

14.09.2021  
С КОСМОДРОМА  
БАЙКОНУР  
ПРОИЗВЕДЁН  
**100<sup>й</sup>**  
ЗАПУСК  
РАЗГОННОГО  
БЛОКА «ФРЕГАТ»  
С 34 СПУТНИКАМИ  
OneWeb



В связи с 60-летней годовщиной первого полёта человека в космос **ПОЧЁТНОЙ ГРАМОТОЙ**

Российской академии наук награждены сотрудники Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» и организаций, внёсших значительный вклад в исследование и освоение космического пространства, в том числе сотрудники акционерного общества «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина»:



БАБЫШКИН Владимир Евгеньевич,  
ДОЛГОПолов Владимир Павлович,  
ЕФАНОВ Владимир Владимирович,  
ИВАНОВ Алексей Сергеевич,  
КАЗМЕРЧУК Павел Владимирович,  
ЛОМАКИН Илья Владимирович,  
МОИШЕЕВ Александр Александрович,  
МОСКАТИНЬЕВ Иван Владимирович,  
СЕДЫХ Олег Юрьевич,  
ШАХАНОВ Александр Евгеньевич,  
ШИРШАКОВ Александр Евгеньевич.



## с о д е р ж а н и е

**Моишеев А.А., Шостак С.В.**  
Человек-легенда (к 100-летию Олега Генриховича Ивановского).....3

**Казмерчук П.В., Вернигора Л.В.**  
Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Оптимальное размещение узлов .....10

**Александров Л.Г., Константинов С.Б., Корольков А.В., Сапожников В.Б.**  
Топливный бак с капиллярным внутривакуумным устройством космической двигательной установки. ....15

**Жуков Б.И., Лихачев В.Н., Розин П.Е., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г., Тучин Д.А.**  
Управление движением космического аппарата при посадке на поверхность Луны .....22

**Панин Ю.В., Антонов В.А., Балыкин М.А., Бондаренко В.А., Холяков А.Е.**  
К вопросу проектирования и эксплуатации ТТ в составе СТР посадочных модулей межпланетных станций для исследования тел Солнечной системы. ....31

**Захаренко Д.В., Хамидуллина Н.М., Устинов С.Н.**  
Выбор метода стерилизации подсистем спуска и посадки космического аппарата на планеты с наличием атмосферы .....39

**Банников А.В., Попов В.Б.**  
Порядок расчёта локальных дозовых нагрузок радиоэлектронной бортовой аппаратуры космического аппарата с ядерной энергетической установкой .....45

**Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф.**  
К вопросу о геометрии гофрирования и её влиянии на защитные свойства противометеорного экрана из металлической сетки. ....50

**Макаров В.П., Самойлов С.Ю.**  
Повышение чувствительности обобщённого показателя эффективности космических систем наблюдения к геометрическому качеству целевой информации космических аппаратов дистанционного зондирования Земли .....56

**Хамидуллина Н.М., Зефилов И.В., Черников П.С.**  
Анализ одиночных эффектов, создаваемых космическим ионизирующим излучением в интегральных микросхемах радиоэлектронной аппаратуры межпланетных космических аппаратов .....61

**Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О.**  
Модель процесса функционирования субъекта эксплуатации ракетно-космической техники .....69

**Богатый А.В., Бедрин Ю.К., Дьяконов Г.А., Лапшинова О.В., Любинская Н.В., Нагапетян М.К., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Яковлев В.Н.**  
Импульсный плазменный инжектор «ИПИ-500» для научных экспериментов на борту Международной космической станции .....76

### 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.laspase.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](mailto: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. Моишеев**

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



9 772075 694002

2 1 0 0 4



>

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. Moisheev**  
*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

**f o u n d e r**  
 «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

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

<b>Moisheev A.A., Shostak S.V.</b> The man, the legend (to the 100 <sup>th</sup> anniversary of Oleg Genrikhovich Ivanovskiy) .....	3
<b>Kazmerchuk P.V., Vernigora L.V.</b> The method of linearization in optimization problems of low thrust spacecraft trajectories. Optimal nodes layout .....	10
<b>Aleksandrov L.G., Konstantinov S.B., Korolkov A.V., Sapozhnikov V.B.</b> Space vehicle fuel tank with propellant management device .....	15
<b>Jukov B.I., Lichachev V.N., Rozin P.E., Sikharulidze Y.G., Tuchin A.G., Tuchin D.A.</b> Spacecraft motion control during the Moon surface landing stage .....	22
<b>Panin Y.V., Antonov V.A., Balykin M.A., Bondarenko V.A., Kholiyakov A.E.</b> About design and operation of heat pipes as part of the thermal control systems of the landing module of interplanetary stations for the study of the solar system bodies .....	31
<b>Zakharenko D.V., Khamidullina N.M., Ustinov S.N.</b> The choice of the sterilization method of the descent and landing subsystems of spacecraft to the planet with atmosphere .....	39
<b>Bannikov A.V., Popov V.B.</b> Calculation of local dose loads radio-electronic on-board apparatus for the spacecraft with a nuclear power plant .....	45
<b>Dobritsa D.B., Yashchenko B.Yu., Pashkov S.V., Khristenko Yu.F.</b> On the question of the geometry of corrugation and its influence on the protective properties of the metal mesh meteoroid protection shield .....	50
<b>Makarov V.P., Samoiloov S.Yu.</b> Increased sensitivity of the generalized indicator of the effectiveness of space observation systems to the geometric quality of target information of remote sensing spacecraft .....	56
<b>Khamidullina N.M., Zefirov I.V., Chernikov P.S.</b> Analysis of single event effects created by space ionizing radiation in the microcircuits of the interplanetary spacecrafts radio-electronic equipment .....	61
<b>Gravchenko Yu.A., Kozlov V.V., Kukushkin I.O.</b> Model of the process of functioning of the subject of operation of rocket and space technology .....	69
<b>Bogatyi A.V., Bedrin Yu.K., Dyakonov G.A., Lapshinova O.V., Lyubinskaya N.V., Nagapetyan M.K., Popov G.A., Semenikhin S.A., Tyutin V.K., Yakovlev V.N.</b> Pulsed Plasma Injector «IPI-500» for Scientific Experiments on Board the International Space Station .....	76

### 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.laspacespace.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>

## ЧЕЛОВЕК-ЛЕГЕНДА (К 100-ЛЕТИЮ ОЛЕГА ГЕНРИХОВИЧА ИВАНОВСКОГО)



**А.А. Моисеев<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
*moisheev@laspaces.ru;*  
**A.A. Moiseev**

*В статье рассказывается об уникальном специалисте ракетно-космической отрасли, который начал свою творческую деятельность в ОКБ-1 у Сергея Павловича Королёва и продолжил в НПО им. С.А. Лавочкина. Он участвовал в таких космических проектах, которые принесли мировую славу отечественной космонавтики: первый искусственный спутник Земли, полёт Юрия Алексеевича Гагарина, первые лунные исследовательские аппараты, «ЛУНОХОДЫ».*

*Ключевые слова: Юрий Алексеевич Гагарин; Сергей Павлович Королёв; Георгий Николаевич Бабакин; первый искусственный спутник Земли; «ЛУНОХОД-1, -2»; доставка лунного грунта; астрофизическая станция «АСТРОН».*

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.001

18 января 2022 года исполняется 100 лет со дня рождения Ивановского Олега Генриховича уникального человека, гордости коллектива НПО им. С.А. Лавочкина, заместителя Главного конструктора по направлению (рисунок 1). Родился он в Москве, в семье служащего. В октябре 1940 года был призван на военную службу и направлен в пограничные войска в Западную Украину, где и встретил начало Великой Отечественной войны.

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

## THE MAN, THE LEGEND (TO THE 100<sup>TH</sup> ANNIVERSARY OF OLEG GENRIKHOVICH IVANOVSKIY)



**С.В. Шостак<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
*shostak@laspaces.ru;*  
**S.V. Shostak**

*The article depicts an exceptional expert of the rocket and space industry, who began his activity with Sergei Pavlovich Korolev at the OKB-1 and continued it at the Lavochkin Association. He was involved in the following space programs that brought world fame to the Russian cosmonautics: the first Earth artificial satellite, the flight of Yuri Alekseevich Gagarin, the first lunar research spacecraft, LUNOKHODS.*

*Key words: Yuri Alekseevich Gagarin; Sergey Pavlovich Korolev; Georgy Nikolaevich Babakin; the first artificial Earth satellite; LUNOKHOD-1, -2; lunar soil return; ASTRON astrophysical research station.*

В январе 1943 года был тяжело ранен. В мае 1945 года приказом командования в составе группы офицеров командирован в г. Москву для участия в Параде Победы.

С 1947 года О.Г. Ивановский работает в НИИ-88 (в настоящее время РКК «Энергия» – г. Королёв») сначала в должности техника, старшего техника, а после окончания Московского энергетического института – в ОКБ-1 инженером, старшим инженером, ведущим конструктором. В период с 1957 по 1961 годы являлся

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.



**рисунок 1.** Олег Генрихович Ивановский (18.01.1922–18.09.2014)

ведущим конструктором первых космических аппаратов, созданных под руководством академика С.П. Королева, в том числе и гагаринского космического корабля «Восток».

В июне 1961 года Постановлением Совета Министров СССР О.Г. Ивановский был назначен начальником отдела Комиссии Президиума Совета Министров СССР по военно-промышленным вопросам. В декабре 1965 года он по совету С.П. Королева перешёл в ОКБ машиностроительного завода им. С.А. Лавочкина в г. Химки на должность заместителя Главного конструктора по направлению создания автоматических космических станций для исследования Луны, с 1983 года продолжил работать в должности директора музея предприятия.

За годы военной службы и работы в ракетно-космической отрасли О.Г. Ивановский отмечен высокими наградами: орденом Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, двумя орденами Отечественной войны I степени, орденом Отечественной войны II степени, орденом Красной Звезды и орденом «Знак Почета», удостоен почётных званий лауреата Ленинской и Государственной премий СССР. Избран почётным членом Российской Академии космонавтики, членом-корреспондентом Португальского Географического общества (г. Лиссабон).

Удивительная сложилась военная судьба Олега Генриховича: погранполк, школа служебного собаководства, кавалерийский корпус, рейды в тыл противника, ранение в бою за город Валуйки Белгородской области и снова бои по освобождению Украины, Белоруссии, Польши, Румынии, Венгрии, Чехословакии.

В своих письмах родным о военных эпизодах Олег Генрихович писал очень сдержанно (*Ивановский О.Г.*, 2006): «...Добрый день, мои дорогие старички. Вы, конечно, спросите обо мне. Это ясно. Ну что же, напишу, что можно. Ничего общего с той частью, где я был все время, я теперь не имею. Теперь я казак. Осваиваю лошадку, шашку и т.д. Если бы вы сейчас посмотрели на меня, то не узнали бы. Черная бурка, кубанка, френч, на сапогах шпоры, шашка на боку. В общем, только усов не хватает до полной формы...» (рисунок 2).

Суровые будни войны и безжалостные трагические события не смогли заглушить светлые поэтические качества его романтической души. Из письма родителям: «10 мая 1945 года. Чехословакия. Победа! Победа, родные мои, горячо и нежно любимые! Пришёл тот долгожданный час, которого с таким нетерпением ожидал весь народ! Фашистская Германия сложила оружие.

Правда, на нашем участке ещё осталась какая-то группировка, которая, видимо, не желает капитулировать, но надеюсь, что в течение последующих двух-трёх дней мы её образуем.



**рисунок 2.** О.Г. Ивановский в годы войны

Вот и пролетели кошмарные четыре года, развеялся коричневый фашистский дурман и наступила тишина, которой ещё никогда не было. И как-то сразу слышишь голоса природы и щебет птичек, и журчание ручейков, замечаешь, что кругом цветут сады, и удивляешься – как? Это все есть на свете? Почему же мы этого не замечали в течение последних четырех лет? Да! Теперь опять вернется наше Солнце, и оно, омытое слезами и кровью, будет светить ещё ласковее, ещё ярче, чем светило раньше. Сейчас можно свободнее расправить грудь и глубоко вздохнуть, как после окончания долгой, тяжёлой и опасной работы.

Без стыда можно оглянуться назад, на пройденный путь, на прошедшие годы и, стерев пот со лба, сказать: да, прошли мы немало, немало проделали черновой работы фронта, видели и кровь, и смерть, теперь наш мир, наша тишина, наше счастье!

Как больно, и невольно на глаза наворачиваются слёзы – почему не дожили до этого прекрасного дня некоторые наши друзья, которые, быть может, имели право на жизнь более любого из нас.

Их взяла война, они отдали свою жизнь как верные солдаты на алтарь отечества. И сегодня, в этот день торжества, мы склоняем головы наши и, повторяя про себя имена погибших, говорим: «Они будут жить вечно!» (Ивановский О.Г. Просто биография).

Весной 1947 года Ивановский начал свою космическую трудовую деятельность техником в НИИ-88 в отделе, начальником которого был Борис Евсеевич Черток. Увлечённость радиотехникой помогла ему быстро освоиться в радиолaborатории и одновременно учиться в Московском энергетическом институте, после окончания которого в 1953 году он продолжил работу в ОКБ-1 на инженерных должностях.

Его творческая конструкторская деятельность началась в очень бурный период развития отечественной науки и промышленности, и, оказавшись в гуще этих событий, Олег Генрихович активно включился в этот созидательный процесс коллектива ОКБ-1, стал одним из ведущих создателей уникальной космической техники.

В январе 1956 года Советом Министров СССР было принято решение о создании искусственного спутника Земли (ИСЗ) в 1957–1958 годах. Срок пробного пуска планировался на 1957 год. Ведущим конструктором по проекту был назначен Михаил Степанович Хомяков, а его заместителем стал Олег Генрихович Ивановский. В тот начальный период создания космических конструкций пришлось осваивать новые виды технологий, характерных для легких тонкостенных изделий, разрабатывать новую бортовую аппаратуру, работающую в условиях космического пространства, отрабатывать вопросы радиосвязи и баллистического обеспечения.

Ивановский вспоминал: «Как-то раз зашёл я в цех, где мучились технологи и рабочие. Около громадного пресса на полу валялось несколько алюминиевых «чашек» с такими складчатыми краями, что даже я понял, что использовать их дальше нельзя. В производстве до той поры такие тонкостенные алюминиевые конструкции не применялись, и опыта их изготовления не было. И не только штамповка. А сварка?» (Ивановский О.Г., 1988). Понимая, что технологическую базу и специалистов цехов надо готовить заранее, в 1948 году директор НИИ-88 договорился с С.А. Лавочкиным и направил к нему более 50 технологов и мастеров завода для изучения процесса штамповки и сварки алюминиевых сплавов. Но настоящий опыт приходит только во время самостоятельной работы.

Космический первенец: сферический корпус диаметром 580 мм, на нем крепились четыре антенны длиной 2,4 и 2,9 метра. Внутри аккумуляторы, радиопередатчик, вентилятор, термореле, коммутатор–переключатель, датчики температуры и давления. Казалось бы, всё довольно просто: потенциально отечественная наука и промышленность уже были готовы к стремительному научно-техническому прорыву, готова и ракета-носитель. Последующие события убедительно это продемонстрировали.

4 октября 1957 года человечество услышало голос из космоса: сигналы первого искусственного спутника принимали во всех странах мира (рисунок 3).

Рукотворный космический объект находится на орбите вокруг Земли, работает и шлёт на Землю сигналы о переходе человечества в эру космических реалий.

Газета «Нью-Йорк таймс» в те дни писала: «Уже сейчас ясно, что 4 октября 1957 года навсегда войдёт в анналы истории как день одного из величайших достижений человечества...»

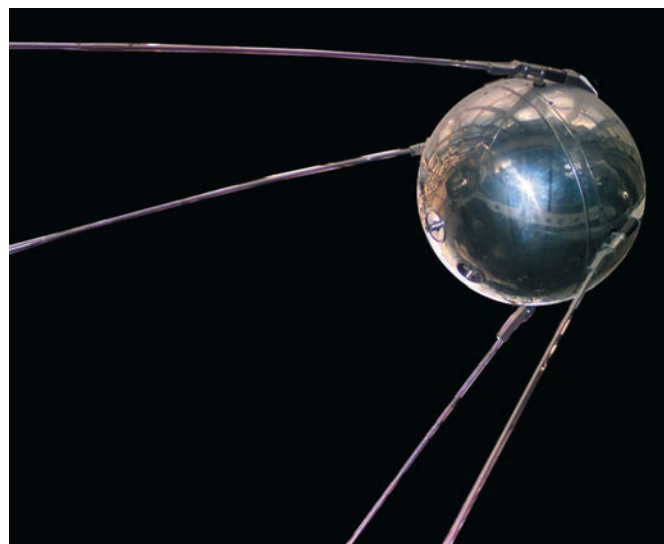


рисунок 3. Первый искусственный спутник Земли



**рисунок 4.** О.Г. Ивановский провожает в полёт Ю.А. Гагарина

Академик Борис Викторович Раушенбах в одном из своих выступлений говорил: «...Это простейшее изделие совершенно закономерно стало символом новой эры, связанной с огромными научными и техническими достижениями человечества в одной из сложнейших областей человеческой практики. Первый спутник представляет ценность не сам по себе, а как узловой пункт развития техники: с одной стороны, он символизирует завершение сложного пути развития ракет, ставших космическими, а с другой, является тем зародышем, из которого выросла космическая техника».

Практически через месяц 3 ноября 1957 года Ивановский провожал в полёт «первого живого космонавта» – собаку Лайку, которой первой пришлось испытать на себе, что такое перегрузки при выведении, как влияет невесомость и другие факторы космического полёта на живой организм. После запуска 15 мая 1958 года третьего спутника, ставшего первой в мире космической научной автоматической лабораторией, Олега Генриховича переводят на должность ведущего конструктора по лунной программе.

Ещё перед тем, как коллектив ОКБ ступил на «лунную» дорогу, Сергей Павлович Королёв в начале 1958 года докладывал правительству предлагаемую программу исследования Луны. Он писал, что уже имеется возможность осуществить полёт ракеты к Луне, облёт Луны с возвращением её к Земле и попадание в Луну.

2 января 1959 года в СССР осуществлён пуск космической ракеты в сторону Луны.

При пуске «ЛУНЫ-1» задачей было достижение второй космической скорости и обеспечение необходимой точности траектории для попадания в Луну. Вторая космическая скорость была достигнута, но попадания не получилось. 12 сентября 1959 года «ЛУНА-2» впервые в мире достигла поверхности Луны, а 26 октября 1959 года с борта межпланетной станции «ЛУНА-3» получены изображения обратной стороны Луны.

Постановлением комитета по Ленинским премиям в области науки и техники при Совете Министров СССР от 22 апреля 1960 года Ивановскому Олегу Генриховичу присуждена Ленинская премия – за участие в открытии и исследовании внешнего радиационного пояса Земли и исследовании магнитного поля Земли и Луны.

А у О.Г. Ивановского уже новое поручение: ведущий конструктор по пилотируемой программе – космический корабль «Восток». Началась программа подготовки полёта человека, но сначала испытателями были космические путешественницы: Чайка с Пчёлкой (неудачно), Белка и Стрелка (нормально), Шутка и Комета (неудачно), Чернушка (нормально), Звёздочка (нормально).

И вот только тогда, после этих полётов было принято решение о готовности перехода к основному, к главному – космический полёт ЧЕЛОВЕКА!

На верхней площадке стартового сооружения трое: Гагарин, Ивановский и Восток (ведущий конструктор 918-го завода, где создавались скафандр и кресло космонавта) (Иванов А., 1982). Заключительные операции, знаменитое гагаринское «Поехали!».



Проводить первого космонавта в первый космический полёт – эта завидная участь досталась нашему Олегу Генриховичу (рисунок 4).

Борис Евсеевич Черток в своей книге «Ракеты и люди» так писал об Ивановском (*Черток Б.Е., 2006*): «...Увлечённость радиотематикой, организационный талант и активность Ивановского не остались незамеченными. Он навсегда вошёл в историю как ведущий конструктор по «ВОСТОКУ», проводивший в космос Юрия Гагарина. Его заслуга ещё и в том, что он первый из специалистов, а не журналистов-профессионалов описал эпопею создания «ВОСТОКА» и пуска Гагарина в своих воспоминаниях «Первые ступени». Цензура запретила выпуск книги под настоящей фамилией автора, и у «Первых ступеней» автором оказался никому не известный Иванов. В дальнейшем Ивановский работал в аппарате ВПК в Кремле, а затем перешёл на завод имени Лавочкина».

Вклад Ивановского в работы по подготовке полёта Первого космонавта Земли Юрия Гагарина был отмечен орденом «Ленина». В этом же году в ЦК КПСС было принято решение о переводе О.Г. Ивановского на работу в Кремль начальником космического отдела военно-промышленной комиссии.

В 2001 году в журнале «Наука и жизнь» № 4 есть очень интересные воспоминания Олега Генриховича Ивановского: «...Как-то в феврале 1965 года в широком и тихом, покрытом «кремлевской» ковровой дорожкой коридоре мы встретились с Королевым. После обычных в таких случаях: «Ну, как жизнь? Что нового за высокими стенами?» – он, взяв меня за рукав пиджака, склонив чуть голову к плечу и глядя в сторону раздумчиво проговорил:

– Решили мы тут недавно проблемку одну... Все «ЛУНЫ», «ВЕНЕРЫ», «МАРСЫ» передать лавочкинской фирме. После смерти Лавочкина вот уже пятый год она не у дел. А ведь коллектив очень толковый, грамотный – авиационная культура! И знаешь кого Главным назначают? Бабакина. Да-да, Георгия Николаевича. Ты, наверное, помнишь его. Он в конце сороковых в начале пятидесятых у нас в НИИ-88 работал у Синильщикова.

– Господи, как же не помнить? Ведь я в пятьдесят первом году перед уходом в институт работал у него в отделе старшим техником. Прекрасно помню. Он замечательный человек.

– Так-то вот. Будет новая космическая фирма.

– Сергей Павлович, а она вашим филиалом будет или как?

– Нет-нет-нет! Ни в коем случае. Нечего за чью-то спину прятаться. Пусть сами за всё берутся, за всё и отвечают. Свои пышки, свои и шишки. На первых порах поможем, конечно. Но только на первых порах. Мне надо разгрузиться. На очереди «СОЮЗ», новые корабли, станции...».



