др} = 0,7$ мм – проходной диаметр дросселя (позиция 11);

$k_1 = k_{ИК} + k_{mid_сильф_УК} = 33,79$ Н/мм – суммарная жёсткость пружины (позиция 2) и сильфона (позиция 3) ИК;

$k_2 = k_{УК} + k_{mid_сильф_УК} = 39,21$ Н/мм – суммарная жёсткость пружины (позиция 7) и сильфона (позиция 6) УК;

$S = \frac{\pi d_{ИК}^2}{4} = 7853,98$ мм² = 78,54 см² – площадь седла ИК;

$S_c = \frac{\pi d_{УК}^2}{4} = 28,30$ мм² = 0,283 см² – площадь седла УК;

$S_{шт} = \frac{\pi d_{шт}^2}{4} = 78,40$ мм² = 0,785 см² – площадь штока (позиция 5) УК;

$f_3 = \frac{\pi d_{др}^2}{4} = 0,38$ мм² = 0,0038 см² – площадь проходного сечения дросселя (позиция 11);

$\mu_1 = 0,7$; $\mu_2 = 0,7$; $\mu_3 = 0,8$ – коэффициенты расхода;

таблица 2 – Параметры пружины ИК ДПК непрямого действия

диаметр проволоки $d_{н_ИК}$, мм	средний диаметр пружины $D_{с_ИК}$, мм	рабочее число витков $n_{ИК}$	число витков для поджатия пружины с двух сторон $n_{2_ИК}$	число зашлифованных витков $n_{3_ИК}$	жёсткость пружины $k_{ИК}$, Н/мм	сила пружины при рабочей деформации $Q_{ИК}$, Н
5	54	6	1,50	1,25	5,79	657,63

таблица 3 – Параметры пружины УК ДПК непрямого действия

диаметр проволоки $d_{н_УК}$, мм	средний диаметр пружины $D_{с_УК}$, мм	рабочее число витков $n_{УК}$	число витков для поджатия пружины с двух сторон $n_{2_УК}$	число зашлифованных витков $n_{3_УК}$	жёсткость пружины $k_{УК}$, Н/мм	сила пружины при рабочей деформации $Q_{УК}$, Н
3	23	6	1,50	1,25	9,71	336,26

$Y_1=Y_3=\sqrt{gk\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$ – коэффициент, учитывающий сверхкритический характер течения газа;
 $\kappa=1,66$ – показатель адиабаты гелия;

$Y_2=\sqrt{gk\left(\frac{p_c}{p_6}\right)\left(1-\frac{p_c}{p_6}\right)}$ – коэффициент для докритического течения газа;

$Q_{ИК}=657,63$ Н – сила пружины (позиция 2) ИК при $h_1=0$;

$Q_{УК}=336,26$ Н – сила пружины (позиция 7) УК при $h_2=0$;

$F_c=65$ см² – эффективная площадь сиффона (позиция 3) ИК;

$S_{сил}=15,80$ см² – эффективная площадь сиффона (позиция 6) УК.

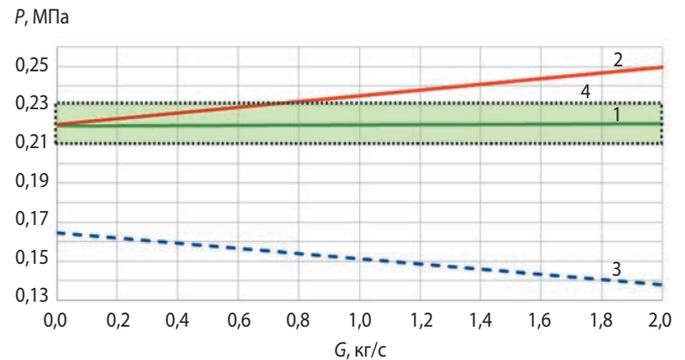
Аналогично пункту 1.1. выберем и рассчитаем параметры пружин для ИК и УК (таблицы 2 и 3).

При выборе сиффонов для ИК и УК авторы исходили из величин рабочего давления и хода тарелли. Для получения удовлетворительного результата были подобраны сиффоны по ГОСТ 22388-90, имеющие следующие параметры (таблица 4):

таблица 4 – Параметры сиффонов ИК и УК ДПК непрямого действия

параметр сиффона	обозначение, размерность	сиффон ИК	сиффон УК
эффективная площадь	$F_{эфф_сифф}$, см ²	65	15,8
наибольшая жёсткость	$k_{max_сифф}$, Н/мм	50	42
наименьшая жёсткость	$k_{min_сифф}$, Н/мм	6	17
среднеарифметическая жёсткость	$k_{mid_сифф}$, Н/мм	28,0	29,5
максимальный рабочий ход на сжатие	$h_{max_сифф}$, мм	11,8	9,3
максимальное рабочее давление	$p_{max_сифф}$, МПа	0,3	1,0

Решив систему уравнений (2) для значений расхода в диапазоне 0...2 кг/с, получили расходную характеристику ДПК непрямого действия (кривая 1 на рисунке 4).