**рисунок 5.** Главный конструктор Г.Н. Бабакин

В декабре 1965 года Ивановский О.Г. был назначен заместителем Георгия Николаевича Бабакина – Главного конструктора ОКБ машиностроительного завода имени С.А. Лавочкина (рисунок 5).

К 1965 году экспедиции к Луне уже совершались регулярно. Можно говорить о настоящем штурме, предпринятом со стороны двух существовавших в то время «космических держав» – СССР и США. Из 18 попыток в США – восемь в той или иной степени успешных (три пролёта и пять «жёстких посадок» с фотографированием при сближении); в СССР из 21 попытки – девять, с большей или меньшей долей успеха в осуществлении задуманного (четыре пролёта, один облёт с фотографированием обратной стороны, четыре «жёстких» прилунения). Стратегия исследований предполагала сочетание дистанционного (в том числе при пролёте или с орбиты искусственного спутника Луны) и контактного ее изучения. Но ни советские, ни американские исследователи космоса, упорно добивавшиеся выполнения столь необходимой операции, как «мягкая посадка», в то время никак не могли обеспечить «бережную» доставку научной аппаратуры в район намечаемого контакта с поверхностью. Неудачи начали тормозить нормальное течение исследовательского процесса.



**рисунок 6.** О.Г. Ивановский в период работы по лунной программе

Итак, с 1965 года дистанционное и контактное исследование Луны и планет Солнечной системы «взял в свои руки» – как Главный конструктор головной фирмы по созданию межпланетных автоматических космических аппаратов – Георгий Николаевич Бабакин. Иная, нежели применяемая прежде культура проектирования и проведения наземных экспериментально-испытательных работ, «взращенная» в конструкторской школе С.А. Лавочкина и привнесенная Г.Н. Бабакиным в отечественную космонавтику, довольно быстро принесла свои плоды. Лунная эпопея для него началась с первой же успешно выполненной самостоятельной работы – 3 февраля 1966 года космический аппарат «ЛУНА-9» совершил первую в мировой практике космоплавания мягкую посадку в районе Океана Бурь. Телевизионные изображения лунной панорамы при различных условиях освещенности в течение четырех сеансов передавались на землю (*Шесть лет и вся жизнь конструктора Г.Н. Бабакина*, 2004).

В последующем удачи чередовались с неудачами, и всё же 1966 год принёс отечественной космонавтике целый ряд приоритетов мирового значения (*Ефонов В.В., Мошнеев А.А.*, 2021):

9 февраля: «ЛУНА-9» – первая в мире мягкая посадка на Луну и передача телевизионной панорамы.



**рисунок 7.** Н.Г. Бабакин и О.Г. Ивановский с руководителями отрасли у капсулы с лунным грунтом

3 апреля: «ЛУНА-10» – первый в мире искусственный спутник Луны.

28 августа: «ЛУНА-11» – второй искусственный спутник Луны.

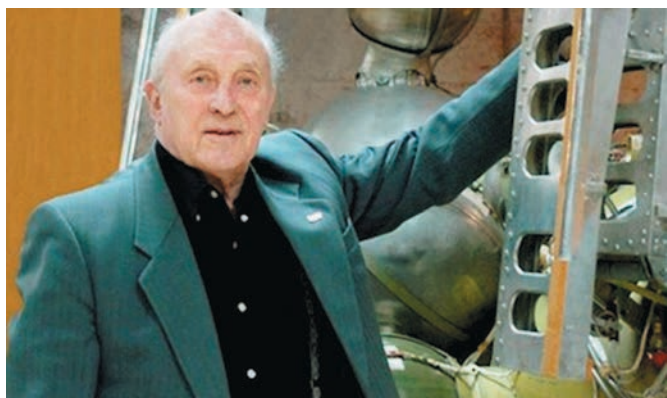
25 октября: «ЛУНА-12» – первое фотографирование Луны с орбиты спутника.

24 декабря: «ЛУНА-13» – вторая мягкая посадка и передача физико-механических характеристик лунного грунта.

Пять автоматических станций за один, первый космический год для коллектива лавочкинцев, для Главного конструктора Георгия Николаевича Бабакина стали яркой страницей начала великих космических исторических свершений (*Лемшиевский С.А., Ефонов В.В., Москатиньев И.В.*, 2017).



**рисунок 8.** О.Г. Ивановский упаковывает капсулу с лунным грунтом для отправки в ГЕОХИ



**рисунок 9.** О.Г. Ивановский в музее НПО им. С.А. Лавочкина

И соавтором этих свершений, активным их участником стал заместитель Главного конструктора по лунно-планетному направлению О.Г. Ивановский (рисунок 6). Он же был техническим руководителем испытаний автоматических станций серий «ЛУНА» и «ВЕНЕРА».

Стартовавший в апреле 1968 года искусственный спутник «ЛУНА-14» завершил исследования Луны с помощью «лунников» второго поколения, выводимых на ракете-носителе «Молния». Для запуска новых «лунников» предназначалась более мощная ракета-носитель «Протон» с разгонным блоком Д.

Под руководством Главного конструктора Г.Н. Бабакина Ивановский О.Г. участвовал в создании первых в мире автоматических планетоходов – «ЛУНОХОДА-1» и «ЛУНОХОДА-2» (Довгань В.Г., Мошнеев А.А., 2020) и возглавлял работы по автоматическим лунным станциям, выполнившим бурение на Луне и доставившим на Землю образцы лунного грунта из трёх районов восточного полушария Луны («ЛУНА-16», «ЛУНА-18», «ЛУНА-24») (рисунки 7, 8).

После завершения в 1976 году полётов советских автоматических станций по лунной тематике О.Г. Ивановский стал работать над созданием спутников серии «ПРОГНОЗ», предназначенных для изучения солнечной активности, её влияния на магнитосферу Земли, накопления научного материала по солнечно-земным связям. Аппараты дважды модернизировались; был создан универсальный спутник, позволяющий устанавливать на нём научную аппаратуру в различной комплектации без проведения повторных наземных испытаний.

В 1980–1983 годах Олег Генрихович вёл работы по первому советскому космическому аппарату для фундаментальных астрофизических исследований. Орбитальная астрофизическая обсерватория «АСТРОН», оснащённая уникальными приборами: крупнейшим на то время ультрафиолетовым телескопом и комплексом рентгеновских спектрометров, была запущена в 1983 году и успешно функционировала шесть лет.

На пенсию Олег Генрихович вышел в 1983 году, но ещё двадцать лет руководил музеем НПО им. Лавочкина. У него был несомненный дар интереснейшего рассказчика, очень грамотный слог, он прекрасно владел представляемым материалом, и обладал замечательным чувством юмора (рисунок 9).

Он прекрасно чувствовал аудиторию, с которой общался, и слушать его было необычайно интересно. Лично им было много сделано для того, чтобы музей предприятия стал жемчужиной истории космических страниц НПО им. С.А. Лавочкина. Олег Генрихович обладал также талантом художника и писателя-журналиста. Картины маслом, резьба по дереву и множество книг и журналистских зарисовок – результат его творчества вне основной работы.

О.Г. Ивановский – автор семи книг воспоминаний и многих научно-популярных статей по космической тематике. До 1988 года книги О.Г. Ивановского выходили под псевдонимом Алексей Иванов, «О. Сашин. Инженер» и другими.

Похоронен Олег Генрихович Ивановский в Химках на Новолуженском кладбище.

## список литературы

*Шесть лет и вся жизнь конструктора Г.Н. Бабакина /* Авт.-сост. И.Л. Шевалёв. М.: Арт-Бизнес-Центр, 2004. С. 44-46.

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

*Ефанов В.В., Мошнеев А.А.* Первый космический проект Г.Н. Бабакина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 3-7.

*Иванов А.* Впервые: записки ведущего конструктора. М.: Московский рабочий, 1982. 288 с.

*Ивановский О.Г.* Записки офицера «Смерш» в походах и рейдах гвардейского кавалерийского полка, 1941-1945. Центрполиграф, 2006. 253 с.

*Ивановский О.Г.* Наперекор земному притяжению. М.: Политиздат, 1988. 286 с.

*Ивановский О.Г.* Просто биография // URL: epizodsspace.airbase.ru/bibl/ivanovskiy/prosto\_biografiya/01.html 2018 (дата обращения: 10.10.2021).

*Лемешевский С.А., Ефанов В.В., Москатиньев И.В.* Исследование Луны космическими роботами: это было и будет (к 80-летию НПО им. С.А. Лавочкина) // Актуальные вопросы проектирования автоматических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований. 2017. Вып. 2. С. 19-27.

*Черток Б.Е.* Ракеты и люди. Т. 2. М.: РТСофт, 2006. С. 114.

*Статья поступила в редакцию 20.10.2021*

*Статья после доработки 20.10.2021*

*Статья принята к публикации 20.10.2021*

## МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ. ОПТИМАЛЬНОЕ РАЗМЕЩЕНИЕ УЗЛОВ



**П.В. Казмерчук<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
[pavel.kazmerchuk@gmail.com](mailto:pavel.kazmerchuk@gmail.com);  
**P.V. Kazmerchuk**

*В статье рассмотрена возможность совместной оптимизации управления КА с малой тягой и размещения узлов аппроксимирующей управление функции при использовании модифицированного метода линеаризации.*

*Ключевые слова: метод линеаризации; малая тяга; нелинейная оптимизация.*

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.002

### ВВЕДЕНИЕ

Модифицированный метод линеаризации (ММЛ) хорошо себя показал в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой, которые являются довольно сложными задачами нелинейной оптимизации при наличии ограничений. В работах (Казмерчук П.В., 2018; Вернигора Л.В., Казмерчук П.В., 2019; Казмерчук П.В., Вернигора Л.В., 2020) был решён ряд задач оптимизации траекторий КА с малой тягой, в которых получено хорошее совпадение с известными результатами.

Основными достоинствами ММЛ для данного класса задач являются:

- большая область сходимости, что позволяет выбирать тривиальные начальные приближения и отказаться от использования различных регуляризирующих приёмов;

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

## THE METHOD OF LINEARIZATION IN OPTIMIZATION PROBLEMS OF LOW THRUST SPACECRAFT TRAJECTORIES. OPTIMAL NODES LAYOUT



**Л.В. Вернигора<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
[VernigoraLV@laspace.ru](mailto:VernigoraLV@laspace.ru),  
[gorka\\_ya@mail.ru](mailto:gorka_ya@mail.ru);  
**L.V. Vernigora**

*The article considers the possibility of joint optimization of the control of a low-thrust spacecraft and the layout of nodes approximating the control function using a modified linearization method.*

*Keyword: linearization method; low thrust; nonlinear optimization.*

- работа в терминах целевой задачи без необходимости получения дополнительных конструкций типа условий трансверсальности и др.;
- регулярная сходимость при наличии множества локальных экстремумов (Казмерчук П.В., Вернигора Л.В., 2020).

Из недостатков можно отметить достаточно медленную сходимость в окрестности минимума, присущую методам первого порядка.

ММЛ является прямым методом оптимизации, работающим в пространстве управлений. Искомые функции управления заменяются (аппроксимируются) кусочно-постоянными аналогами, значения которых на каждом интервале становятся оптимизируемыми параметрами (вектором управляющих параметров). Узлы аппроксимации равномерно

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

размещаются по траектории относительно независимой переменной и в процессе оптимизации неподвижны.

Траектории КА с малой тягой могут быть достаточно протяжёнными. Для адекватной аппроксимации управляющих функций приходится использовать достаточно мелкий шаг размещения узлов аппроксимирующей функции, что приводит к большой размерности вектора управляющих параметров и, как следствие, к увеличению вычислительной сложности задачи.

Очевидной идеей на пути повышения точности аппроксимации (Шуришаков А.Е. и др., 2020) является поиск оптимального размещения узлов аппроксимирующей функции. Для этого положения узлов рассматривают как дополнительное управление и вводят в состав оптимизируемых параметров (Голубев Ю.Ф. и др., 1991). С одной стороны, данный приём улучшает аппроксимацию без введения дополнительных узлов, но с другой – увеличивает размерность вектора управляющих параметров, которую, возможно, было бы выгоднее потратить просто на уменьшение шага аппроксимации. Целесообразность использования такого подхода в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой рассмотрена в данной работе. Исследование проводилось на задаче перелёта КА с ЭРД с эллиптической орбиты на геостационарную за минимальное время.

## 1. Постановка задачи перелёта КА с ЭРД с эллиптической орбиты на геостационарную

Уравнения движения КА с ЭРД в модифицированных равноденственных элементах орбиты можно представить в следующем виде (Вернигора Л.В., Казмерчук П.В., 2019):

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dl} &= 2kpa_\tau; \\ \frac{de_x}{dl} &= k[a_r \xi \sin l + a_\tau [e_x + (\xi + 1) \cos l] - a_n \eta e_y]; \\ \frac{de_y}{dl} &= k[-a_r \xi \cos l + a_\tau [e_y + (\xi + 1) \sin l] + a_n \eta e_x]; \\ \frac{di_x}{dl} &= 0,5ka_n \varphi \cos l; \\ \frac{di_y}{dl} &= 0,5ka_n \varphi \sin l; \\ \frac{dt}{dl} &= \frac{k\xi}{\sqrt{\frac{p}{\mu}}}, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $a_\tau, a_r, a_n$  – проекции вектора управляющего ускорения на оси орбитальной системы координат;  $p$  – фокальный параметр;  $l$  – истинная долгота;  $\mu$  – гравита-

ционный параметр. Компоненты  $e_x, e_y, i_x, i_y$  связаны с эксцентриситетом и наклонением следующими соотношениями:  $e = \sqrt{e_x^2 + e_y^2}$ ;  $i = 2 \tan^{-1} \left( \sqrt{i_x^2 + i_y^2} \right)$ . Также использованы следующие обозначения:

$$\begin{aligned} \xi &= 1 + e_x \cos l + e_y \sin l; \\ \eta &= i_x \sin l - i_y \cos l; \\ \varphi &= 1 + i_x^2 + i_y^2; \\ a_\tau &= \frac{P}{m} \cos \theta \cos \psi; \\ a_r &= \frac{P}{m} \sin \theta \cos \psi; \\ a_n &= \frac{P}{m} \sin \psi; \\ k &= \frac{1}{a_n \eta + \mu \frac{\xi^3}{p^2}}, \end{aligned}$$

где  $\theta$  – угол между вектором управляющего ускорения и трансверсалью в плоскости оскулирующей орбиты;  $\psi$  – угол между вектором управляющего ускорения и плоскостью оскулирующей орбиты;  $P$  – тяга двигателя;  $m$  – масса КА.

Рассматривается перелёт между околоземными орбитами, параметры которых приведены в таблице 1.

**таблица 1** – Параметры начальной и конечной орбит

параметр	начальная орбита	конечная орбита
$p$	11625,0 км	42165,0 км
$e_x$	0,75	0
$e_y$	0	0
$i_x$	0,0612	0
$i_y$	0	0
$l$	$\pi$	–

Параметры КА приведены в таблице 2.

**таблица 2** – Параметры КА

параметр	значение
масса	1500,0 кг
тяга	от 0,14 до 60 Н
скорость истечения	19561,82 м/с

Необходимо определить ориентацию вектора управляющего ускорения  $\theta$  и  $\psi$ , обеспечивающего минимум времени перелёта  $t(l_k) = T$  при выполнении ограничений

$$p(l_k) - p_k = 0, e_x(l_k) = 0, e_y(l_k) = 0, i_x(l_k) = 0, i_y(l_k) = 0. \quad (2)$$

Ограничения на управление  $\theta$  и  $\psi$  не накладываются,  $l_k$  ограничено снизу по физическим соображениям  $l_k \in (0, +\infty)$ .

## 2. Оптимизация составной динамической системы

Приведём основные соотношения модифицированного метода линеаризации, полученные в (Казмерчук П.В., Усачов В.Е., 2011). Дана составная динамическая система

$$\frac{d\mathbf{x}^i}{dt} = \mathbf{f}^i(\mathbf{x}^i, \mathbf{u}^i, \mathbf{p}^i, t^i); \quad i = 1 \dots N, \quad (3)$$

где  $N$  – количество участков траектории;  $i$  – номер участка.

При начальных условиях

$$\begin{aligned} t_0^1 &= \tau^1(\mathbf{p}^0); \\ \mathbf{x}^1(t_0^1) &= \boldsymbol{\Phi}^1(\mathbf{p}^0, t_0^1); \\ t_0^i &= \tau^i[\mathbf{x}^{i-1}(t_k^{i-1}), \mathbf{p}^{i-1}, t_k^{i-1}]; \quad i=2 \dots N; \\ \mathbf{x}^i(t_0^i) &= \boldsymbol{\Phi}^i[\mathbf{x}^{i-1}(t_k^{i-1}), \mathbf{p}^{i-1}, t_k^{i-1}]; \quad i=2 \dots N. \end{aligned} \quad (4)$$

Момент окончания  $i$ -го участка определяется условием вида

$$\mu^i[\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{p}^i, t_k^i] = 0; \quad i=1 \dots N.$$

На траектории составной динамической системы определены функционалы вида:

$$J = \sum_{i=1}^n \int_{t_0^i}^{t_k^i} \Phi^i[\mathbf{x}^i, \mathbf{u}^i, \mathbf{p}^i, t^i] dt + F[\mathbf{x}^n(t_k^n), \mathbf{p}^n, t_k^n], \quad (5)$$

где  $n \leq N$  – номер участка, на котором вычисляется терминальная часть функционала.

Производные функционалов по управлению могут быть вычислены по формулам

$$\begin{aligned} \frac{\partial J}{\partial \mathbf{u}^i(t)} &= \boldsymbol{\Phi}_u^i + \boldsymbol{\Psi}^{iT} \mathbf{f}_u^i; \quad i = 1 \dots n; \\ \frac{\partial J}{\partial \mathbf{p}^0} &= \boldsymbol{\Psi}_0^{1T} \mathbf{P}^0 + S_p^0; \\ \frac{\partial J}{\partial \mathbf{p}^i} &= \boldsymbol{\Psi}_0^{i+1T} \mathbf{P}^i + S_p^i + \int_{t_0^i}^{t_k^i} (\boldsymbol{\Phi}_p^i + \boldsymbol{\Psi}^{iT} \mathbf{f}_p^i) dt; \quad i = 1 \dots n-1; \\ \frac{\partial J}{\partial \mathbf{p}^n} &= \mathbf{F}_p + d\boldsymbol{\mu}_p^n + S_p^n + \int_{t_0^n}^{t_k^n} (\boldsymbol{\Phi}_p^n + \boldsymbol{\Psi}^{nT} \mathbf{f}_p^n) dt, \end{aligned} \quad (6)$$

где функции  $\boldsymbol{\Psi}^i$  удовлетворяют уравнениям

$$\begin{aligned} \frac{d\boldsymbol{\Psi}^i}{dt} &= -\boldsymbol{\Phi}_x^{iT} - \mathbf{f}_x^{iT} \boldsymbol{\Psi}^i, \quad i = 1 \dots n; \\ \boldsymbol{\Psi}_k^n &= (\mathbf{S}_x^n + \mathbf{F}_x + d\boldsymbol{\mu}_x^n)^T; \\ \boldsymbol{\Psi}_k^i &= \mathbf{X}^{iT} \boldsymbol{\Psi}_0^{i+1} + S_x^i, \quad i = 1 \dots n-1 \end{aligned}$$

и

$$\begin{aligned} \mathbf{X}^i &= \boldsymbol{\Phi}_x^{i+1} + \mathbf{c}^i \boldsymbol{\mu}_x^i - \mathbf{f}_0^{i+1} (\boldsymbol{\tau}_x^{i+1} + b^i \boldsymbol{\mu}_x^i), \quad i = 1 \dots n-1; \\ \mathbf{P}^i &= \boldsymbol{\Phi}_p^{i+1} + \mathbf{c}^i \boldsymbol{\mu}_p^i - \mathbf{f}_0^{i+1} (\boldsymbol{\tau}_p^{i+1} + b^i \boldsymbol{\mu}_p^i), \quad i = 1 \dots n-1; \\ \mathbf{P}^0 &= \boldsymbol{\Phi}_p^1 + (\boldsymbol{\Phi}_t^1 - \mathbf{f}_0^1) \boldsymbol{\tau}_p^1; \\ S_p^0 &= -\boldsymbol{\Phi}_0^1 \boldsymbol{\tau}_p^1; \\ S_x^i &= \boldsymbol{\Phi}_x^i a^i \boldsymbol{\mu}_x^i - \boldsymbol{\Phi}_0^{i+1} (\boldsymbol{\tau}_x^{i+1} + b^i \boldsymbol{\mu}_x^i), \quad i = 1 \dots n-1; \end{aligned}$$

$$S_p^i = \boldsymbol{\Phi}_k^i a^i \boldsymbol{\mu}_p^i - \boldsymbol{\Phi}_0^{i+1} (\boldsymbol{\tau}_p^{i+1} + b^i \boldsymbol{\mu}_p^i), \quad i = 1 \dots n-1;$$

$$a^i = -\frac{1}{\boldsymbol{\mu}_x^i \mathbf{f}_k^i + \boldsymbol{\mu}_t^i}, \quad i = 1 \dots n;$$

$$b^i = a^i (\boldsymbol{\tau}_x^{i+1} \mathbf{f}_k^i + \boldsymbol{\tau}_t^{i+1}), \quad i = 1 \dots n-1;$$

$$\mathbf{c}^i = a^i (\boldsymbol{\Phi}_x^{i+1} \mathbf{f}_k^i + \boldsymbol{\Phi}_t^{i+1}), \quad i = 1 \dots n-1;$$

$$d = a^n (\mathbf{F}_x \mathbf{f}_k^n + F_t);$$

$$S_x^n = \boldsymbol{\Phi}_k^n a^n \boldsymbol{\mu}_x^n;$$

$$S_p^n = \boldsymbol{\Phi}_k^n a^n \boldsymbol{\mu}_p^n.$$

Жирными буквами обозначены векторы и матрицы, а нежирным курсивом – скаляры. Верхний индекс – номер участка. Индексы  $x, u, p, t$  обозначают производную функции по  $\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{p}, t$  соответственно. Нижние индексы  $0, k$  означают, что значения берутся в моменты времени  $t_0^i, t_k^i$ , т.е. в начале или в конце участка. Используются также следующие сокращения:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\mu}_\xi^i &= \boldsymbol{\mu}_\xi^i[\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{p}^i, t_k^i], \quad \boldsymbol{\mu}_t^i = \boldsymbol{\mu}_t^i[\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{p}^i, t_k^i]; \\ \boldsymbol{\tau}_\xi^{i+1} &= \boldsymbol{\tau}_\xi^{i+1}[\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{p}^i, t_k^i], \quad \boldsymbol{\tau}_t^{i+1} = \boldsymbol{\tau}_t^{i+1}[\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{p}^i, t_k^i]; \\ \boldsymbol{\Phi}_\xi^{i+1} &= \boldsymbol{\Phi}_\xi^{i+1}[\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{p}^i, t_k^i], \quad \boldsymbol{\Phi}_t^{i+1} = \boldsymbol{\Phi}_t^{i+1}[\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{p}^i, t_k^i]; \\ \mathbf{f}_0^i &= \mathbf{f}^i[\mathbf{x}^i(t_0^i), \mathbf{u}(t_0^i), \mathbf{p}^i, t_0^i], \quad \mathbf{f}_k^i = \mathbf{f}^i[\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{u}(t_k^i), \mathbf{p}^i, t_k^i]; \\ \mathbf{F}_\xi &= \mathbf{F}_\xi[\mathbf{x}^n(t_k^n), \mathbf{p}^n, t_k^n], \quad F_t = F_t[\mathbf{x}^n(t_k^n), \mathbf{p}^n, t_k^n]; \\ \mathbf{f}_x^i &= \mathbf{f}_x^i[\mathbf{x}^i(t^i), \mathbf{u}(t^i), \mathbf{p}^i, t^i], \quad \xi = \{x, u, p\}. \end{aligned}$$

Перепишем задачу (1), (2) в соответствующих обозначениях. Траектория движения составной динамической системы состоит из одного участка, поэтому опустим в формулах верхний индекс.

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, l) = \begin{cases} \frac{dx_1}{dl} = 2kx_1 a_\tau, \\ \frac{dx_2}{dl} = k[a_\xi \xi \sin l + a_\tau [x_2 + (\xi+1) \cos l] - a_n \eta x_3], \\ \frac{dx_3}{dl} = k[-a_\tau \xi \cos l + a_\tau [x_3 + (\xi+1) \sin l] + a_n \eta x_2], \\ \frac{dx_4}{dl} = 0,5ka_n \varphi \cos l, \\ \frac{dx_5}{dl} = 0,5ka_n \varphi \sin l, \\ \frac{dx_6}{dl} = \frac{k\xi}{\sqrt{x_1}}. \end{cases} \quad (7)$$

Вектор состояния и вектор управления будут иметь вид

$$\mathbf{x} = [p, e_x, e_y, i_x, i_y, t]^T, \quad \boldsymbol{\alpha} = [\mathbf{u}(t), \mathbf{p}]^T, \quad \mathbf{u} = [\theta(t), \psi(t)]^T.$$

Начальные условия движения системы (4) будут иметь вид

$$l_0 = \tau(0) = \pi, \quad \mathbf{x}(l_0) = \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{p}^0, l_0) = [11625 \cdot 10^3; 0,75; 0; 0,0612; 0; 0]^T.$$

Так как левый конец траектории не варьируется (неподвижный по условию задачи), вектор параметров  $\mathbf{p}^0$  отсутствует, а функция  $\Phi$  константна. Вектор варьируемых параметров на участке  $\mathbf{p}$  содержит только один параметр – неизвестную истинную длину перелёта  $\mathbf{p}=l_k$ .

Момент окончания движения определяется из условия

$$\mu(l)=l-l_k, \mu(l)=0.$$

На траектории определены следующие функционалы:

критерий

$$J_0[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k]=t(l_k)=T \quad (8)$$

и ограничения:

$$\begin{aligned} J_1[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k]&=p(l_k)/p_k-1=0; \\ J_2[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k]&=e_x(l_k)=0; \\ J_3[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k]&=e_y(l_k)=0; \\ J_4[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k]&=i_x(l_k)=0; \\ J_5[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k]&=i_y(l_k)=0. \end{aligned} \quad (9)$$

Таким образом, может быть сформулирована следующая оптимизационная задача: определить управление  $\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k$  динамической системой (7), при котором функционал (8) достигает минимума

$$\min_{\substack{\theta \in (-\infty, +\infty) \\ \psi \in (-\infty, +\infty) \\ l_k \in (0, +\infty)}} J_0[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k]$$

при выполнении условий (9)

$$J_j[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k]=0, j=1 \dots 5.$$

Вопросы выбора начального приближения для решения данной задачи были подробно рассмотрены в работе (Вернигора Л.В., Казмерчук П.В., 2019).

### 3. Оптимальное размещение узлов

Положение узлов аппроксимирующей функции будем рассматривать как дополнительное управление. Для получения производных функционалов по узлам функции управления воспользуемся формулами, представленными в предыдущем разделе. Пусть узел расположен в момент времени  $t$ . Переход через узел будем рассматривать как переход между участками составной системы без разрыва, т.е:

$$\Phi^{i+1}[\mathbf{x}^i(t^i), \mathbf{p}^i, t^i]=\mathbf{x}^i(t^i),$$

$$\tau^{i+1}[\mathbf{x}^i(t^i), \mathbf{p}^i, t^i]=t^i.$$

Будем рассматривать момент перехода между участками как варьируемый параметр и обозначим его  $t_k^i$ .

Тогда функция  $\mu^i[\mathbf{x}^i(t^i), \mathbf{p}^i, t^i]=0$ , смена знака которой определяет переход между участками, будет иметь вид:

$$\mu^i(t^i)=t^i-t_k^i.$$

В соответствии с (6) производная функционала по параметру имеет вид:

$$\frac{\partial J}{\partial t_k^i} = \Psi_0^{i+1T} \mathbf{P}^i + \mathbf{S}_{t_k^i}^i + \int_{t_0^i}^{t_k^i} (\Phi_{t_k^i}^i + \Psi^{iT} \mathbf{f}_{t_k^i}^i) dt, \quad (10)$$

где

$$\mathbf{P}^i = \Phi_{t_k^i}^{i+1} + \mathbf{c}^i \mu_{t_k^i}^i - \mathbf{f}_0^{i+1} (\tau_{t_k^i}^{i+1} + b^i \mu_{t_k^i}^i),$$

$$\mathbf{S}_p^i = \Phi_k^i a^i \mu_{t_k^i}^i - \Phi_0^{i+1} (\tau_{t_k^i}^{i+1} + b^i \mu_{t_k^i}^i),$$

$$a^i = -\frac{1}{\mu_x^i \mathbf{f}_k^i + \mu_t^i},$$

$$b^i = a^i (\tau_x^{i+1} \mathbf{f}_k^i + \tau_t^{i+1}),$$

$$\mathbf{c}^i = a^i (\Phi_x^{i+1} \mathbf{f}_k^i + \Phi_t^{i+1}).$$

**таблица 3** – Результаты решения задачи с помощью ММЛ

тяга, Н	стандартный		оптимизация узлов		уменьшенный шаг	
	время перелёта, ч	размерность управления	время перелёта, ч	размерность управления	время перелёта, ч	размерность управления
60	14,8223	22	14,8221	32	14,8038	32
24	34,9761	50	34,9727	74	34,9079	74
12	70,7762	96	70,7711	143	70,6349	142
9	94,4538	128	94,4222	191	94,1515	190
6	142,5809	190	142,55	284	142,2432	284
3	285,7354	376	285,575	563	284,7887	562
2	427,8148	562	427,691	842	426,7016	842
1,4	611,5605	802	611,34	1202	610,0088	1202
1	856,6957	1120	856,404	1679	854,4514	1678
0,7	1224,1808	1600	1223,64	2396	1221,0754	2396
0,5	1714,5214	2238	1714,12	3356	1710,3926	3356
0,3	2858,0818	3728	2857,13	5591	2851,3144	5590
0,2	4287,3582	5590	4285,94	8384	4276,8835	8384
0,14	6125,4564	7984	6123,02	11975	6110,8384	11974

Поскольку интегральная часть функционала и правые части уравнения не зависят явно от  $t_k^i$  (см. (3), (5)), соответствующие частные производные равны нулю  $\Phi_{t_k^i}^i \equiv 0$ ,  $\mathbf{f}_{t_k^i}^i \equiv 0$ . Остальные частные производные равны соответственно

$$\Phi_{t_k^i}^{i+1} \equiv 0, \quad \Phi_{x^i}^{i+1} = \mathbf{I}, \quad \Phi_{t^i}^{i+1} \equiv 0,$$

$$\mu_{t_k^i}^i = -1, \quad \mu_{x^i}^i \equiv 0, \quad \mu_{t^i}^i = 1,$$

$$\tau_{t_k^i}^{i+1} \equiv 0, \quad \tau_{x^i}^{i+1} \equiv 0, \quad \tau_{t^i}^{i+1} = 1.$$

Подставляя в (10), получим

$$a^i = -1, \quad b^i = -1, \quad \mathbf{c}^i = -\mathbf{f}_k^i, \quad \mathbf{P}^i = \mathbf{f}_k^i - \mathbf{f}_0^{i+1}, \quad S_p^i = \Phi_k^i - \Phi_0^{i+1},$$

$$\frac{\partial J}{\partial t_k^i} = \Psi_0^{i+1T} (\mathbf{f}_k^i - \mathbf{f}_0^{i+1}) + \Phi_k^i - \Phi_0^{i+1}.$$

Поскольку функция управления в своём узле имеет разрыв, то значения управления слева и справа от узла в общем случае не равны. Обозначим значения управления слева и справа от узла  $\mathbf{u}_-^i$  и  $\mathbf{u}_+^i$ . Тогда

$$\mathbf{f}_k^i = \mathbf{f}^i(\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{u}_-^i(t_k^i), \mathbf{p}, t_k^i) = \mathbf{f}_-^i,$$

$$\mathbf{f}_0^{i+1} = \mathbf{f}^i(\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{u}_+^i(t_k^i), \mathbf{p}, t_k^i) = \mathbf{f}_+^i,$$

$$\Phi_k^i = \Phi^i(\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{u}_-^i(t_k^i), \mathbf{p}, t_k^i) = \Phi_-^i,$$

$$\Phi_0^{i+1} = \Phi^i(\mathbf{x}^i(t_k^i), \mathbf{u}_+^i(t_k^i), \mathbf{p}, t_k^i) = \Phi_+^i.$$

Учитывая, что сопряжённый вектор непрерывен в узле (т.к. непрерывен фазовый вектор)  $\Psi_0^{i+1T} = \Psi^{iT}(t_k^i)$ , окончательно запишем

$$\frac{\partial J}{\partial t_k^i} = \Psi^{iT} (\mathbf{f}_-^i - \mathbf{f}_+^i) + \Phi_-^i - \Phi_+^i.$$

В правильности полученных соотношений можно убедиться, вычислив указанные производные одним из численных методов (Казмерчук П.В., 2016). При использовании адаптивного метода Риддера (Ridders, 1982) результаты совпадают с точностью до семи значащих цифр.

#### 4. Анализ результатов

Задача (1)–(2) была решена стандартным алгоритмом ММЛ с шагом аппроксимации  $30^\circ$ , с использованием оптимизации размещения узлов, а также стандартным алгоритмом, но с уменьшенным шагом аппроксимации, который вычислялся таким образом, чтобы размерность вектора управления соответствовала таковой при оптимизации размещения узлов. Результаты представлены в таблице 3.

Сравнивая полученные результаты, видим, что оптимизация размещения узлов позволяет улучшить значение времени перелёта ценой увеличения размерности вектора управления, однако эту дополнительную размерность выгоднее потратить на уменьшение шага аппроксимации.

#### ВЫВОДЫ

В работе исследована возможность оптимизации размещения узлов аппроксимирующей функции наряду с оптимизацией управления при использовании МЛМ в задачах перелёта КА с ЭРД с эллиптической орбиты на геостационарную за минимальное время. В целом оптимизация размещения узлов повышает точность аппроксимации управления и, как следствие, приводит к уменьшению времени перелёта. Однако дополнительная оптимизация размещения узлов приводит к росту размерности вектора управления и увеличению вычислительной сложности задачи. При использовании кусочно-постоянной аппроксимирующей функции в данной задаче эффективнее это «дополнительное управление» потратить на увеличение количества узлов (уменьшение шага аппроксимации), что позволяет улучшить значение критерия по сравнению с оптимальным размещением узлов.

#### список литературы

Вернигора Л.В., Казмерчук П.В. Оптимизация некомпланарных перелётов с малой тягой методом линеаризации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 19-26.

Голубев Ю.Ф., Серегин И.А., Хайруллин Р.З. Метод плавающих узлов // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика. 1991. № 2. С. 48-53.

Казмерчук П.В., Вернигора Л.В. Метод линеаризации в задачах перелёта космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой на геостационарную орбиту // Труды МАИ. 2020. № 115. С. 9.

Казмерчук П.В., Усачов В.Е. Вычисление производных Фреше в задачах оптимизации сложных траекторий КА с малой тягой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 4. С. 44-54.

Казмерчук П.В. Верификация метода линеаризации для задач оптимизации траекторий КА с малой тягой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 36-41.

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Вычислительные аспекты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 83-88.

Ширшаков А.Е., Грудев И.А., Лихачев В.Н., Розин П.Е. Активное торможение для мягкой посадки на поверхность Марса. Часть 2. Управление торможением // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 10-20.

Ridders C.J.F. Accurate computation of  $F'(x)$  and  $F''(x)$  // Advances in Engineering Software. 1982. Vol. 4, № 2. P. 75-76.

Статья поступила в редакцию 12.10.2021

Статья после доработки 13.10.2021

Статья принята к публикации 13.10.2021



## ТОПЛИВНЫЙ БАК С КАПИЛЛЯРНЫМ ВНУТРИБАКОВЫМ УСТРОЙСТВОМ КОСМИЧЕСКОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

## SPACE VEHICLE FUEL TANK WITH PROPELLANT MANAGEMENT DEVICE



**Л.Г. Александров<sup>1</sup>**,  
кандидат  
технических наук,  
[aia@laspacespace.ru](mailto:aia@laspacespace.ru);  
**L.G. Aleksandrov**



**С.Б. Константинов<sup>1</sup>**,  
доцент, кандидат  
технических наук,  
[konstantinov@laspacespace.ru](mailto:konstantinov@laspacespace.ru);  
**S.B. Konstantinov**



**А.В. Корольков<sup>2</sup>**,  
профессор,  
доктор физико-  
математических наук,  
[an\\_korolkov@mail.ru](mailto:an_korolkov@mail.ru);  
**A.V. Korolkov**



**В.Б. Сапожников<sup>2</sup>**,  
профессор,  
доктор  
технических наук,  
[sapozhnikov47@mail.ru](mailto:sapozhnikov47@mail.ru);  
**V.B. Sapozhnikov**

*В статье рассматривается инновационная конструкция топливного бака с капиллярным внутрибаковым топливозаборным устройством, в состав которого входит фазоразделительное устройство на основе комбинированных пористых сетчатых материалов (металлов). Приводится оценка работоспособности элементов внутрибакового устройства на основе использования методов физико-математического моделирования.*

*Ключевые слова:*  
бак топливный;  
инновации;  
внутрибаковое капиллярное устройство;  
моделирование;  
устройство фазоразделительное;  
комбинированный пористый сетчатый материал;  
унификация;  
выработка топлива;  
работоспособность.

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.003

*The article considers innovative design of a fuel tank with propellant management device (PMD) and phase separation device based on combined porous mesh materials (metals). The working capacity of tank with PMD is investigated by methods of mathematical and physical modeling based on advanced descriptive constructive-physical tank model.*

*Keywords:*  
fuel tank;  
innovations;  
propellant management device;  
modeling;  
phase separation device;  
combined porous mesh material;  
unification;  
residual fuel;  
working capacity.

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.  
Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

<sup>2</sup> ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.  
Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

## **ВВЕДЕНИЕ**

В жидкостных ракетных двигательных установках (ЖРДУ) космических летательных аппаратов (КЛА) для осуществления хранения в условиях действия микрогравитации, а также подачи жидких компонентов ракетных топлив (ЖКРТ) к ракетным двигателям в условиях перехода от микрогравитации к перегрузке от работающих двигателей в топливных баках применяют внутрибаковые устройства (ВБУ) различных конструкций. Одним из вариантов ВБУ в топливных баках космических ЖРДУ являются внутрибаковые устройства капиллярного типа (КТ), принцип действия которых основан на использовании сил поверхностного натяжения (Челомей В.Н. и др., 1978; Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др., 1997; Ушаков В.В., Щербаков А.М., 2020).

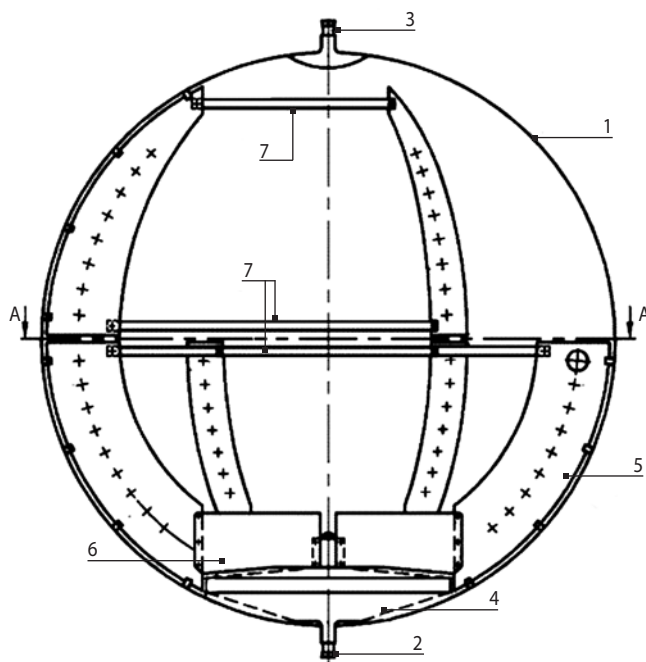
## **1. Конструкция бака с ВБУ КТ**

ВБУ КТ топливных баков космических ЖРДУ по своим конструкциям достаточно многообразны, что определяется стремлением их разработчиков оптимизировать состав ВБУ в строгом соответствии с циклограммой работы ДУ на протяжении всего срока её работы. Если анализировать многообразие конструкций ВБУ КТ, которое представляет патентный обзор, то просматриваются общие конструктивные принципы построения архитектуры ВБУ КТ в сочетании с особенностями их функционирования на различных этапах работы ДУ.

Рассмотрим представленную на рисунке 1 конструктивную схему топливного бака космической ЖРДУ, имеющего ВБУ КТ (Патент РФ № 2657137, 2018).

При значениях заправки топливного бака ЖКРТ более 50% его вместимости картина расположения газа наддува и жидкости для характерных значений микрогравитационных ускорений ( $10^{-5} \div 10^{-7}$ ) g условно близка к показанной на рисунке 2а.

Внутрибаковые меридианные рёбра 5 и радиальные поперечные перегородки 6, используя силы поверхностного натяжения, локализуют газовый пузырь в центральной части бака, не давая ему подойти к стенкам бака, а также, что особенно важно, и к фазоразделительному устройству (ФУ) 4. При этом все перегородки участвуют в демпфировании колебаний жидкости, которые возникают от работы исполнительных органов системы управления в виде двигателей-маховиков или ракетных двигателей. Таким образом, в состав ВБУ КТ могут входить элементы конструкции, выполняющие локализирующую и демпфирующую колебания жидкости функции. Если наличие локализирующих жидкость у выходного устройства бака элементов конструкции присутствует у большинства ВБУ КТ, то необходимость наличия

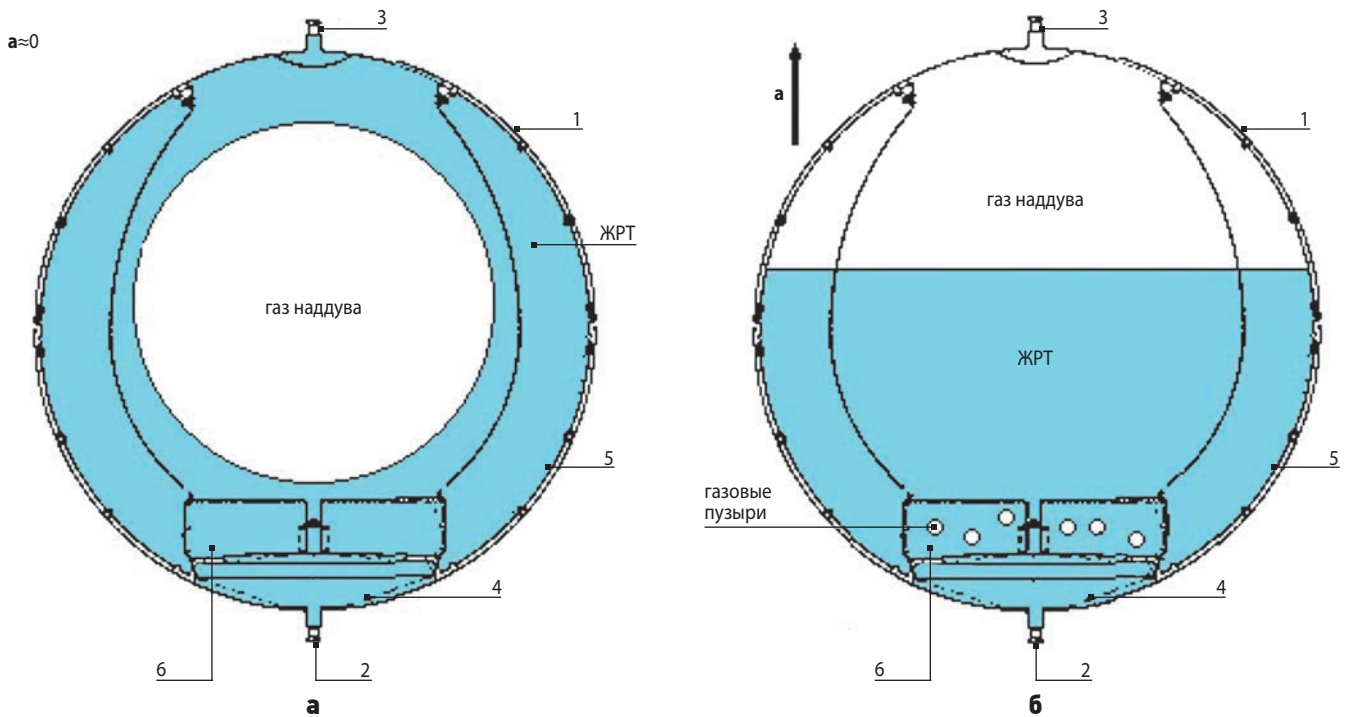


- 1 – корпус;
- 2 – заправочно-сливной штуцер;
- 3 – надувной штуцер;
- 4 – капиллярное фазоразделительное устройство;
- 5 – внутрибаковые меридианные демпфирующие и подводящие ребра;
- 6 – внутрибаковые радиальные подводящие и локализирующие перегородки;
- 7 – рама крепления ребер.