- 1** – давление, поддерживаемое в баке с ДПК, выполненным по схеме непрямого регулирования;
2 – давление, поддерживаемое в баке с ДПК, выполненным по схеме прямого регулирования;
3 – давление в сиффоне ИК ДПК, выполненного по схеме непрямого регулирования;
4 – область допустимого поддерживаемого давления.

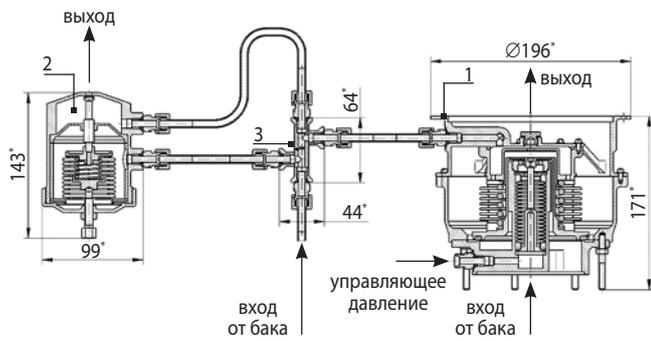
рисунок 4. Сравнение расходных характеристик ракетного бака при использовании ДПК прямого и непрямого действия

Проанализировав полученные результаты, авторы сделали следующие выводы:

1. Клапан, выполненный по схеме прямого регулирования, при максимальном расходе газа будет поддерживать давление 0,25 МПа, что превышает заданный предел регулирования. Это означает, что рассматриваемый ракетный бак потеряет устойчивость, следовательно, в этом случае необходимо повышать прочность бака, что повлечет за собой увеличение массы его конструкции.

2. При использовании клапана, выполненного по схеме непрямого регулирования, поддерживаемое в баке давление лежит в диапазоне допустимых отклонений $p_6=0,21...0,23$ МПа, а при максимальном расходе газа поддерживается давление 0,22 МПа – это удовлетворительный результат.

Таким образом, по итогам расчётов выбрана наиболее рациональная схема предохранительного клапана, а именно, непрямого действия с управляющим клапаном (чувствительным элементом). После чего была разработана конструкция такого ДПК и выполнен сборочный чертёж (рисунок 5).



1 – исполнительный клапан (ИК);
2 – управляющий клапан (УК); 3 – дроссель.

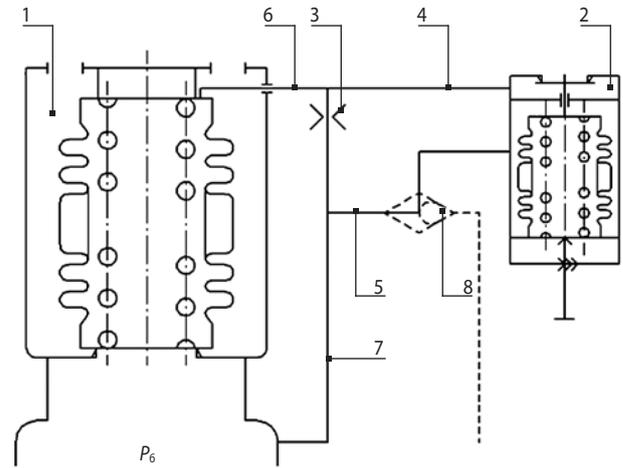
рисунк 5. Сборочный чертёж ДПК непрямого действия

Говоря о перспективах многоразовых РН, обратимся к проблемам надёжности и работоспособности ДПК. Слабое звено данного агрегата – сильфоны. Они имеют цикл наработки, после которого происходит разрушение оболочки и, как следствие, потеря работоспособности. На сборочном чертеже видно, что клапаны являются разборными. Такое конструктивное решение принято для относительно простого техобслуживания, т.е. для замены узла, в который входят сильфоны. Также на сборочном чертеже в управляющей полости ИК изображен многослойный сильфон, служащий для принудительного открытия клапана – дренажа. Количество реальных циклов работы сильфонов предохранительного клапана и сильфона для дренажа различно. Однако в ракетно-космической технике, особенно в многоразовых вариантах, главной задачей является снижение массы всей конструкции и упрощение обслуживания спасенных частей, в данном случае ракетного бака, поэтому было принято решение по объединению функций предохранения и дренажа в единой конструкции дренажно-предохранительного клапана.

2. Модификация ДПК для криогенных баков

В завершение исследования авторы предложили вариант модификации разработанного дренажно-предохранительного клапана путем введения в схему дополнительного элемента – тройника (Ушаков В.В., Щербачев А.М., 2020), рисунок 6.