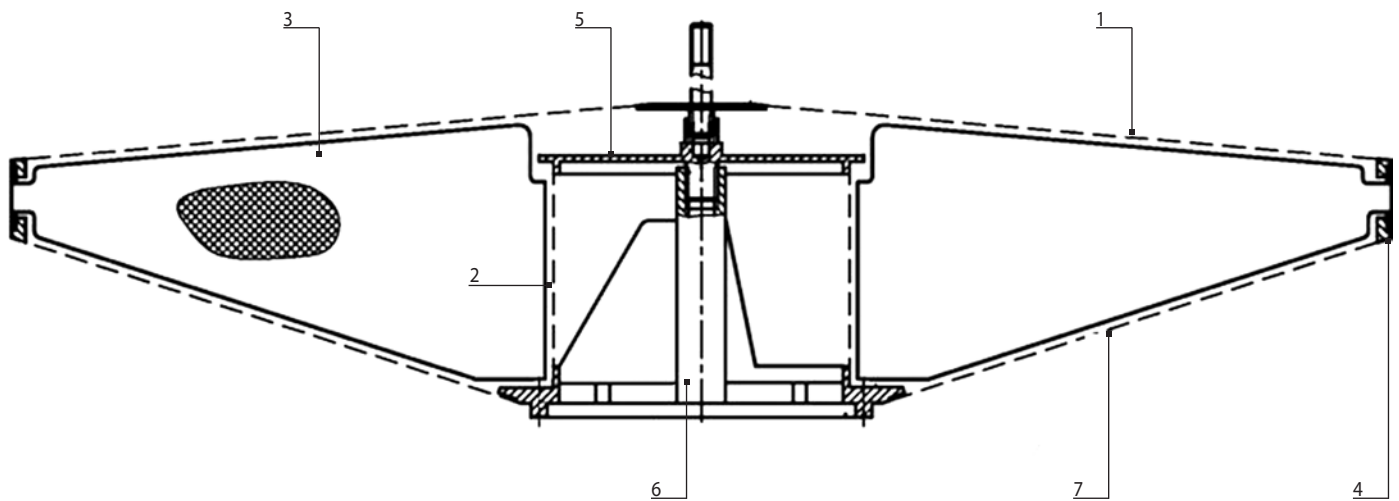
**рисунок 1.** Продольный разрез топливного бака КА с ВБУ КТ

демпфирующих элементов ВБУ определяется решением динамической задачи поведения жидкости в топливном баке при инерционных воздействиях на неё от работы исполнительных органов системы управления КЛА.

При включении в работу двигателей ЖРДУ происходит переориентация положений компонента топлива и газа наддува, которые располагаются в баке в соответствии с направлением и величиной действующего ускорения  $a$ , что, например, представлено на рисунке 2б. При переориентации жидкости и газа происходит одновременно процесс их перемешивания и сепарации в инерционном поле действующего от работающих двигателей ускорения. Физико-математическая модель переориентации жидкости и сепарации газовых включений из жидкости под действием инерционной силы представлена в работе (Андреев А.Н., Калязин Э.Л., 1999). Чтобы газовые пузыри, до полной их сепарации присутствующие в жидкости, не попали в снабжающую ЖРД топливную магистраль, на выходе бака установлено фазоразделительное устройство 4.



**рисунок 2.** Варианты расположения ЖРТ и газа наддува в топливном баке от величины и направления действующего ускорения  $a$



**рисунок 3.** Продольный разрез фазоразделительного устройства  
**1** – верхний конус внешнего экрана; **2** – внутренний экран; **3** – меридианная перегородка; **4** – проставка; **5** – крышка внутреннего экрана; **6** – фланец с раскателем; **7** – нижний конус внешнего экрана.

**рисунок 3.** Продольный разрез фазоразделительного устройства

Таким образом, в состав ВБУ КТ обязательно должно входить фазоразделительное устройство, разделяющее газожидкостную топливную смесь на составляющие и обеспечивающее сплошность жидкостной среды на выходе из топливного бака. Конструктивная схема фазоразделительного устройства представлена на рисунке 3.

Внешняя поверхность ФУ образована двумя усечёнными конусами (1 и 7), соединёнными по большим основаниям цилиндрической проставкой. Оба

конуса выполнены из комбинированного пористого сетчатого материала (КПСМ), полученного спеканием металлических сеток из коррозионно-стойких сплавов (Патент РФ 1632464; Новиков Ю.М., Александров Л.Г., Богданов А.А. и др., 2021). Во внутренней полости ФУ установлен внутренний экран 2 цилиндрической формы. Между внутренним экраном и цилиндрической проставкой во внутренней полости ФУ установлены равномерно по окружности меридианные перегородки 3, также выполненные

## ТОПЛИВНЫЙ БАК С КАПИЛЛЯРНЫМ ВНУТРИБАКОВЫМ УСТРОЙСТВОМ КОСМИЧЕСКОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

из КПСМ. Размер пор капиллярных структур экранов ФУ и площади их сепарирующих поверхностей выбраны из условия выполнения при прохождении сквозь них газожидкостной смеси следующего неравенства (Сапожников В.Б., Крылов В.И., Новиков Ю.М. и др., 2013):

$$(\Delta P_{\text{кус}}/\Delta P_{\text{ж}}) > K_{\text{зап}},$$

$$\text{где } \Delta P_{\text{кус}} = \frac{4 \cdot \sigma \cdot \cos \theta}{d_{\text{эф}}} - \text{капиллярная удерживающая}$$

способность (КУС) капиллярной структуры;

$\Delta P_{\text{ж}} = 0,5 \cdot \xi_{\text{ж}} \cdot \rho_{\text{ж}} \cdot W^2$  – гидравлическое сопротивление капиллярного экрана потоку жидкости;

$K_{\text{зап}}$  – коэффициент запаса выбирается значением большим 1.

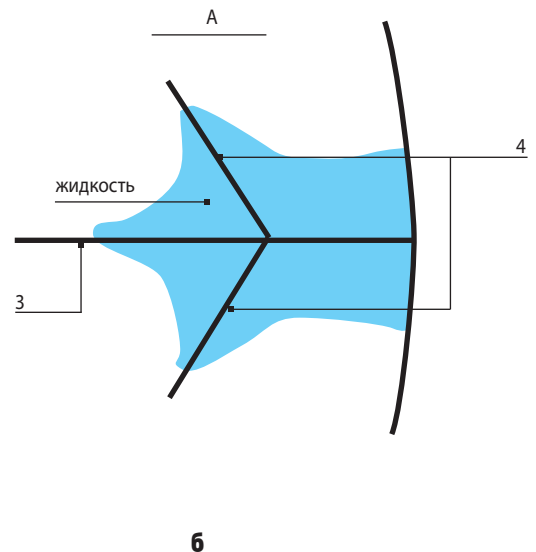
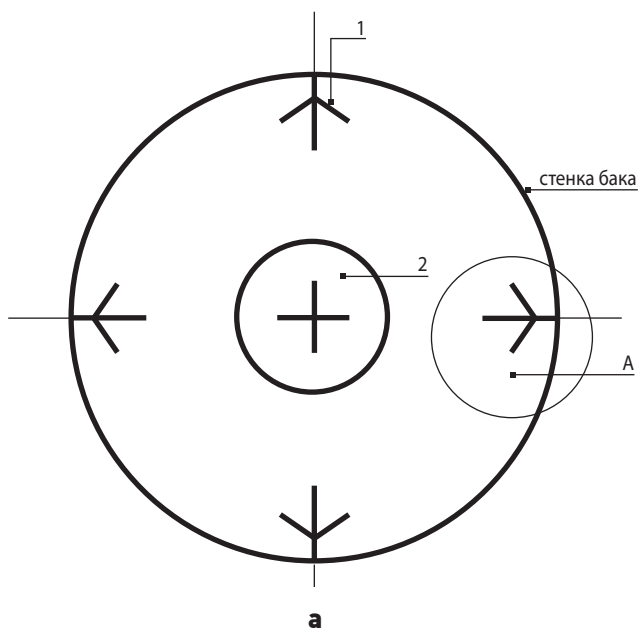
## 2. О математических моделях рабочих процессов в элементах ВБУ КТ

Для оптимального выбора конструктивных параметров элементов ВБУ КТ необходимо использовать физико-математическую модель процессов, протекающих с участием этих элементов при хранении и отборе ЖРТ из топливного бака. Учитывая сложность создания общего математического описания гидравлических процессов, протекающих в конструкции ВБУ КТ в целом в условиях микрогравитации, рассмотрим ряд математических моделей физических процессов в отдельных элементах конструкции ВБУ КТ, что в большинстве случаев для инженерных оценок является достаточным (Сапожников В.Б. и др., 2019).

### 2.1. Математическая модель процессов в транспортных каналах, образованных меридианными перегородками с внутренней поверхностью топливного бака

Входящие в состав ВБУ КТ меридианные подводящие рёбра (см. позицию 5 на рисунке 1), соединяющие верхнюю и нижнюю полусферы топливного бака, создают в местах контакта с внутренней поверхностью бака области, заполненные в условиях микрогравитации жидким компонентом топлива (рисунок 4).

Рассмотрим эти области с точки зрения их возможности транспортировки жидкости из верхней полусферы бака в область расположения ФУ для компенсации объёма, уходящего из него топлива при работающих ЖРД МТ. Задача имеет две стадии решения: первая – о степени наполнения жидкостью транспортного канала до начала работы ЖРД МТ и вторая – получение расходной характеристики транспортного канала при работающих ЖРД МТ. Вторая стадия решения широко представлена в общетехнической литературе по гидравлике открытых русел и в данной статье рассматриваться не будет. Для наглядности решения задачи о степени наполнения жидкостью транспортного канала до начала работы ЖРД МТ представим поперечное сечение жидкостного транспортирующего канала, расположенное на некоторой высоте  $h$  над уровнем жидкости, находящейся в нижней полусфере, в виде некоторого клиновидного жёлоба, с углом при его вершине  $\alpha$ , в условиях действующего инерционного ускорения  $g$  (рисунок 5).



1 – транспортные каналы, заполненные жидкостью; 2 – фазоразделительное устройство; 3 – меридианные перегородки; 4 – отбортовка меридианной перегородки, образующая транспортный канал.

рисунок 4. Поперечное сечение бака с транспортными каналами

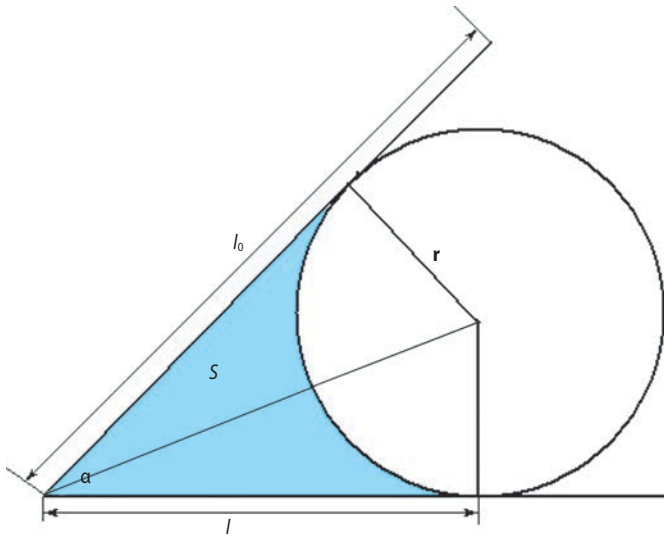


рисунок 5. Поперечное сечение жидкостного канала

Гидростатический столб жидкости высотой  $h$  и плотностью  $\rho_{ж}$  удерживается капиллярной силой, величина которой определяется коэффициентом поверхностного натяжения  $\sigma$  жидкости и радиусом кривизны  $r$  поверхности раздела «газ – жидкость» на высоте столба жидкости  $h$ :  $\rho_{ж} \cdot g \cdot h = \sigma / r(h)$ .

В расчёте принимается, что жидкость идеально смачивает поверхности жёлоба, что определяет значение угла смачивания равное нулю.

Длина зоны смачивания  $l(h)$  жидкостью конструктивной поверхности жёлоба

$$l(h) = r(h) / \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right).$$

Площадь поперечного сечения жидкостной области  $S(h)$  на высоте подъёма жидкости  $h$  в транспортном канале

$$S(h) = r(h) \cdot l(h) - (\pi - \alpha) \frac{r(h)^2}{2}. \quad (1)$$

В общем случае объём столба жидкости высотой  $H$  в транспортном канале

$$V = S(H_0) \cdot H_0 + \int_{H_0}^H S(h) \cdot dh, \quad (2)$$

где  $H_0$  – значение высоты, ниже которой транспортный канал заполнен жидкостью полностью, т.е. по размер  $l_0$ , и определяется из условия

$$\rho_{ж} \cdot g \cdot H_0 = \sigma / \left(\operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot l_0\right), \quad (3)$$

При этом значение площади поперечного сечения жидкостного канала  $S(H_0)$  на высоте  $H_0$

$$S(H_0) = l_0^2 \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot \left(1 - \frac{(\pi - \alpha)}{2} \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right)\right). \quad (4)$$

Интегрирование выражения (2) с учётом (3) и (4) даёт выражение для вычисления объёма жидкости  $V$ , удерживаемого в транспортном канале капиллярны-

ми силами до высоты  $H$  при действующем микрогравитационном ускорении  $g$

$$V = S(H_0) \cdot H_0 + \left(\frac{1}{H_0} - \frac{1}{H}\right) \cdot \left(\frac{\sigma}{\rho \cdot g}\right)^2 \cdot \left(\frac{1}{\operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right)} - \frac{(\pi - \alpha)}{2}\right). \quad (5)$$

В условиях полной невесомости, когда  $g=0$ , выражение (5) превращается в выражение

$$V = S(H_0) \cdot H_{\max},$$

из которого следует, что транспортный канал заполнен жидкостью на всю свою высоту  $H = H_{\max}$  полностью. Максимальное значение площади сечения столба жидкости  $S(h)$  (а значит, и всего объёма столба жидкости) в выражении (1) достигается при значении угла клина  $\alpha$  транспортного канала примерно в 65 угловых градусов.

Приведённая здесь математическая модель заполнения жидкостью транспортного канала позволяет определить условие успешного запуска двигателя не только в условиях полной невесомости, но и при отрицательной перегрузке (рисунок 6).

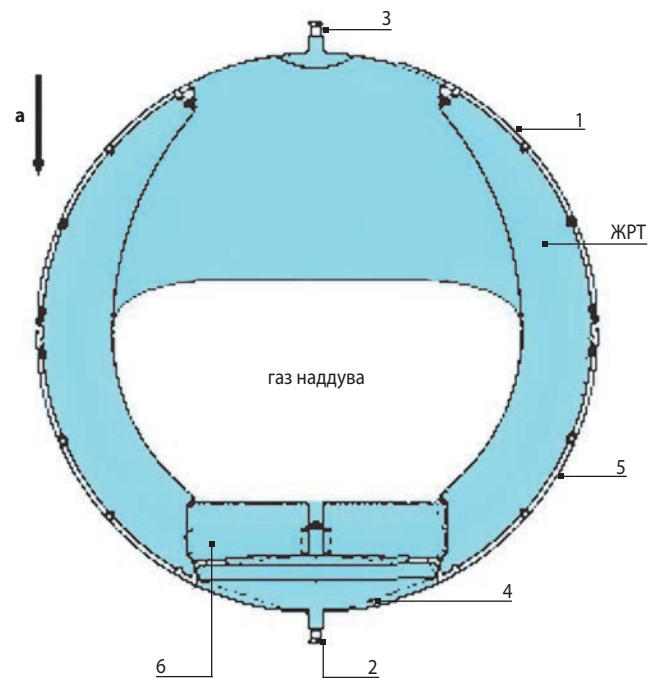


рисунок 6. Положение ЖРТ в транспортных каналах ВБУ КТ при действии «отрицательной» перегрузки  $n_a$

## 2.2. Математическая модель процесса сепарации газожидкостной смеси сквозь капиллярные экраны ФУ

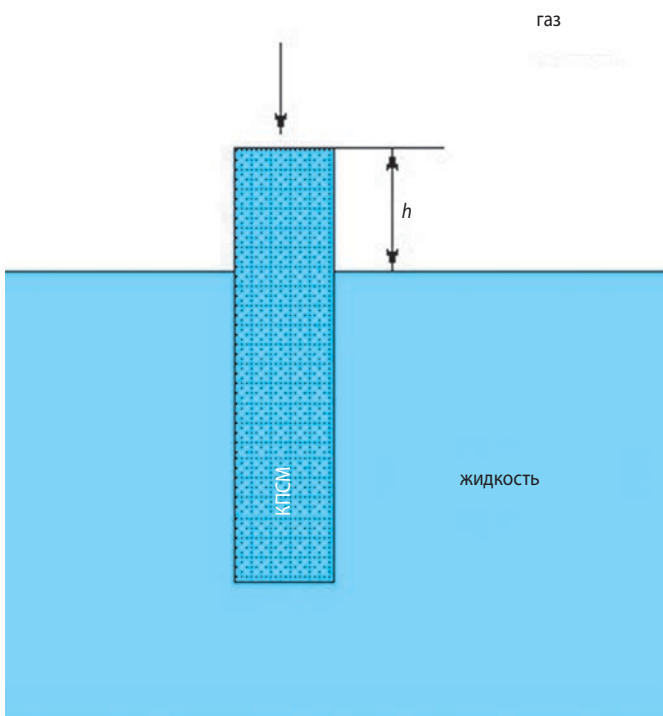
Характеристики КПСМ, размеры экранов ФУ и наличие вокруг него меридианных и поперечных перегородок почти на всём периоде работы ЖРДУ создают условия постоянного нахождения вокруг него жидкости, в которой не исключается наличие газовых пузырей различной дисперсности. Однако

## ТОПЛИВНЫЙ БАК С КАПИЛЛЯРНЫМ ВНУТРИБАКОВЫМ УСТРОЙСТВОМ КОСМИЧЕСКОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

газовый пузырь, находящийся у поверхности экрана из КПСМ, при гидравлическом перепаде давления жидкости, превышающем значение КУС материала КПСМ, начнёт движение через экран внутрь полости ФУ. Рассмотрим математическую модель прорыва газа сквозь выполненный из КПСМ капиллярный экран.

КПСМ (Александров А.А., Графодатский О.С., Крылов В.И., Лемешевский С.А. и др., 2017; Ягодников Д.А., Шацкий О.Е. и др., 2018), в отличие от одинарной металлической сетки, имеет толщину от нескольких десятых долей миллиметра до нескольких миллиметров и, следовательно, объёмную структуру, характеризующуюся наличием поперечных и продольных капилляров. При формировании капиллярной структуры КПСМ обычно обращают внимание на размер поперечных капилляров, обоснованно приписывая им основную роль в сепарировании газожидкостной смеси, т.к. через них движется поток сепарируемой жидкости. Образующиеся при прессовании слоёв металлических сеток продольные капилляры можно считать дополнительным эффектом, так как движение жидкости по ним не является определяющим при сепарации газожидкостной смеси.

На рисунке 7 приведена схема эксперимента, с помощью которого определяется величина продольной КУС материала КПСМ. Образец медленно погружается ребром в жидкость до появления её на верхнем срезе образца. В этот момент фиксируется высота  $h$  положения верхнего среза относительно поверхности жидкости.



**рисунк 7.** Схема эксперимента по определению продольной КУС материала КПСМ

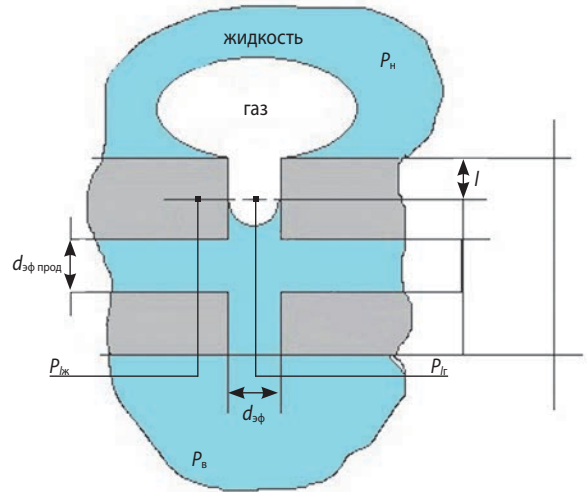
Значение продольной КУС рассчитывается по формуле:

$$\Delta P_{\text{кус прод}} = \rho_{\text{ж}} g h. \quad (6)$$

Правую часть выражения (6) представим по аналогии с КУС в поперечном направлении

$$\Delta P_{\text{кус}} = \frac{4 \cdot \sigma \cdot \cos \theta}{d_{\text{эф}}}.$$

Представим материал КПСМ как совокупность «плотно уложенных» поперечных и продольных капилляров с диаметрами  $d_{\text{эфф}}$  и  $d_{\text{эфф прод}}$  соответственно. При прохождении газа через поперечный капилляр смоченного жидкостью экрана ФУ из материала КПСМ на границу раздела «газ – жидкость» в капилляре и на газ в капилляре действуют давления, представленные на рисунке 8:



$P_n$  – давление снаружи экрана;  $P_в$  – давление за экраном;  $P_{лж}$  – давление в жидкости внутри экрана на глубине  $l$ ;  $P_г$  – давление в газе внутри капилляра на глубине  $l$ .

**рисунк 8.** Схема течения газожидкостной среды через капиллярный экран из КПСМ

Для начала движения газа внутри капиллярного экрана по поперечному капилляру должно выполняться условие

$$P_n - P_в > \Delta P_{\text{кус}}.$$

Исследуя работу ФУ, в качестве гипотезы можно предположить, что газ, двигаясь внутри поперечного капилляра, встречается с пересекающим его продольным каналом, который также начинает заполнять собой, что сопровождается значительным падением давления в протекающем газе. В свою очередь, движение границы раздела «газ – жидкость» в продольном канале под действием входящего в него газа приводит к возникновению в окружающей жидкости волны сжатия. Эта волна сжатия приводит к перекрытию поперечного канала окружающей его в теле экрана жидкостью и прекращению доступа газа под экран. В процессе перекрытия поперечного канала

принимает активное участие упругая граница раздела «газ – жидкость» продольного канала. За процессом сжатия идёт процесс расширения, который опять приводит к прохождению газа через экран. Процесс прерывистого прохождения газа через объёмный капиллярный экран, получивший в ряде научно-технических публикаций название «саморегенерации», очевидно, ограничен условием

$$P_n - P_v = K_1 (\Delta P_{\text{кус}} + \Delta P_{\text{кус прод}}),$$

где  $K_1$  – экспериментальный коэффициент, зависящий от структурных характеристик капиллярной среды и физических характеристик жидкости.

Значение  $K_1$  должно быть больше 1. Однако экспериментально отмечено, что при значительном превышении гидравлического сопротивления капиллярного экрана его поперечной КУС прорыв газа через объёмный капиллярный экран носит «ударный» характер, когда весь газовый пузырь, находящийся на внешней стороне экрана, проходит через него непрерывно и мгновенно. Из вышеизложенного следует, что для решения практических задач полной выработки КРТ из топливных баков КЛА становится важным исследование зависимости КУС от динамических характеристик, протекающих через капиллярные экраны газожидкостных сред.

## закключение

В статье показаны функциональные характеристики таких элементов ВБУ КТ, как меридианные рёбра и перегородки, а также фазоразделительное устройство.

Математические модели гидродинамических процессов в транспортных каналах ВБУ КТ, образованных меридианными рёбрами, и в капиллярных структурах фазоразделительного устройства позволяют провести оценку полноты выработки топлива из бака с ВБУ КТ.

Показано влияние динамических характеристик газожидкостного потока, проходящего сквозь капиллярную структуру, на сепарирующую способность фазоразделителя, что отражается на полноте выработки топлива из бака с ВБУ КТ.

## список литературы

Андреев А.Н., Калязин Э.Л. Расчёт проектных параметров внутрибаковых устройств и элементов топливоподающих магистралей ЛА.М.: Изд-во МАИ, 1999. 36 с.

Александров А.А., Графодатский О.С., Крылов В.И., Лемешевский С.А. и др. Создание научно-производственного центра перспективных изделий из пористых сетчатых материалов для объектов космической отрасли и общепромышленного назначения на базе кооперации ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина»

и МГТУ им. Н.Э. Баумана (история, современное состояние и перспективы) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 17-23.

Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / Под ред. д.т.н., проф. В.М. Поляева. М.: УНПЦ «Энергомаш», 1997. 328 с.

Сапожников В.Б., Крылов В.И., Новиков Ю.М., Ягодников Д.А. Развитие идей профессора В.М. Поляева по применению пористо-сетчатых материалов для внутрибаковых устройств, обеспечивающих многократный запуск жидкостных ракетных двигателей // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2006. № 2. С. 78-88.

Новиков Ю.М., Александров Л.Г., Богданов А.А., Большаков В.А. и др. Проницаемые структуры на основе комбинированного пористого сетчатого металла и сварочная технология производства изделий из них для двигательных установок космических летательных аппаратов // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 44-51.

Патент РФ № 1632464. МПК4 В 23 К 20/00. Комбинированный пористый материал / Ю.М. Новиков, С.В. Белов, В.А. Большаков, А.Г. Колесников; патентообладатель НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана; заявл. 04.03.88; зарегистр. 16.04.94.

Патент РФ № 2657137. Топливный бак и его сборное устройство; дата приоритета 19.09.2016 г.; дата опубл. 26.03.2018.

Сапожников В.Б., Полянский А.Р., Корольков А.В., Константинов С.Б., Александров Л.Г. Экспериментальная оценка невырабатываемых остатков топлива в баках с внутрибаковыми устройствами капиллярного типа для двигательных установок космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. вып. 12. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1941> (дата обращения 01.10.2021).

Ушаков В.В., Щербаков А.М. Регулируемый наддув ракетного бака // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 57-61.

Челомей В.Н. и др. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. М.: Машиностроение, 1978. 240 с.

Ягодников Д.А., Шацкий О.Е., Лоханов И.В., Карчаев Х.Ж. К 70-летию кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана (устойчивое развитие и преемственность исторических традиций) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 76-80.

Статья поступила в редакцию 05.10.2021

Статья после доработки 05.10.2021

Статья принята к публикации 05.10.2021

## УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПОСАДКЕ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ

Б.И. Жуков<sup>1</sup>,  
juk@kiaml.rssi.ru;  
B.I. Jukov

Ю.Г. Сихарулидзе<sup>1</sup>,  
доктор технических наук,  
tag@kiaml.rssi.ru;  
Y.G. Sikharulidze

В.Н. Лихачев<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук,  
avdsmk@yandex.ru;  
V.N. Lichachev

А.Г. Тучин<sup>1</sup>,  
доктор физико-математических наук,  
tag@kiaml.rssi.ru;  
A.G. Tuchin

## SPACECRAFT MOTION CONTROL DURING THE MOON SURFACE LANDING STAGE

П.Е. Розин<sup>2,3</sup>,  
кандидат технических наук,  
rozin@laspace.ru;  
P.E. Rozin

Д.А. Тучин<sup>1</sup>,  
кандидат физико-математических наук,  
den@kiaml.rssi.ru;  
D.A. Tuchin

Для выполнения мягкой посадки космического аппарата на Луну необходимо переместить КА из точки предпосадочной орбиты в точку на поверхности. В момент контакта любой из посадочных опор с поверхностью вертикальная скорость КА должна быть снижена до достаточно малых значений, порядка 1–3 м/с, а остаточная горизонтальная скорость КА не должна превышать 1 м/с (Деменко О.Г., Бирюков А.С., Зверев М.А., 2020). При таких параметрах конструкция посадочного устройства позволяет сохранить устойчивое положение КА на грунте и обеспечить дальнейшее функционирование полезной нагрузки аппарата на поверхности Луны. В статье представлены основные результаты создания и реализации алгоритма бортового программного обеспечения реализации посадки космического аппарата на поверхность Луны.

**Ключевые слова:**  
мягкая посадка на поверхность Луны;  
спуск и посадка на Луну;  
терминальное управление; метод пристрелки.

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.004

### 1. Концепция режима спуска и посадки КА

Наиболее простое решение задачи спуска и посадки КА на поверхность Луны реализуемо при использовании двигателя с постоянной тягой. В этом случае близким к оптимальному является торможение с линейным изменением угла ориентации вектора тяги в инерциальном пространстве. Ориентация продольной оси КА в момент окончания торможения в этом случае существенно далека от вертикального

To perform a soft landing of a spacecraft on the Moon, it is necessary to move the spacecraft from the point of the pre-landing orbit to a point on the surface. At the moment of contact of any of the landing supports with the surface, the vertical speed of the spacecraft must be reduced to sufficiently small values, of the order of 1–3 m/s, and the residual horizontal speed of the spacecraft must not exceed 1 m/s. (Demenko O.G., Biryukov A.S., Zverev M.A., 2020) With such parameters, the design of the landing device allows maintaining a stable position of the spacecraft on the ground and ensuring the further functioning of the payload of the vehicle on the lunar surface. The article presents the main results of the creation and implementation of the onboard software algorithm for the implementation of the landing of the spacecraft on the lunar surface.

**Key words:**  
soft landing on the Moon surface;  
descent and landing on the Moon;  
terminal control; shooting method.

положения. Угол отклонения от вертикали составляет порядка 55–70°, в то время как в момент контакта с поверхностью этот угол не должен превышать ±7°. Поэтому управление движением КА состоит из участка основного торможения, близкого к оптимальному по расходу топлива, и участка, близкого к вертикальному снижению, реализуемого на основе эвристических решений.

<sup>1</sup> ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Россия, г. Москва.  
Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russia, Moscow.

<sup>2</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область,  
г. Химки.  
Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

<sup>3</sup> ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет)», Россия,  
г. Москва.

Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Russia, Moscow.



В то же время за счёт наличия ошибок измерения параметров движения, отклонений характеристик КА и его систем от номинальных, посадка с использованием двигателя постоянной тяги невозможна. Тяга двигателей торможения должна быть регулируемой в определённом диапазоне. Выбор схемы полёта КА при посадке существенным образом зависит от характеристик применяемого двигателя торможения. В данной статье рассматривается применение коррекционно-тормозного двигателя (КТД) с ограниченным диапазоном регулирования тяги (в пределах  $\pm 10\%$ ) при номинальном значении тяги 440 кгс. Проведён анализ применения такого двигателя для аппарата с начальной массой перед началом этапа посадки порядка 1200 кг.

В отличие от предыдущих миссий, реализованных в рамках советской лунной программы, посадки большого числа перспективных КА для контактных исследований Луны запланированы в приполярных широтах. В этих областях преобладает поверхность с существенными перепадами высот, что приводит к необходимости пересмотра стратегии посадки, которая применялась на «Луне-24», поскольку существенные неоднородности лунной поверхности по всей ширине трассы этапа посадки исключают возможность непрерывного использования радиолокационных измерителей высоты для коррекции программы управления. То есть управление движением КА для выполнения мягкой посадки на этапе основного торможения должно выполняться на основе данных наземного прогноза предпосадочной орбиты, которые будут являться начальными условиями для всех бортовых алгоритмов, с использованием только бортовой инерциальной навигационной системы (БИНС) для счисления траектории. Фактически задача управления основным торможением заключается в снижении скорости перемещения КА относительно поверхности в определённом диапазоне перепада высоты и не должна зависеть от истинной высоты КА в процессе управления.

Ошибки счисления траектории к моменту окончания основного торможения, возникающие за счёт интегрирования собственных ошибок измерений БИНС, ошибок знания параметров предпосадочной орбиты и многих других причин, приводят к погрешности по скорости до 8 м/с и нескольких сотен метров по высоте. Поэтому управление на заключительном участке траектории посадки выполняется с использованием информации прибора, непосредственно измеряющего составляющие вектора скорости КА и дальность до поверхности. Таким прибором является радиолокационный доплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД), требующий для своей работы определённой ориентации его антенной системы относительно вертикали.

В связи с вышеизложенным траектория посадки на поверхность Луны разделяется на четыре этапа.

1. Этап основного торможения. На этом этапе применяется близкий к оптимальному расходованию топлива алгоритм ориентации и управления тягой КТД. Управление КА осуществляется на основе измерений БИНС.

2. Этап пассивного спуска. На этом этапе выполняется неуправляемое (с точки зрения контроля высоты и скорости снижения) свободное падение КА до повторного включения КТД с разворотом продольной оси КА к гравитационной вертикали и, если требуется, вращения в канале рысканья, с целью обеспечения работоспособности антенной системы КА. На этом участке обеспечиваются условия для радиолокационного контакта измерительных лучей ДИСД с поверхностью, после чего ДИСД формирует и передаёт в систему управления информацию о скорости и дальности до поверхности.

3. Этап повторного торможения. На этом этапе осуществляется снижение вертикальной скорости, набранной в процессе свободного падения. Управление тягой КТД и ориентацией КА обеспечивают обнуление горизонтальной скорости, оставшейся после основного торможения, и выведение КА на минимально допустимую высоту перехода на заключительный участок с заданной вертикальной скоростью спуска.

4. Заключительный этап управляемого спуска – завершение переходных процессов управления ориентацией, высотой, вертикальной и горизонтальной скоростью до допустимых пределов. Снижение КА с поддержанием постоянной скорости до момента касания с поверхностью.

## 2. Используемые системы координат

### 2.1. Инерциальная система координат J2000

Начало инерциальной СК J2000 совпадает с центром масс Земли. Ось  $OZ$  направлена по нормали к плоскости среднего экватора стандартной эпохи в сторону Северного полюса мира. Ось  $OX$  лежит в плоскости среднего экватора стандартной эпохи и направлена в среднюю точку весеннего равноденствия стандартной эпохи, ось  $OY$  дополняет СК до правой. При нахождении КА в зоне влияния Луны за центр инерциальной СК J2000 принимается центр масс Луны.

### 2.2. Селенографическая система координат

Селенографическая вращающаяся СК жёстко связана с фигурой Луны. Ось  $OZ$  СК совпадает с осью вращения Луны. Плоскость  $OXY$  совпадает с плоскостью среднего лунного экватора. Ось  $OX$  лежит в плоскости, образованной осью вращения Луны и линией,

соединяющей центры Луны и Земли (плоскость нулевого меридиана). Ось  $OY$  дополняет систему до правой. Плоскость среднего лунного экватора и плоскость нулевого меридиана заданы на момент эпохи J2000.

Для вычисления матрицы  $C_{J2000}^{СВСК}$  перевода инерциальной СК J2000 в селенографическую вращающуюся СК (СВСК) на момент времени  $t$  всемирного координированного времени UTC используют алгоритм (Seidelmann P.K., Abalakin V.K., Bursa M. et al., 2000).

### 2.3. Стартовая система координат

Стартовая система координат (СтСК) посадки на Луну является оскулирующей и строится на каждом такте (цикле бортовой цифровой вычислительной машины) управления в селенографической СК, пока расстояние до точки посадки более 21 километра. На расстоянии ближе 21 км расчёт прекращается и используется последняя из рассчитанных СтСК. Центр СтСК находится в точке посадки, ось  $OY$  направлена по радиус-вектору в расчётной точке посадки; ось  $OX$  лежит в плоскости, содержащей ось  $OY$  и радиус-вектор КА, и направлена из расчётной точки посадки в сторону КА перпендикулярно  $OY$ , а ось  $OZ$  дополняет систему до правой координатной тройки.

## 3. Подготовительные операции перед посадкой

Посадка КА осуществляется с эллиптической орбиты, перицентр которой располагается непосредственно над точкой посадки. Будем называть такую орбиту предпосадочной. В данной статье рассматривается орбита с номинальными значениями высоты апоцентра 100 км и перицентра 18 км.

После формирования предпосадочной орбиты проводится уточнение её параметров с использованием наземных радиотехнических средств. На основании полученных измерений текущих навигационных параметров принимается решение о формировании и передаче на борт КА координат целевой точки посадки, которая может быть задана как номинальной, так и учитывающей текущее положение плоскости орбиты. В обоих случаях бортовые алгоритмы управления должны автоматически проводить коррекцию положения плоскости орбиты для минимизации ошибки приведения в целевую точку. Состав полётного задания для реализации посадки должен включать в себя следующий набор параметров на момент начала основного торможения:

1. Время начала основного торможения.
2. Прицельная высота окончания.
3. Начальное значение угла тангажа.
4. Скорость изменения тангажа.

5. Угловая точность исполнения ориентации (некоторый аналог зоны нечувствительности по углу в законе управления стабилизацией).

6. Программное значение тяги КТД.

7. Координаты точки посадки в селенографической системе координат.

Основные операции, связанные с подготовкой к посадке, начинаются примерно за 40 минут до её начала. В это время осуществляются: калибровка систематического дрейфа нулевого сигнала и ошибок масштабного коэффициента гироскопических приборов БИНС по данным звёздных датчиков (Лихачев В.Н., Трифонов О.В., Ярошевский В.С., 2020); калибровка систематического дрейфа нулевого сигнала и ошибок масштабного коэффициента измерителей кажущегося ускорения БИНС; разворот КА в исходную ориентацию начала основного торможения; подготовка ДИСД к работе.

В основу алгоритма определения момента времени для начала посадки, а также начальных условий для решения краевой задачи терминального управления, которое осуществляется на борту КА на этапе основного торможения, положен метод исследования пространства параметров. При применении этого метода для зондирования пространства параметров используются ЛП-последовательности (Соболь И.М., 1969; Соболь И.М., Статников Р.Б., 2006). В результате определяется такой момент времени схода с предпосадочной орбиты (время до момента прохождения перицентра, располагаемого над точкой посадки) и такие начальные значения угла тангажа, а также скорости его изменения в СтСК, которые при выбранной постоянной тяге КТД обеспечат минимум функционала на момент завершения моделирования процесса основного торможения:

$$F(X, H, V) = K_x x^2 + K_h h^2 + K_v v^2, \quad (1)$$

где  $h$  – отклонение высоты от прицельной;  $v$  – вертикальная скорость;  $x$  – промах по дальности относительно расчётной точки посадки;  $K_x, K_h, K_v$  – весовые коэффициенты.

## 4. Этап основного торможения

В результате совместных исследований специалистов АО «НПО Лавочкина» и Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН в основу бортовых алгоритмов спуска и посадки был положен адаптивный алгоритм решения краевой задачи терминального управления, предложенный Ю.Г. Сихарулидзе (Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П., Жуков Б.И. и др., 2012). Данный алгоритм применяется на этапе основного торможения и обеспечивает приведение КА в заданную область над расчётной точкой посадки с требуемой точностью по вертикальной и горизонтальной скорости.

Единственными измерительными приборами на этапе основного торможения являются БИНС. Исследование проводилось с учётом применения в составе КА двух современных БИНС, каждая из которых включает в себя три измерителя вектора угловой скорости на базе волоконно-оптических гироскопов и три компенсационных маятниковых акселерометра. Их характеристики представлены далее в статье. Результаты исследования показали, что номинальная (прицельная) высота окончания основного торможения должна составлять порядка 2000 метров.

Совокупность ошибок различной природы, сопутствующих измерениям БИНС, неточность знания ориентации СтСК относительно инерциальной СК и динамические ошибки управления приводят к тому, что фактическое завершение этапа основного торможения может произойти в диапазоне высот от 2800 до 1000 метров. Модуль горизонтальной скорости при этом имеет максимальное значение порядка 8 м/с, а вертикальной – порядка 11 м/с.

Вычислительные затраты при решении краевой задачи терминального управления, результатом которого является выбор параметров ориентации КА (угла тангажа и скорости изменения его изменения), а также величины тяги корректирующего тормозного двигателя, существенны. Расчёт этих параметров не может быть завершён за такт работы программного обеспечения бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ), который выбран равным 50 мс с целью обеспечения качества динамики всех переходных процессов управления. Ввиду этого была предложена следующая стратегия при организации вычислительного процесса на борту КА.

1. На момент начала основного торможения закладывается полётное задание, передаваемое на борт КА и включающее в себя представленные ранее параметры.

2. На вычислительный процесс алгоритмов системы управления движением в общем такте ПО БЦВМ отводится 20 мс. За это время, помимо операций по обработке данных БИНС и ДИСД, формирования признаков включения двигателей стабилизации и управления приводом регулятора тяги КТД, осуществляется выполнение фоновой программы терминального управления.

3. Длительность решения краевой задачи терминального управления не более 10 секунд в начале основного торможения и не более 2 секунд в конце. На интервале времени между расчётами найденные значения параметров считаются постоянными.

4. По информации от волоконно-оптических гироскопов и акселерометров БИНС осуществляется счисление траектории и углового положения КА. К моменту начала следующего цикла решения краевой задачи терминального управления фактические

параметры траектории принимаются в качестве начальных условий. Формируется новая СтСК. Таким образом осуществляется адаптация к фактически реализуемым параметрам траектории спуска.

Бортовая реализация программного обеспечения разделяется на два процесса: основной и фоновый.

К задачам основного процесса относятся:

1. Обработка измерений БИНС и счисление фактической траектории и посадки в инерциальной СК.

2. Расчёт матрицы перехода от СтСК к связанной с КА системе координат по известным параметрам текущей траектории и вектора расчётной точки посадки в селенографической СК.

3. Проверка условий завершения этапа основного торможения и переключение на реализацию следующего этапа.

4. Формирование управляющих сигналов на включение двигателей стабилизации и поворота привода регулятора тяги КТД для реализации текущей программы управления.

Задачей фонового процесса является решение краевой задачи терминального управления по сформированному основному процессом начальным условиям.

В процессе исследования было рассмотрено множество различных методов решения краевой задачи терминального управления (*Жуков Б.И., Лихачев В.Н., Сазонов В.В., Сихарулидзе Ю.Г. и др., 2015*). В результате выбран метод «пристрелки», обеспечивающий высокое быстродействие в совокупности с высокой точностью.

Параметрами управления, которые формируются из решения краевой задачи терминального управления, являются скорость изменения угла тангажа в СтСК и величина тяги КТД.

Решение краевой задачи терминального управления заканчивается, когда выбранная тяга и скорость изменения тангажа обеспечивают решение поставленной задачи в заданном диапазоне по точности. Критерием качества, по которому принимается решение о выборе наилучшей из полученных в результате «пристрелки» траекторий, выступает значение функционала (1). Лучшей траекторией в процессе решения назначается такая, для которой значение функционала меньше. Далее осуществляется решение краевой задачи терминального управления дроблением значений варьируемых параметров. Решение завершается по достижении максимального количества итераций «пристрелки».

Адаптивный вычислительный процесс состоит из следующих шагов.

1. Для первой итерации задаются начальные значения вариаций величины тяги и угловой скорости изменения тангажа. Начальный шаг по тяге  $\Delta P_0 = 20$  кгс, шаг по угловой скорости изменения тангажа  $\Delta \dot{\psi}_0 = 0,0008$  рад/такт.

2. Осуществляется «пристрелка», результатом которой является расчёт восьми траекторий реализации основного торможения. Матрица «пристрелки»  $M$  может быть определена следующим образом:

$$M = \begin{bmatrix} M_{00} = \begin{bmatrix} P_i = P_{i-1} - \Delta P_{i-1} \\ \dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} - \Delta \dot{\psi}_{i-1} \end{bmatrix} & M_{21} = \begin{bmatrix} P_i = P_{i-1} + \Delta P_{i-1} \\ \dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} \end{bmatrix} \\ M_{10} = \begin{bmatrix} P_i = P_{i-1} \\ \dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} - \Delta \dot{\psi}_{i-1} \end{bmatrix} & M_{02} = \begin{bmatrix} P_i = P_{i-1} - \Delta P_{i-1} \\ \dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} + \Delta \dot{\psi}_{i-1} \end{bmatrix} \\ M_{20} = \begin{bmatrix} P_i = P_{i-1} + \Delta P_{i-1} \\ \dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} - \Delta \dot{\psi}_{i-1} \end{bmatrix} & M_{12} = \begin{bmatrix} P_i = P_{i-1} \\ \dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} + \Delta \dot{\psi}_{i-1} \end{bmatrix} \\ M_{01} = \begin{bmatrix} P_i = P_{i-1} - \Delta P_{i-1} \\ \dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} \end{bmatrix} & M_{22} = \begin{bmatrix} P_i = P_{i-1} + \Delta P_{i-1} \\ \dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} + \Delta \dot{\psi}_{i-1} \end{bmatrix} \\ M_{11} = \begin{bmatrix} P_i = P_{i-1} \\ \dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} \end{bmatrix} & \end{bmatrix},$$

где  $i$  – номер итерации «пристрелки»;  $P_{i-1}, \dot{\psi}_{i-1}$  – расчётная тяга КТД и скорость изменения угла тангажа, при которых получены минимальные значения функционала (1) на предыдущей итерации. Каждый элемент матрицы  $M$  – вектор из параметров  $P_{i-1}, \dot{\psi}_{i-1}$ .