По требованиям документации ДПК всесторонне испытывается на заводских стендах, и все места настроек пломбируются (Шевченко С.Н., 2020). После монтажа на бак разрешается только открывать ДПК путем подачи управляющего давления. Наддувать бак до рабочего давления не допускается. Так как криогенный бак рассчитывается на прочность для работы при отрицательных температурах, его уровень прочности будет недостаточным при наддуве «тёплым» воздухом. Конструктивная схема ДПК



1 – исполнительный клапан (ИК); 2 – управляющий клапан (УК); 3 – дроссель; 4, 5, 6, 7 – трубопроводы; 8 – клапан-тройник.

рисунк 6. Принципиальная схема предохранительного клапана с чувствительным элементом и клапаном-тройником

непрямого регулирования позволяет, не наддувая бак до рабочего давления, убедиться в его работоспособности с использованием клапана-тройника (рисунок 6). Клапан-тройник изолирует сильфон УК от бака РН, и, подавая через тройник повышенное командное давление с одновременным расходом воздуха в бак, ДПК откроется при пониженном давлении в баке. Это ещё одна положительная особенность схемы непрямого регулирования.

В схеме прямого регулирования невозможно принудительно открыть клапан при пониженном давлении, поскольку он срабатывает только напрямую – при достижении заданной величины давления в баке. Следовательно, в этом случае нельзя проверить его работоспособность.

Таким образом, открытие ИК ДПК непрямого регулирования при испытаниях пониженным давлением есть своеобразный маркер, который подтверждает его нормальное функционирование, ведь открывшись при пониженном давлении, клапан сработает и при штатном. Это важное преимущество схемы непрямого регулирования, поскольку такие испытания позволят быть уверенным, что после монтажа клапана на бак он сохранит свои настроечные параметры. Предложенное решение крайне полезно на практике, особенно при эксплуатации многоразовых систем.

Для расчёта такого режима примем следующие исходные данные:

- рабочее тело: воздух;
- температура рабочего тела: 20°C;
- расход рабочего тела: $G=2$ кг/с.

При расчете данного режима была использована система уравнений (2) с корректировкой данных,

а допущения остались неизменными. В частности, во всех уравнениях коэффициент Y учитывает сверхкритический характер течения, а переменная $p_{\text{бп}}$ представляет собой пониженное давление, подаваемое в бак:

$$\left\{ \begin{array}{l} p_{\text{бп}} S = p_c F_c + (Q_{\text{ИК}} + k_1 h_1) \\ p_{\text{бп}} (S_{\text{сип}} - S_{\text{шт}}) = p_c (S_c - S_{\text{шт}}) + (Q_{\text{УК}} + k_2 h_2) \\ G_{\text{ИК}} = \frac{\mu_1 f_1 p_{\text{бп}} Y}{\sqrt{RT}} \\ G_{\text{УК}} = \frac{\mu_2 f_2 p_{\text{кт}} Y}{\sqrt{RT}} \\ G_{\text{ДР}} = \frac{\mu_3 f_3 p_{\text{бп}} Y}{\sqrt{RT}} \\ f_1 = \pi d_{\text{ИК}} h_1 \\ f_2 = \pi d_{\text{УК}} h_2 \\ G_{\text{УК}} = G_{\text{ДР}} \end{array} \right. \quad (3)$$

Ключевым моментом является определение величины подаваемого пониженного давления $p_{\text{бп}}$, которого будет достаточно для преодоления силы прижатия тарелки к седлу. Однако эта величина не должна превысить некоторое допустимое значение давления в криогенном баке (с учётом коэффициента безопасности), которое приведёт к его разрушению.

Примем, что бак выполнен из сплава АМгб.

Оценим механические свойства АМгб для температуры 77 К (это температура сжиженного кислорода). Введём понятие $\Delta\sigma$ – коэффициент упрочнения материала бака при пониженной температуре. Получили, что упрочнение материала бака окислителя по σ_B (предел прочности) будет равняться:

$$\Delta\sigma_B = \sigma_{B(77\text{ К})} / \sigma_{B(293\text{ К})} = 1,29.$$

Аналогично вычисляется коэффициент упрочнения для $\sigma_{0,2}$ (предел текучести):

$$\Delta\sigma_{0,2} = \sigma_{0,2(77\text{ К})} / \sigma_{0,2(293\text{ К})} = 1,33.$$