3. Если значение функционала на всех восьми траекториях оказалось больше, чем его значение на предыдущей итерации, то  $\Delta P_i = 0.25 \cdot \Delta P_{i-1}$ ,  $\Delta \dot{\psi}_i = 0.5 \cdot \Delta \dot{\psi}_{i-1}$ , а  $P_i = P_{i-1}$ ,  $\dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1}$ . Возвращаемся к выполнению п. 2.

4. Определяется, для какого номера траектории значение функционала (1) является наименьшим, и осуществляется пересчёт значений для варьирования согласно таблице. При этом учитывается также номер оптимальной траектории на предшествующей итерации.

5. Максимальное количество итераций «пристрелки» – 20 итераций по 8 траекторий в каждой. Таким образом, за время работы фоновой задачи она осуществляет в предельном случае интегрирование 160 траекторий «пристрелки».

Уравнения траектории КА в плоскости посадки СтСК

$$\begin{cases} \dot{x} = V_x \\ \dot{y} = V_y \\ \dot{V}_x = -\frac{\mu}{|r|^3} x + \cos \psi \cdot a_{DU} \\ \dot{V}_y = -\frac{\mu}{|r|^3} y + \sin \psi \cdot a_{DU} \end{cases}$$

таблица – План вариации параметров

номер траектории с минимальным значением функционала на текущей итерации	условие по номеру на предыдущей итерации и план вариации параметров
$M_{00}$	если на предыдущей итерации минимум дал набор $M_{22}$ , то $\Delta P_i = 0.25 \cdot \Delta P_{i-1}$ , $\Delta \dot{\psi}_i = 0.5 \cdot \Delta \dot{\psi}_{i-1}$ , $P_i = P_{i-1} - \Delta P_i$ , $\dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} - \Delta \dot{\psi}_{i-1}$
$M_{10}$	если на предыдущей итерации минимум дал набор $M_{12}$ , то $\Delta P_i = 0.25 \cdot \Delta P_{i-1}$ , $\Delta \dot{\psi}_i = 0.5 \cdot \Delta \dot{\psi}_{i-1}$ , $\dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} - \Delta \dot{\psi}_{i-1}$
$M_{20}$	если на предыдущей итерации минимум дал набор $M_{02}$ , то $\Delta P_i = 0.25 \cdot \Delta P_{i-1}$ , $\Delta \dot{\psi}_i = 0.5 \cdot \Delta \dot{\psi}_{i-1}$ , $\dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} - \Delta \dot{\psi}_{i-1}$ , $P_i = P_{i-1} + \Delta P_i$
$M_{01}$	если на предыдущей итерации минимум дал набор $M_{21}$ , то $\Delta P_i = 0.25 \cdot \Delta P_{i-1}$ , $\Delta \dot{\psi}_i = 0.5 \cdot \Delta \dot{\psi}_{i-1}$ , $P_i = P_{i-1} - \Delta P_i$ , или если на предыдущей итерации минимум дал набор $M_{01}$ , то завершаем решение
$M_{11}$	$\Delta P_i = 0.25 \cdot \Delta P_{i-1}$ , $\Delta \dot{\psi}_i = 0.5 \cdot \Delta \dot{\psi}_{i-1}$
$M_{21}$	если на предыдущей итерации минимум дал набор $M_{01}$ , то $\Delta P_i = 0.25 \cdot \Delta P_{i-1}$ , $\Delta \dot{\psi}_i = 0.5 \cdot \Delta \dot{\psi}_{i-1}$ , $P_i = P_{i-1} + \Delta P_i$ , или если на предыдущей итерации минимум дал набор $M_{21}$ , то завершаем решение
$M_{02}$	если на предыдущей итерации минимум дал набор $M_{20}$ , то $\Delta P_i = 0.25 \cdot \Delta P_{i-1}$ , $\Delta \dot{\psi}_i = 0.5 \cdot \Delta \dot{\psi}_{i-1}$ , $P_i = P_{i-1} - \Delta P_i$ , $\dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} + \Delta \dot{\psi}_{i-1}$
$M_{12}$	если на предыдущей итерации минимум дал набор $M_{10}$ , то $\Delta P_i = 0.25 \cdot \Delta P_{i-1}$ , $\Delta \dot{\psi}_i = 0.5 \cdot \Delta \dot{\psi}_{i-1}$ , если нет, то оставляем неизменными и $\dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} + \Delta \dot{\psi}_{i-1}$
$M_{22}$	если на предыдущей итерации минимум дал набор $M_{00}$ , то $\Delta P_i = 0.25 \cdot \Delta P_{i-1}$ , $\Delta \dot{\psi}_i = 0.5 \cdot \Delta \dot{\psi}_{i-1}$ , если нет, то оставляем неизменными и $P_i = P_{i-1} + \Delta P_i$ , $\dot{\psi}_i = \dot{\psi}_{i-1} + \Delta \dot{\psi}_{i-1}$

где  $r=[x \ y]^T$  – радиус-вектор КА в СтСК для «плоской» задачи;  $a_{DU}$  – ускорение от работы КТД КА;  $\psi$  – угол тангажа в СтСК;  $\mu$  – гравитационный параметр Луны.

Интегрирование уравнений на борту КА осуществляется методом Рунге – Кутты 4-го порядка с фиксированным шагом интегрирования. При этом для ускорения решения траектория разделяется на два участка: до момента достижения модуля горизонтальной скорости КА 25 м/с и от этого момента до окончания решения. Шаг интегрирования на первом участке 50 секунд, а на заключительном – 0.05 секунд.

## 5. Этап пассивного спуска

Как было отмечено ранее, этап основного торможения завершается в диапазоне высот от 2800 до 1000 метров над районом расчётной точки посадки. При этом горизонтальная скорость КА из-за навигационных ошибок может достигать 8 м/с.

После отключения КТД осуществляется переход к следующему этапу посадки, на котором реализуются следующие операции:

1. Вертикализация КА, т.е. совмещение продольной оси аппарата с местной гравитационной вертикалью.

2. Разворот аппарата в канале вращения для обеспечения на момент касания поверхности требуемой ориентации рупорной антенны.

Вертикализация обеспечивает требуемую ориентацию антенной системы ДИСД, который через время не более одной секунды формирует данные о высоте и скорости по каждому из четырёх лучей. Бортовые алгоритмы обрабатывают измерения ДИСД, осуществляют коррекцию навигационной задачи в части уточнения радиус-вектора КА и его орбитальной скорости.

После завершения данных операций осуществляется переход к следующему этапу посадки – этапу повторного торможения.

Одной из ключевых задач этапа является обработка измерений ДИСД с последующей коррекцией навигационной задачи. Диаграмма направленности каждого луча антенной системы ДИСД составляет  $6^\circ$ . Ввиду этого каждый луч, будучи отклонённым на угол  $20^\circ$  от продольной оси аппарата, даст измерение средней дальности до поверхности облучаемой площади. Кроме того, работа по каждому лучу осуществляется последовательно и общий цикл измерений по всем четырём лучам составляет около 200 мс. Все это приводит к дополнительным ошибкам прогноза высоты и скорости. Для исследования влияния рельефа местности при моделировании работы использовалась математическая модель реальной поверхности Луны в районе места посадки. Это позволило

разработать алгоритм коррекции навигационной задачи, обеспечивающий достижение целей миссии КА, осуществляющего мягкую посадку на поверхность Луны в приполярных районах со сложным рельефом местности. Математическая модель ДИСД детально рассмотрена в (Лавренов С.М., Михайлин Д.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А. и др., 2013).

## 6. Этап повторного торможения

Основной задачей управления на этапе повторного торможения является минимизация горизонтальной составляющей скорости и гашение вертикальной составляющей скорости до минимальных значений к моменту перехода на заключительный этап. При этом необходимо обеспечить переход на заключительный этап в разрешённом диапазоне высот и вертикальной скорости в условиях ограниченного диапазона регулирования тяги КТД. С этой целью КА проводит следующие операции.

1. На всём этапе повторного торможения бортовая навигационная задача корректируется по данным ДИСД.

2. По данным скорректированной на предыдущем этапе навигационной задачи осуществляется расчёт времени повторного включения КТД. Прицельная высота завершения повторного торможения составляет 60 м.

3. Вычисляется требуемый угол отклонения вектора тяги от гравитационной вертикали с целью обнуления горизонтальной скорости.

4. Формируется программное значение вертикальной скорости в зависимости от высоты полёта, оценивается отклонение от неё измеренного значения и формируется управление тягой КТД для поддержания заданной программы снижения. В процессе повторного торможения осуществляется формирование сигналов на двигатели стабилизации и привод регулятора тяги КА. Отклонением вектора тяги при работающем КТД обеспечивается постепенное снижение модуля горизонтальной скорости аппарата до величины менее 1 м/с, а управлением величиной тяги КТД – снижение набранной на предыдущем этапе пассивного спуска вертикальной скорости до требуемого значения на заданной высоте перехода к следующему заключительному этапу.

По достижении требуемых условий перехода по высоте и вертикальной скорости КТД отключается.

## 7. Заключительный этап управляемого спуска

Данный этап является завершающим для бортовой задачи управления движением КА при посадке на поверхность Луны. На этом этапе заканчиваются все переходные процессы управления, обеспечиваются

снижение КА с целью достижения в момент касания поверхности модуля горизонтальной скорости не более 1 м/с и вертикальной скорости 1–3 м/с. Фактические значения, полученные по результатам статистического моделирования, показывают, что горизонтальная составляющая скорости не превышает 0.4 м/с, а вертикальная лежит в допустимом диапазоне.

Стабилизация КА на заключительном этапе осуществляется с использованием двигателей стабилизации, а управление скоростью посадки – двумя двигателями мягкой посадки (ДМП) постоянной тяги в импульсном режиме работы. Поддержание горизонтальной скорости на уровне минимальных значений, как и на этапе повторного торможения, осуществляется за счёт отклонения суммарного вектора тяги двух ДМП от гравитационной вертикали.

На высоте 10 метров включается запрет на использование данных от ДИСД ввиду того, что отражённая от поверхности Луны струя горячего газа от работающих ДМП вносит помехи в радиосигнал. Дальнейшее счисление траектории выполняется только по данным БИНС. В это же время включается высокочастотный опрос датчиков касания, установленных на посадочных опорах КА. Обработка сигналов датчиков касания происходит аппаратными средствами независимо от работы системы управления движением. Отключение всех ДМП и ДМТ осуществляется по сигналам от датчиков касания.

## 8. Бесплатформенная инерциальная навигационная система

Для реализации посадочных миссий на поверхность Луны по заказу АО «НПО Лавочкина» был разработан прибор БИУС-Л. Разработчиком и изготовителем прибора выступил НПЦ АП. В состав



рисунок 1. Прибор БИУС-Л

прибора вошли три волоконно-оптических гироскопа разработки ООО «НПК «Оптолинк» и три компенсационных маятниковых акселерометра разработки ФГУП «НПЦАП». Внешний вид прибора представлен на рисунке 1.

С целью повышения надёжности при выполнении критических операций коррекции траектории на КА устанавливаются два прибора БИУС-Л. Таким образом, итоговое количество измерителей вектора угловой скорости и акселерометров – шесть. Это обстоятельство позволяет использовать алгоритмы идентификации отказов двух из шести чувствительных элементов непосредственно на такте получения данных.

Частота обмена данными бортовой цифровой вычислительной машины и БИУС-Л составляет 20 Гц.

Прибор обеспечивает вычисление приращений проекции вектора угловой скорости на оси чувствительности волоконно-оптического гироскопа за цикл обмена с случайной составляющей измерений не хуже 0.2 угл. с/цикл ( $3\sigma$ ) на пассивных участках полёта и не хуже 3 угл. с/цикл ( $3\sigma$ ) при работающем КТД (Кузнецов Д.А., 2020). Диапазон измеряемых угловых скоростей  $\pm 80$  град/с. Отклонение нулевого сигнала в запуске длительностью не менее двух часов после калибровки по абсолютной величине ( $3\sigma$ ) не превышает 0.2 угл. с/с. Систематическая составляющая нулевого сигнала не превышает 0.05 угл. с/с.

БИУС-Л обеспечивает вычисление приращений кажущейся скорости на оси чувствительности акселерометра со случайной составляющей измерения не более 0.01 м/с/цикл при работающем КТД. Случайная погрешность преобразования от запуска к запуску ( $3\sigma$ ) не превышает 0.05%.

## 9. Доплеровский измеритель скорости и дальности

Для реализации посадочных миссий на поверхность Луны разработан прибор ДИСД-ЛР (рисунок 2). Разработчиком и изготовителем прибора выступил АО «Концерн радиостроения «Вега». Прибор обеспечивает измерение скорости в каждом из каналов измерения в диапазоне от минус 120 м/с до плюс 120 м/с. Диапазон измеряемых дальностей прибора от 0.5 до 4500 метров. Время захвата отражённого облучаемой поверхностью сигнала в каналах измерения скорости и дальности не превышает 1 секунды.

Точность измерения скоростей  $|\Delta V|$  в каждом из каналов измерения прибора составляет  $(0.05 \pm 0.01 \cdot V)$  м/с, а дальности  $r$   $(0.5 \pm 0.02 \cdot r)$  м.

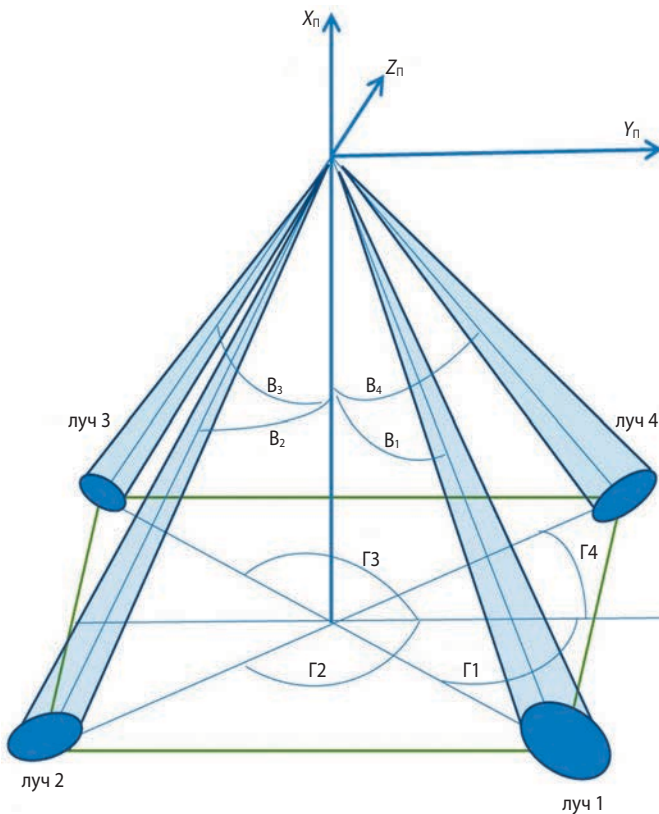
Частота обмена данными бортовой цифровой вычислительной машины и ДИСД-ЛР составляет 5 Гц.



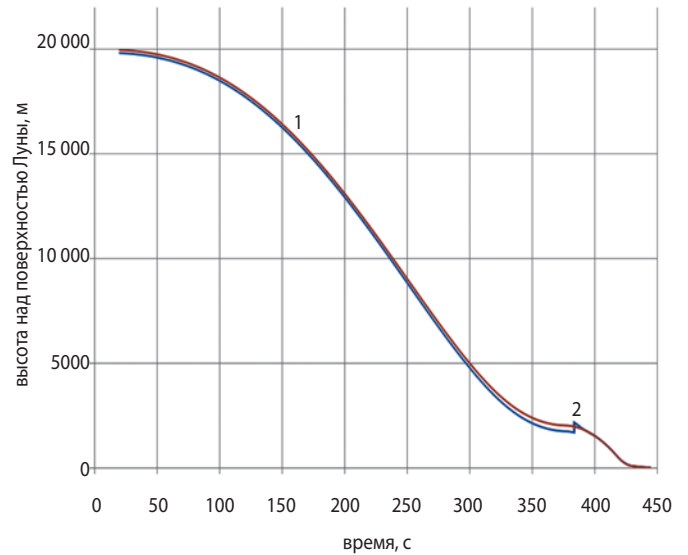
**рисунок 2.** Внешний вид прибора ДИСД-ЛР

На рисунке 3 показана ориентация лучей антенной системы ДИСД-ЛР в приборной системе координат. Антенная система состоит из двух одинаковых волноводно-щелевых решёток, одна из которых формирует четыре луча на передачу, другая – такие же четыре луча на приём. Расположение лучей в горизонтальной плоскости X-образное, углы отклонения лучей от оси  $OY$  до проекции каждого луча на плоскость  $OYZ$  составляют:  $\Gamma_1$ =минус  $38,8^\circ$ ;  $\Gamma_2$ =минус  $141,2^\circ$ ;  $\Gamma_3=141,2^\circ$ ;  $\Gamma_4=38,8^\circ$ .

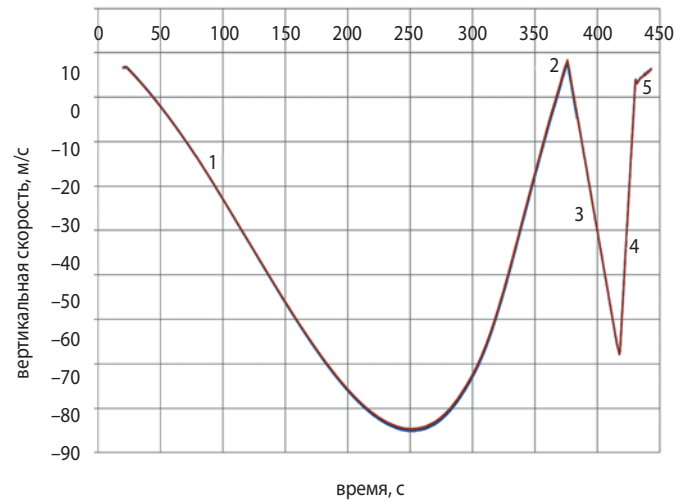
Углы отклонения лучей от оси минус  $OX$  составляют  $B_1=B_2=B_3=B_4=20^\circ$ .



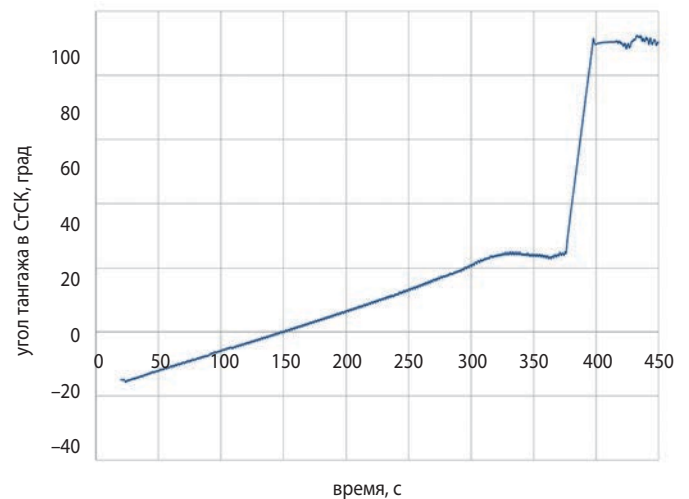
**рисунок 3.** Расположение антенных лучей ДИСД-ЛР



**рисунок 4.** Моделирование изменения высоты над поверхностью Луны в процессе посадки



**рисунок 5.** Моделирование изменения вертикальной скорости в процессе посадки



**рисунок 6.** Моделирование изменения угла тангажа в СтСК

## 10. Результаты математического моделирования

Разработанная схема выполнения посадки, методы и алгоритмы управления движением обеспечивают мягкую посадку КА в широком диапазоне параметров предпосадочной орбиты: высота перицентра 22–12 км, высота апоцентра 110–90 км, отклонения перицентра от расчётной точки посадки по истинной аномалии  $\pm 7$  град.

Статистические расчёты численного моделирования процесса посадки подтверждают выполнение требований по параметрам движения в момент касания посадочных опор с поверхностью Луны.

Ошибка приведения КА в район расчётной точки посадки не превышает 1000 метров.

В качестве примера на рисунках 4 и 5 представлены изменения параметров движения для одной из возможных реализаций посадки, полученной с использованием бортового программного обеспечения и имитации работы приборов и системы управления движением КА.

Красной линией на рисунках 4 и 5 отмечен график фактической траектории, синей – график расчётной траектории на борту КА.

Цифрами на рисунке 4 обозначены этапы и события: 1 – начало моделирования высоты с учётом реальной поверхности на этапе основного торможения; 2 – завершение основного торможения, начало вертикализации и коррекция навигационной задачи по данным ДИСД-ЛР.

Цифрами на рисунке 5 отмечены этапы и события: 1 – этап основного торможения; 2 – завершение основного торможения; 3 – этап пассивного спуска с коррекцией навигационной задачи по данным ДИСД-ЛР; 4 – этап основного торможения; 5 – заключительный этап управляемого спуска с использованием ДМП.

На рисунке 6 представлен график математического моделирования изменения угла тангажа КА в СтСК в процессе управляемого движения на этапе посадки.

### заключение

Многолетнее сотрудничество коллективов АО «НПО Лавочкина» и Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН обеспечило создание нового алгоритма для реализации спуска и посадки КА на поверхность Луны в приполярном районе со сложным рельефом местности вдоль трассы посадки.

При реализации созданного алгоритма на бортовой цифровой вычислительной машине были учтены особенности, связанные с ограниченными вычислительными ресурсами и необходимостью гарантиро-

ванного формирования управляющих команд на двигатели за короткие интервалы времени.

Созданный алгоритм и программное обеспечение позволяют гарантированно решать задачу спуска и посадки КА, основной двигатель которого имеет небольшой диапазон регулирования тяги (порядка  $\pm 10\%$ ), обеспечивается высокая точность приведения КА в целевую точку посадки при горизонтальной скорости в момент касания не больше 0.4 м/с и вертикальной скорости спуска не более 3 м/с.