Выбрав наибольший из рассчитанных коэффициентов (в данном случае $\Delta\sigma = \sigma_{0,2} = 1,33$), найдём величину пониженного давления в баке окислителя для испытаний с учётом коэффициента безопасности $f = 1,25$:

$$p_{\text{бп}} = \frac{p_6}{(\Delta\sigma \cdot f)} = 0,132 \text{ МПа}.$$

Теперь, зная пониженное давление, решаем систему уравнений (3) относительно восьми неизвестных. Получили следующий результат:

$$p_c = 0,056 \text{ МПа} \text{ – давление в сильфоне ИК};$$

$$h_1 = 0,446 \text{ мм} \text{ – ход тарелки ИК};$$

$$h_2 = 0,055 \text{ мм} \text{ – ход затвора УК};$$

$f_1 = 1,402 \text{ см}^2$ – необходимая площадь для расхода газа через ИК;

$f_2 = 0,010 \text{ см}^2$ – необходимая площадь для расхода газа через УК;

$G_{\text{ДР}} = G_{\text{УК}} = 0,94 \text{ г/с}$ – расход газа через УК;

$p_{\text{кт}} = 0,223 \text{ МПа}$ – давление, подаваемое на клапан тройник (позиция 8).

Таким образом, фиксируя расход газа через ДПК, можно судить о его работоспособности, подавая на клапан-тройник давление 0,223 МПа и одновременно в бак расход воздуха 0,3 кг/с, т.к. такой режим был проверен при автономных заводских испытаниях ДПК.

закключение

Рассчитан и разработан дренажно-предохранительный клапан ракетного бака. Показано, что наиболее рациональной является схема непрямого регулирования (с чувствительным элементом), при которой расходная характеристика лежит в диапазоне допустимых значений.

Предложена схема модификации ДПК непрямого регулирования для использования в криогенных ракетных баках. Такая схема позволит осуществлять проверку работоспособности установленного на изделие клапана (что ранее на практике не применялось), за счёт чего повысится уровень надёжности всего изделия.

Авторы выражают искреннюю благодарность кандидату технических наук, доценту МАИ Валерию Викторовичу Ушакову и кандидату технических наук Александру Михайловичу Щербакову за ценные методические советы и замечания при подготовке материала статьи.

список литературы

Козлов А.А. и др. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М.: Машиностроение, 1988. 351 с.

Ушаков В.В., Щербаков А.М. Агрегаты пневмогидравлических систем. М.: Изд-во МАИ, 2017. 204 с.

Ушаков В.В., Щербаков А.М. Регулируемый наддув ракетного блока // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 57-61.

Шевченко С.Н. Метод определения оптимальных объёмов автономных и комплексных испытаний систем космических аппаратов в ходе наземной экспериментальной отработки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 2. С. 55-57.

Статья поступила в редакцию 28.06.2021

Статья после доработки 01.07.2021

Статья принята к публикации 01.07.2021

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели). Тема и основное содержание статей предварительно согласовываются с редколлегией журнала.
 2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.
 3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
 4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
 5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
 6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
 7. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word 2010**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 8. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
 9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.
 11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).
 12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
 13. После принятия статьи к публикации предоставить в электронном виде в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru следующие файлы:
 - сформированной статьи, тип файла **.docx**;
 - рисунков, графиков, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
 - фотографий авторов, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
 - сведений об авторах, тип файла **.docx**.В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.
- Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 31.08.2021. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 10,0 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в книжной типографии ИП Дудкин В.А.,
614090, Пермский край, г. Пермь, ул. Емельяна Ярославского, 42-10.

подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте,
подписной индекс № 37156
в каталоге «ПЕРИОДИЧЕСКИЕ
ИЗДАНИЯ. ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ»
ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»



адрес редакции:

141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ
город ХИМКИ
улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

(495) 575-55-63
(495) 575-54-69
(495) 575-00-68 факс

vestnik@laspace.ru
<http://www.vestnik.laspace.ru>

ежеквартальный
научно-технический журнал
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»
издаётся с 2009 года.

включён:

- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
- в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника.

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

В АО «НПО Лавочкина» готовится к выпуску книга «Автоматический космический аппарат нового поколения "ЛУНА-25" – от исследования к освоению лунных ресурсов». В ней представлено описание лунной станции и комплекса научной аппаратуры для контактных исследований естественного спутника Земли в районе Южного полюса, в том числе, с целью обоснования возможности освоения лунных ресурсов в дальнейшем. Этот аппарат будет базовой платформой для создания перспективных лунников с широкой научно-прикладной программой работы. Разделы книги написаны учёными и специалистами АО «НПО Лавочкина», ГК «Роскосмос» и ИКИ РАН.

В 1981 году запущены межпланетные станции ВЕНЕРА-13 и ВЕНЕРА-14, которые впервые передали цветные панорамные изображения окружающей поверхности планеты, взяли пробы грунта в условиях высоких температур и давлений, определили их элементный состав и результаты передали на Землю. Тщательный анализ изображений, проведённый профессором Ксанфомалити (ИКИ РАН) в недавнем прошлом, показал динамику движения отдельных элементов.