### список литературы

Деменко О.Г., Бирюков А.С., Зверев М.А. Использование ударных испытаний для оценки несущей способности элементов основной силовой конструкции космических аппаратов, выполненных из композиционных материалов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 38-45.

Жуков Б.И., Лихачев В.Н., Сазонов В.В., Сихарулидзе Ю.Г. и др. Сравнительный анализ алгоритмов управления посадкой на Луну // Космические исследования. 2015. Т. 53, № 6. С. 480.

Кузнецов Д.А. Обеспечение виброзащиты прецизионных космических аппаратов. Часть 2. Конструкционные методы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 46-49.

Лавренов С.М., Михайлин Д.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А. и др. Математическая модель ДИСД в проектах мягкой посадки на Луну // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2013. 15 с.

Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П., Жуков Б.И. и др. Адаптивный терминальный алгоритм наведения для посадки на Луну // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 92-102.

Лихачев В.Н., Трифонов О.В., Ярошевский В.С. Калибровка параметров модели навигационных приборов на базе волоконно-оптических гироскопов // Математическое моделирование. 2020. Т. 32, № 1. С. 3-14.

Соболь И.М. Многомерные квадратурные формулы и функции Хаара. М.: Наука, 1969. 288 с.

Соболь И.М., Статников Р.Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М.: Дрофа, 2006. 182 с.

Seidelmann P.K., Abalakin V.K., Bursa M., Davies M.E. et al. Report of the iau/iag working group on cartographic coordinates and rotational elements of the planets and satellites: 2000.

Статья поступила в редакцию 18.10.2021

Статья после доработки 20.10.2021

Статья принята к публикации 20.10.2021



## К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ТТ В СОСТАВЕ СТР ПОСАДОЧНЫХ МОДУЛЕЙ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СТАНЦИЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

## ABOUT DESIGN AND OPERATION OF HEAT PIPES AS PART OF THE THERMAL CONTROL SYSTEMS OF THE LANDING MODULE OF INTERPLANETARY STATIONS FOR THE STUDY OF THE SOLAR SYSTEM BODIES

Ю.В. Панин<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук,  
PaninIUV@laspace.ru;  
Y.V. Panin

В.А. Антонов<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук,  
AntonovVA@laspace.ru;  
V.A. Antonov

М.А. Балькин<sup>1</sup>,  
BalykinMA@laspace.ru;  
M.A. Balykin

В.А. Бондаренко<sup>1</sup>,  
BondarenkoVA@laspace.ru;  
V.A. Bondarenko

А.Е. Холяков<sup>1</sup>,  
KHoliakovAE@laspace.ru;  
A.E. Kholyakov

*Контурные тепловые трубы выделяются среди других тепловых труб своей способностью создавать значительное капиллярное давление и по праву могут называться антигравитационными тепловыми трубами. В то же время контурная тепловая труба имеет ряд особенностей, которые необходимо учитывать для обеспечения её надёжного пуска. Особенности проектирования и работы тепловых труб в системе терморегулирования посадочного модуля представлены в данной статье.*

*Ключевые слова:*  
контурная тепловая труба;  
тепловая труба;  
система терморегулирования;  
регулируемые тепловые трубы.

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.005

### ВВЕДЕНИЕ

Системы терморегулирования (СТР) современных автоматических космических аппаратов (КА) с момента запуска первого спутника Земли значительно изменились. В настоящее время все ведущие космические державы практически отказались от использования гермоконтейнеров с располагаемыми в них приборами.

Сегодня основным направлением в проектировании СТР КА является негерметичное расположение приборного оборудования на тепловых сотовых панелях (ТСП) с использованием тепловых труб (ТТ) (Финченко В.С. и др., 2018). Успешное применение тепловых труб в космической технике в первую оче-

*Among all types of heat pipes, loop heat pipes stand out for their ability to generate a significant capillary pressure and can rightfully be called as anti-gravity heat pipes. At the same time, the loop heat pipe has a number of specific features, which shall be provided for the reliable start-up of the loop heat pipe. Features of heat pipes design and operation in thermal control system of landing module of the is presented in this paper.*

*Key words:*  
loop heat pipe;  
heat pipe;  
thermal control system;  
controlled heat pipes.

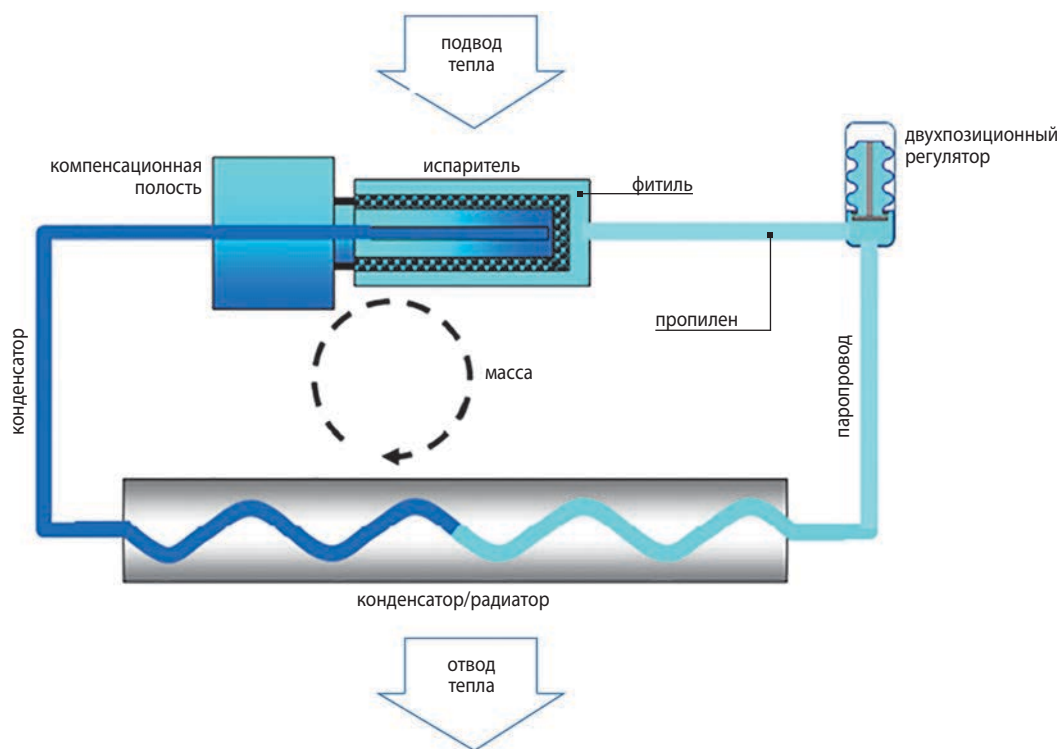
редь обусловлено отсутствием влияния гравитации на их производительность. Иначе обстоит с планетными станциями и роверами. Не учитывать влияние гравитации на работу тепловых труб в этих условиях не представляется возможным, однако это не говорит об отказе от тепловых труб, а наоборот, открывает отдельную нишу их использования.

Наиболее подходят для этих целей контурные тепловые трубы (КнТТ). Впервые КнТТ получили лётную квалификацию в составе КА «Гранат» (Гончаров К.А. и др., 2012). Сейчас КнТТ разрабатывают и применяют производители космической техники в различных странах.

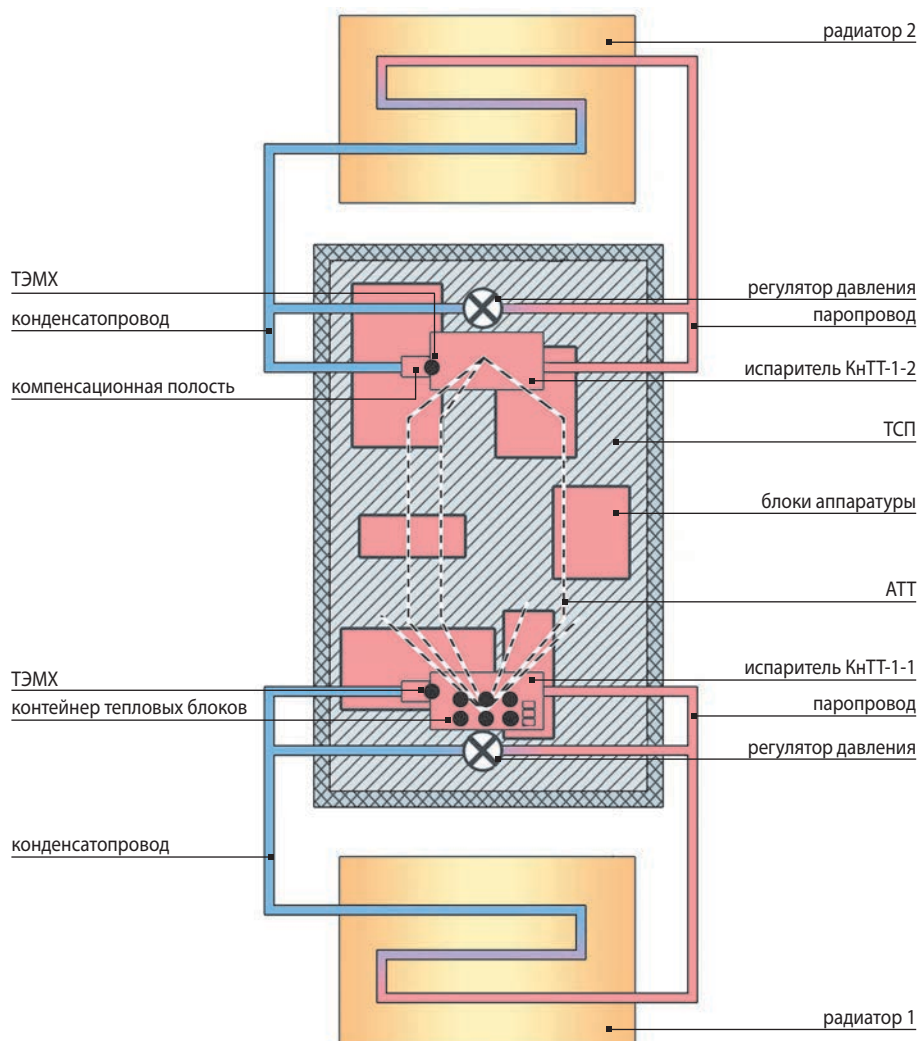
<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

**К ВОПРОСУ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ТТ В СОСТАВЕ СТР ПОСАДОЧНЫХ МОДУЛЕЙ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СТАНЦИЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ**



**рисунок 1.** Функциональная схема КнТТ СТР ровера



**рисунок 2.** Расчётная схема ТСП-1 с КнТТ-1-1 и КнТТ-1-2 посадочного модуля

В частности, один из вариантов использования КнТТ для планетных станций Европейского космического агентства – это отвод избыточной тепловой энергии, идущей от оборудования ровера (рисунок 1) (*Manuela Muni et al.*, 2016). Тепло отводится тремя КнТТ и рассеивается с помощью радиатора-излучателя КнТТ. На рисунке 1 показана функциональная схема применяемой КнТТ.

Проект предусматривает, что в холодном режиме работы КА, когда температура окружающей среды имеет низкие значения, будут использоваться радиоизотопные тепловые блоки, электрические нагреватели и теплоизолирующие материалы.

В горячем режиме работы, когда включено научное оборудование и активно генерируется избыточная тепловая энергия на борту КА, теплоотвод в окружающее пространство происходит с помощью КнТТ.

В проекте предусматривается, что в случае «холодного» режима работы КА КнТТ исключается из работы СТР КА с помощью двухпозиционного регулятора.

Однако задачи, выполняемые КнТТ в составе ровера, существенно ограничены. Применение ТТ в составе роверов и посадочных модулей гораздо шире.

Акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» разрабатывает различные модификации посадочных модулей для планетных исследований, в том числе с учётом атмосферы планет (*Ефанов В.В.*, 2020).

На рисунке 2 представлена принципиальная схема СТР посадочного модуля с вертикальным расположением тепловой сотовой панели (ТСП). Расположение оборудования и КнТТ на представленной схеме соответствует функционированию посадочного модуля на поверхности планеты. Вектор сил гравитации в этом случае направлен сверху вниз.

Основная часть научной и служебной аппаратуры находится на двух ТСП со встроенными в них аксиальными тепловыми трубами (АТТ). Также в нижней части каждой из ТСП (рисунок 2) расположен радиоизотопный источник тепла (РИТ), предназначенный для обогрева приборного оборудования. Каждая ТСП имеет в своём составе от 5-6 встроенных АТТ и соответственно по две КнТТ на каждой панели. КнТТ предназначены для сбора и последующего сброса тепла в окружающее пространство с помощью собственных радиаторов. Испарители КнТТ расположены соответственно сверху и снизу ТСП.

Следует обратить внимание, что к «нижним» КнТТ-1-1 и КнТТ-2-1 подводится тепловой поток от соответствующих РИТ. На «верхние» КнТТ-1-2 и КнТТ-2-2 непосредственно от РИТ тепловой поток не поступает.

## 1. Основные технические параметры ТТ в составе СТР ТСП

КнТТ рассматривается обычно как единое устройство, как самостоятельный агрегат. Базовыми, необходимыми элементами КнТТ являются: испаритель, паропровод, конденсатор, конденсаторопровод и компенсационная полость. В свою очередь, испаритель КнТТ сам по себе является достаточно сложным конструктивным элементом и включает в себя: корпус, пористую втулку (первичную капиллярную структуру) и вторичную капиллярную структуру. Конденсатор КнТТ одновременно является радиатором, обеспечивающим диссипацию тепловой энергии в окружающее пространство.

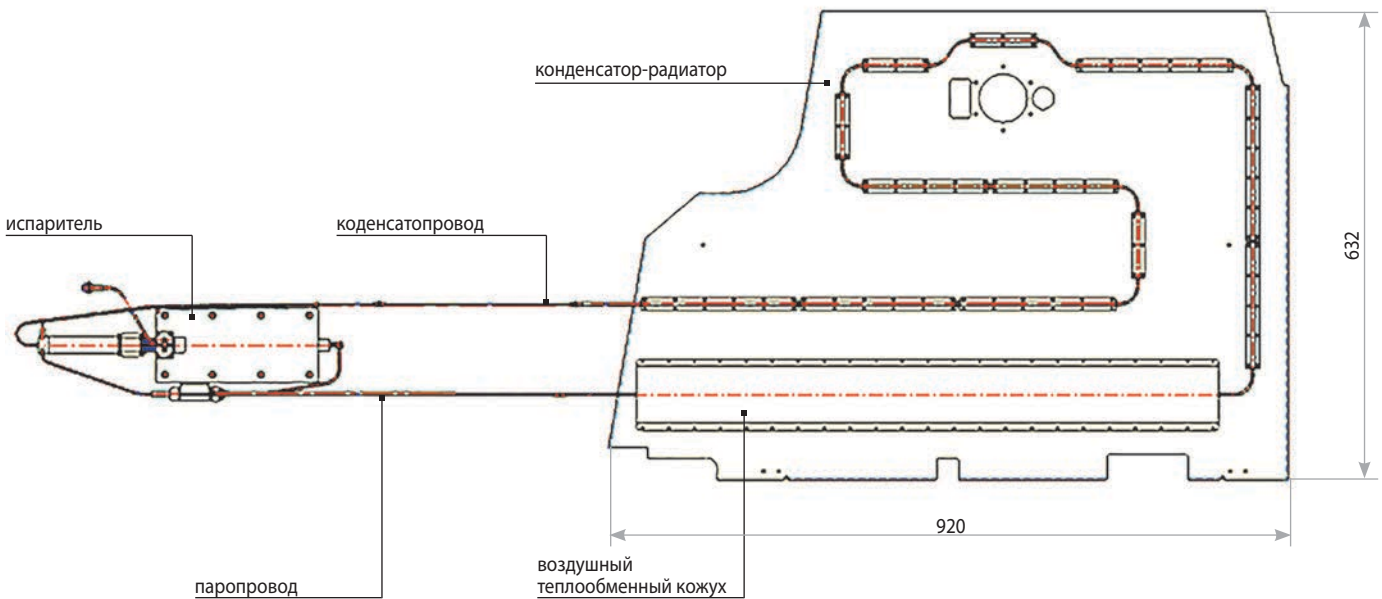
Тем не менее элементные наборы КнТТ могут различаться в зависимости от решаемых задач. В данном проекте каждая КнТТ в свой состав дополнительно включала регулятор давления и термоэлектрический модуль холодильный (ТЭМХ).

Разрабатываемые КнТТ должны удовлетворять следующим техническим требованиям:

- максимальная передаваемая мощность  $Q_{\max}$  теплопровода в атмосфере должна быть не менее 180 Вт при температуре испарителя не более плюс 30°C;
- температура испарителя должна быть не более плюс 25°C при передаваемой мощности  $Q=150$  Вт в вакууме с температурой фона не более минус 80°C;
- термическое сопротивление теплопровода должно быть не более 0,05 К/Вт при передаваемой мощности  $Q=150$  Вт;
- температура поверхности радиатора не должна опускаться ниже минус 150°C.

Теплоотвод от ТСП осуществляется непосредственно через контактные фланцы испарителей. Для реализации надёжного теплоотвода АТТ, расположенные в ТСП, были сведены в конструктивные узлы, на которых и располагались испарители КнТТ. Такое решение потребовало максимально возможно уменьшить площади, занимаемые заглушками АТТ (*Паришук Л.И. и др.*, 2020), и максимально развить площадь контактного основания испарителей. В итоге размер контактного фланца испарителя КнТТ составил 220×100 мм. Диаметр пористой втулки испарителя составляет 14 мм.

Особенностью конструкции радиаторов КнТТ с РИТ блоками (*Куперштейн В.А., Бондаренко В.А.*, 2014) является оснащение радиаторов вентиляторами и воздушными теплообменными кожухами. Задача вентиляторов заключается в дополнительном охлаждении радиаторов во время предстартовой подготовки. Общий вид КнТТ с радиатором, оснащённым воздушным теплообменником, показан на рисунке 3.

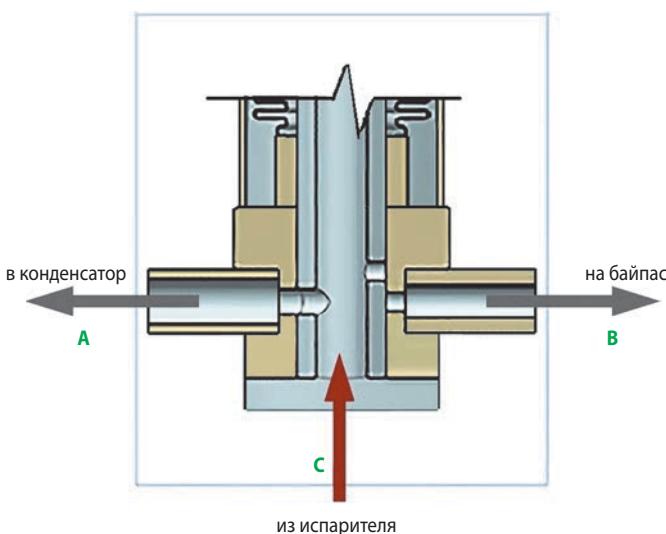


**рисунок 3.** Общий вид разработанной КнТТ

## 2. Конструктивные особенности элементов КнТТ

Регулятор давления является важным элементом КнТТ и предназначен для пассивного (не требующего затрат электроэнергии борта) управления отводимым контурной трубой тепловым потоком.

Регулятор давления (рисунок 4) представляет собой герметичную полость, заполненную газом, реагирующим на изменение давления в контуре КнТТ (Goncharov K.A. et al., 2005). Регулятор давления настраивается на заданную температуру  $T_{зад}$ , которой однозначно соответствует давление  $P_{зад}$ . В том случае, если температура превышает заданное значение,



**А** – на радиатор; **В** – на байпас; **С** – от испарителя.

**рисунок 4.** Регулятор давления

регулятор направляет поток рабочего тела в конденсатор для сброса избыточной тепловой энергии. При температуре на испарителе меньше значения  $T_{зад}$  регулятор давления перекрывает магистраль конденсатора и направляет поток рабочего тела по байпасной магистрали в КП, минуя конденсатор. Избыточная тепловая нагрузка от приборов в этом случае не отводится с помощью КнТТ в окружающее пространство (Майданик Ю.Ф. и др., 1994).

ТЭМХ, вошедший в состав разработанных КнТТ, работает на элементах Пельтье. ТЭМХ располагается в пограничной области между испарителем и компенсационной полостью (КП) и предназначен для принудительного запуска КнТТ.

ТЭМХ позволяет дополнительно, как бы «попутно», решить ещё одну проблему: повысить надёжность работы СТР в случае отказа регулятора давления. Включенный в обратной полярности ТЭМХ даёт возможность дублировать работу пассивного регулятора давления.

Конденсатор КнТТ, совмещающий в себе функцию радиатора, представляет собой алюминиевый лист толщиной 0,8 мм, окрашенный с двух сторон белой эмалью, и имеет следующие оптические характеристики:  $a_s < 0,3$  и  $\epsilon > 0,85$ .

## 3. Особенности функционирования СТР

К числу особенностей проектируемой СТР ДМ относится необходимость учёта положения КнТТ в пространстве на всех характерных этапах программы полёта – как при подготовке ДМ к пуску, так и при перелёте к Марсу, включая работу на его поверхности.

В зависимости от расположения ДМ в пространстве на работу КнТТ воздействуют разные внешние возмущающие факторы: составляющая земной гравитации при подготовке КА к старту и гравитационное поле при работе на поверхности планеты, а также динамические ускорения во время полёта.

Поэтому были рассмотрены четыре характерных случая воздействия внешних факторов на проектируемую систему, в рамках которых КнТТ должны обеспечивать требуемый температурный уровень для устойчивой работы приборного оборудования и сброса избытка тепловой энергии в окружающее пространство.

Случай 1. КА находится на стартовом комплексе (на поверхности Земли). В этом случае на КнТТ воздействует перегрузка в 1 g и она направлена сверху вниз.

Случай 2. КА находится на активном участке выведения, работают маршевые двигатели. В данном случае перегрузка относительно КнТТ, расположенных на ТСП, также направлена сверху вниз и может достигать величин до 6 g.

Случай 3. Этап перелёта КА. Такой перелёт осуществляется в условиях воздействия микрогравитации, и величину перегрузки, воздействующей на КнТТ, в данном случае можно считать близкой к 0.

Случай 4. Работа на поверхности планеты после посадки (*Бабаков А.В. и др., 2019*). Величина перегрузки относительно КнТТ, например, на Марсе составляет 0,4 g. Вектор перегрузки может отклоняться от вертикали до 30 градусов в связи с возможным наклоном КА после посадки относительно горизонтальной поверхности планеты. Дополнительно следует учитывать, что тепловой поток  $Q$ , идущий от ТСП к контактной поверхности испарителя КнТТ, не является постоянной величиной, а может меняться в диапазоне от 20 до 150 Вт.

Известно, что на работу как АТТ, так и КнТТ влияет наличие гравитационных полей. Например, АТТ отлично работают в условиях отсутствия гравитации. В условиях же земной гравитации, когда перегрузка составляет всего 1 g, для их нормальной работы АТТ должно быть выполнено условие, при котором участок конденсации должен быть расположен выше или, хотя бы, на одном уровне с участком испарения. Только при жёстком соблюдении указанного условия возможна работа АТТ при проведении испытаний в земных условиях.

В свою очередь, наличие двух испарителей КнТТ, расположенных на противоположных концах ТСП, создают условия, при которых первая КнТТ отводит тепло от одной области работающего оборудования на ТСП, а соответственно вторая КнТТ отводит тепловую энергию от второй области работающего

оборудования на той же ТСП. Такое расположение испарителей КнТТ требует учёта возможного взаимовлияния двух контуров, расположенных на одной ТСП.

Влияние работы двух КнТТ друг на друга может сказываться на стабильности запуска КнТТ и её нормальной работы в условиях гравитации. Даже равномерный подвод тепла на каждую из КнТТ не гарантирует одновременный запуск обоих контуров. Обычно наблюдается запуск только одной КнТТ из двух.

После запуска первой КнТТ тепловой поток на вторую КнТТ существенно снижается. В том случае, если радиатора первой КнТТ достаточно для сброса большей части тепловой мощности, подводимой к этой КнТТ, вторая КнТТ, если и запустится самостоятельно, то с большим трудом. При таком запуске обычно на испарителе наблюдается более высокое значение температуры относительно первой запущенной КнТТ.

С целью решения проблемы запуска КнТТ, связанного с отмеченным взаимным влиянием КнТТ, расположенных на одной общей ТСП, регуляторы давления должны иметь индивидуальные настройки температуры регулирования.

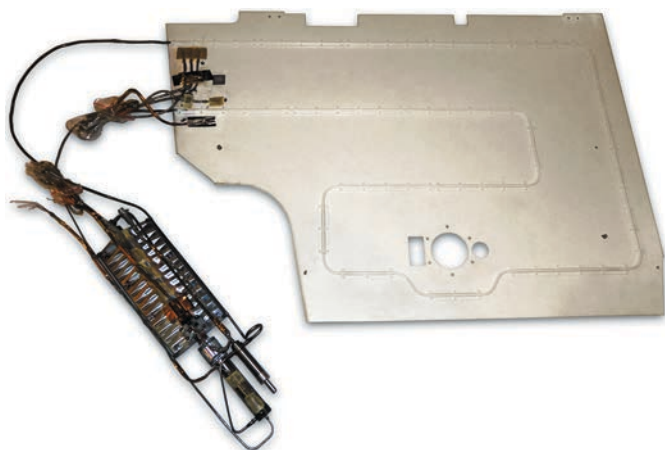
Диапазон регулирования КнТТ-1-1 (КнТТ-2-1) настроен на интервал температур  $18 \pm 3^\circ\text{C}$ . Диапазон регулирования КнТТ-1-2 (КнТТ-2-2) настроен на интервал температур  $11 \pm 3^\circ\text{C}$ .

Если КнТТ имеет параметры настройки регулятора, которые соответствуют более высокому уровню температур регулирования, то её регулятор давления должен находиться в положении «открыто». Это означает, что рабочее тело из испарителя поступает непосредственно в радиатор и тепловой поток, идущий от ТСП, сбрасывается в космическое пространство.

У второй КнТТ, расположенной на той же ТСП, уровень настройки температур регулирования должен быть соответственно ниже уровня настроек температуры регулирования первой КнТТ. Тогда регулятор давления второй КнТТ должен занимать положение, при котором рабочее тело из испарителя направляется по байпасу, минуя радиатор, и сразу попадает в КП (т.е. КнТТ находится на «регулировании»). Отвод тепловой энергии от ТСП при этом не происходит.

#### 4. Результаты автономных испытаний КнТТ

С целью подтверждения расчётных параметров КнТТ, входящих в состав спроектированной СТР, были проведены автономные испытания КнТТ. Общий вид теплопровода перед испытаниями показан на рисунке 5.



**рисунок 5.** КнТТ с установленными термодатчиками для проведения автономных испытаний

Разработанные КнТТ успешно прошли автономные испытания, в ходе которых:

- был подтверждён успешный запуск тепловой трубы,
- подтверждена их способность по регулированию температуры испарителей в заданных пределах.

Основные проектные параметры КнТТ, полученные в ходе автономных испытаний, показаны в таблице.

**таблица** – Результаты автономных испытаний КнТТ

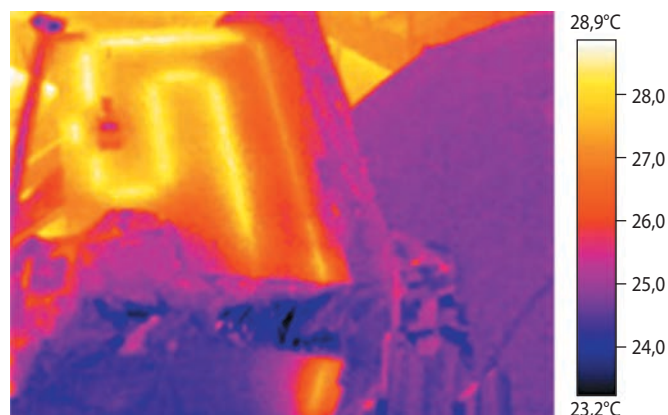
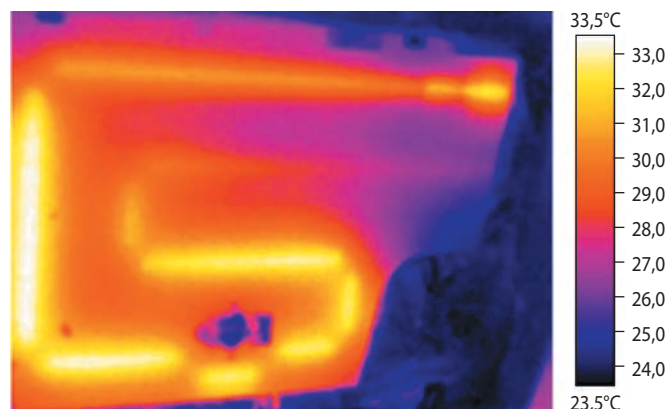
	$Q_{\max}$ , Вт	$R_{\text{при}}$ 150 Вт, К/Вт	$T_{\text{рег}}$ , °C	$T_{\text{исп}}$ при 150 Вт, °C
ТСП1				
КнТТ-1-1 (РИТ)	180	0,046	19,4	24,6
КнТТ-1-2	180	0,05	12,0	20,6
ТСП2				
КнТТ-2-1 (РИТ)	180	0,044	18,9	24,5
КнТТ-2-2	180	0,049	12,8	22,5

Помимо автономных испытаний, ТТ проходили проверки в составе тепловых макетов, представляющих собой фрагменты СТР, состоящие из отдельных ТСП, и СТР в целом.

## 5. Результаты испытаний КнТТ в составе тепловых макетов

Испытания в составе тепловых макетов были проведены для различных пространственных положений КнТТ. В испытаниях тепловое «нагружение» на ТСП было задано соответствующими циклограммами. Тепловой макет состоял из ТСП-1 с двумя КнТТ (КнТТ-1-1 и КнТТ-1-2). Аналогичные испытания КнТТ-2-1 и КнТТ-2-2 были проведены в составе теплового макета ТСП-2.

На рисунке 6 показана термограмма, полученная при испытаниях фрагмента СТР. На термограмме представлено температурное поле радиатора КнТТ-1-1 в условиях максимального тепловыделения приборного оборудования  $Q_{\max}$ . Термограмма показывает, что радиатор полностью открыт. При этом наблюдался относительно большой перепад температур по листу радиатора.

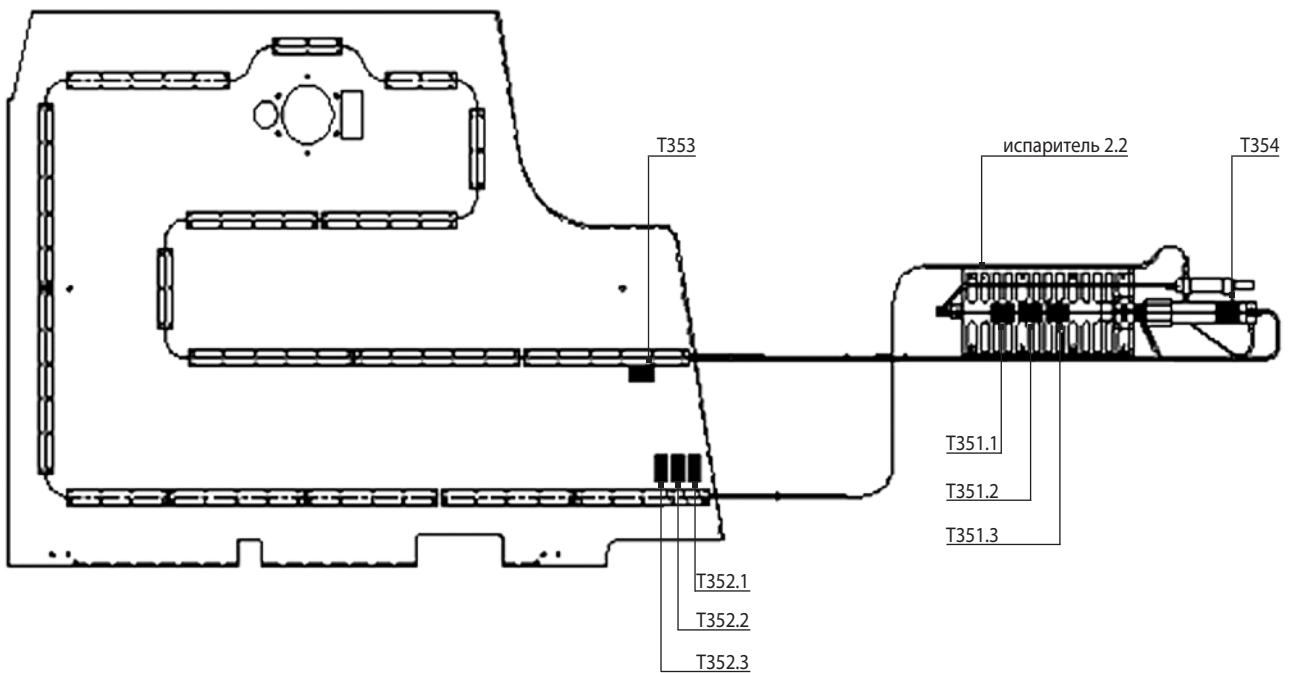


**рисунок 6.** Термограмма работы радиатора при  $Q_{\max}$  при атмосферных испытаниях

Потенциально увеличить эффективность радиатора можно путём увеличения толщины его листа, но это приведёт к нежелательному увеличению массы конструкции.

С другой стороны, относительно тонкий лист радиатора позволил достаточно просто решить вопрос с установкой жёсткой атмосферной теплоизоляции, размещаемой на ТСП.

Результаты испытаний КнТТ в составе теплового макета, показали стабильный запуск теплопроводов, на которые приходит дополнительная нагрузка от РИТ (КнТТ-1-1 и КнТТ-2-1). Как было отмечено выше, после посадки на поверхность планеты испарители этих КнТТ располагаются в нижней части ТСП относительно её поверхности.



T351 – основание испарителя; T352 – вход в радиатор; T353 – выход из радиатора; T354 – компенсационная полость.

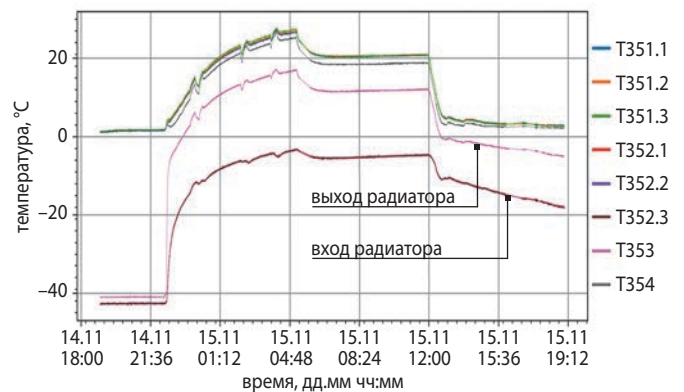
**рисунок 7.** Расположение ТД на КнТТ-2-1

КнТТ-1-2 и КнТТ-2-2 расположены в верхней части ТСП. Испытания показали, что данные КнТТ не имели стабильного запуска в атмосферных условиях. С точки зрения анализа физических процессов полученный результат можно объяснить недостаточной величиной теплового потока, поступающего на «верхний» испаритель КнТТ.

В условиях вакуума КнТТ-1-2 и КнТТ-2-2 запускались лучше. Но следует заметить, что устойчивый запуск был получен при максимальном тепловыделении приборов и при включении ТЭМХ в прямой полярности.

На следующем этапе проводились испытания теплового макета, содержащего обе ТСП и все четыре КнТТ. Испытания проводились в атмосферных условиях и в вакууме. В атмосферных испытаниях имитировалась работа СТР на наземном техническом комплексе. В вакуумных испытаниях – на этапе перелёта и работе на поверхности планеты. Тепловакуумные испытания проводились при расположении ТСП, соответствующем размещению КА на стартовой позиции. В этом случае ТСП оказываются перевёрнутыми на  $180^\circ$  относительно расположения ТСП, показанного на рисунке 2. В представленном варианте пространственного расположения ТСП КнТТ-1-1, КнТТ-2-1 и оба РИТ расположены в верхней части рассматриваемой ТСП.

Испытания по функциональной проверке системы проводились в вакуумной камере. Перед закрытием вакуумной камеры был осуществлён запуск всех КнТТ. Радиаторы КнТТ располагались ниже своих испарителей. Это осложнило их запуск. КнТТ-1-2



**рисунок 8.** Распределение температур при запуске КнТТ-2-2

была запущена после включения ТЭМХ в прямой полярности, а аналогичная тепловая труба КнТТ-2-2, расположенная на ТСП-2, запустилась после прогрева её радиатора внешним источником тепловой энергии.

Испытания показали, что первоначальная циркуляция поддерживалась только в КнТТ-1-1 и КнТТ-2-1, испарители которых получали тепловую нагрузку от имитаторов РИТ. Отметим, что циркуляция рабочего тела в КнТТ-1-1 и КнТТ-2-1 наблюдалась в течение всех проведённых испытаний, включая испытания при вакуумировании и захлаживании изделия. Обе рассмотренные КнТТ на этапе холодного плато вышли на режим регулирования при температуре испарителя, достигшего значения около плюс  $17^\circ\text{C}$ , что соответствует заданному диапазону уровня регулирования: плюс  $18 \pm 3^\circ\text{C}$ .

Запуск КнТТ-1-2 был произведён с помощью ТЭМХ, включённого в прямой полярности. Запуск КнТТ-2-2 зафиксирован не был. Причиной скорее всего являлось отсутствие достаточного теплового потока на данную КнТТ. После включения имитаторов всех приборов на ТСП-2 на полную мощность тепловая нагрузка на КнТТ-2-2 увеличилась. Одновременно был включён ТЭМХ в прямой полярности.

При этом наблюдался также рост градиента температур между входом и выходом радиатора. Температура входа в радиатор составила  $-19,9^{\circ}\text{C}$ , что на  $20^{\circ}\text{C}$  меньше температуры выхода ( $-1,88^{\circ}\text{C}$ ). Градиент температур между испарителем ( $6,87^{\circ}\text{C}$ ) и КП ( $4,76^{\circ}\text{C}$ ) составил  $2^{\circ}$ . В испытаниях наблюдалось увеличение температуры на выходе из радиатора при росте температуры испарителя  $T_{\text{исп}}$  до  $25^{\circ}\text{C}$ .

На рисунке 7 показана схема размещения датчиков температуры на КнТТ-2-2, а на рисунке 8 – результаты испытаний данной КнТТ.

## **ВЫВОДЫ**

Нестабильный запуск КнТТ может быть связан с влиянием целого ряда факторов, одновременно действующих на КнТТ: недостаточный тепловой поток на испаритель, влияние поля гравитации и теплопритоков как на жидкостной канал, так и на КП.

Теплоприток на конденсатопровод является очень существенным фактором, способным спровоцировать остановку циркуляции рабочего тела в КнТТ (Panin Yu. V. et al., 2021). В случае присутствия паразитного теплопритока может наблюдаться даже процесс испарения рабочего тела в рассматриваемой зоне конденсатопровода, что, в свою очередь, может вызвать перемещение рабочего тела КнТТ в «обратном направлении»: из КП испарителя в конденсатопровод и далее в радиатор.

Конструктивно КП рассматриваемых испарителей имеют минимально допустимые объёмы, не позволяющие иметь запасы жидкой фазы теплоносителя для парирования различного пространственного положения КнТТ и переохлаждения её радиатора при запуске в наземных условиях. В связи с этим в момент подачи тепловой нагрузки в силу динамики перераспределения количества теплоносителя в КнТТ под действием гравитации может возникнуть ситуация, при которой в испарителе будет ощущаться недостаток рабочего тела.

В связи с этим для обеспечения устойчивого запуска КнТТ программа испытаний была дополнена предварительным принудительным прогревом радиаторов КнТТ. Нагрев осуществлялся инфракрасными лампами. Предложенное мероприятие показало свою эффективность особенно при последующем включении ТЭМХ в прямой полярности.

## **список литературы**

*Бабаков А.В., Финченко В.С.* Численное моделирование аэродинамики лобового аэродинамического экрана спускаемого аппарата проекта «ЭКЗОМАРС» и анализ структуры потока в донной области и ближнем следе // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 4. С. 45-51.

*Гончаров К.А., Головин О.А., Кочетков А.Ю., Балыкин М.А. и др.* О методах регулирования контурной тепловой трубы внешним тепловым воздействием // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2012. № 1. С. 30-37.

*Ефанов В.В.* Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗОМАРС-2022» / Под ред. д.т.н. В.В. Ефанова, к.э.н. Х.Ж. Карчаева. Т. 2. Химки: Изд. АО «НПО Лавочкина», 2020. 240 с.

*Куперштейн В.А., Бондаренко В.А.* Обеспечение теплового режима десантного модуля космического аппарата «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 95-104.

*Майданик Ю.Ф., Феритатер Ю.Г., Вершинин С.В., Гончаров К.А.* Способ регулирования термического сопротивления КТТ // Патент РФ № RU 2015483. 1994.

*Паришуков Л.И., Коржов К.Н., Панин Ю.В.* Новая технология электроннолучевой сварки для соединения разнородных материалов аксиальных тепловых труб // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 50-54.

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

*Goncharov K.A., Kochetkov A.Yu., Buz V.N.* Development of Loop Heat Pipe with Pressure Regulator // 6<sup>th</sup> Minsk International Seminar «Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators». Minsk, Belarus, 12-15 September 2005.

*Manuela Muni, Federica Negri, Paula Prado Montes.* Coralie Alary ExoMars Rover and Surface Platform Mission: LHPs Acceptance and Qualification Campaign // 46<sup>th</sup> International Conference on Environmental Systems (ICES-2016-253). Vienna, Austria, 10-14 July 2016.

*Panin Yu.V., Korzhov K.N., Balyukin M.A., Holiakov A.E. et al.* Features of Loop heat piped start-up at various gravity positions and heat input // Joint 20<sup>th</sup> IHPC and 14<sup>th</sup> IHPS. Gelendzhik, Russia, 07-10 September 2021.

*Статья поступила в редакцию 07.10.2021*

*Статья после доработки 08.10.2021*

*Статья принята к публикации 08.10.2021*



## ВЫБОР МЕТОДА СТЕРИЛИЗАЦИИ ПОДСИСТЕМ СПУСКА И ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПЛАНЕТЫ С НАЛИЧИЕМ АТМОСФЕРЫ

## THE CHOICE OF THE STERILIZATION METHOD OF THE DESCENT AND LANDING SUBSYSTEMS OF THE SPACECRAFT TO THE PLANET WITH ATMOSPHERE



**Д.В. Захаренко<sup>1</sup>**,  
аспирант,  
zdv@laspace.ru;  
**D.V. Zakharenko**



**Н.М. Хамидуллина<sup>1</sup>**,  
кандидат физико-  
математических наук,  
KHamidullinaNM@laspace.ru;  
**N.M. Khamidullina**



**С.Н. Устинов<sup>1</sup>**,  
ust@laspace.ru;  
**S.N. Ustinov**

При создании посадочных аппаратов (ПА) на некоторые небесные тела Солнечной системы (Марс, Европа и др.) необходимо выполнять требования по планетарной защите: ограничить загрязнение ПА земными микроорганизмами с целью предотвращения заражения ими инопланетной (в частности, марсианской) среды. Согласно классификации COSPAR (Комитет по космическим исследованиям), к марсианским десантным модулям (ДМ) предъявляются довольно жёсткие требования миссий категории IVa (посещение планеты без поиска возможных форм жизни) как к плотности поверхностного биозагрязнения (не более 300 бактериальных спор на 1 м<sup>2</sup>), так и к общей бионагрузке ДМ земными микроорганизмами. Это приводит к необходимости применения стерилизации элементов, имеющих большую площадь и непосредственно контактирующих с марсианской средой. К упомянутым элементам ДМ относятся, прежде всего, такие подсистемы спуска и посадки, как лобовой аэродинамический экран и задний кожух, в которых используются теплозащитные покрытия.

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

When creating landing vehicles (LV) on some celestial bodies of the solar system (Mars, Europe, etc.), it is necessary to fulfill the requirements for planetary protection: to limit the LV bioburden by terrestrial microorganisms in order to prevent their contamination of an alien (in particular, Martian) environment. According to the COSPAR (Committee of Space Research) classification, the Martian descent modules (DM) are subject to rather «stringent» requirements for missions of category IVa (visiting the planet without searching for possible life forms), both to the surface density of biocontamination (no more than 300 bacterial spores per 1 m<sup>2</sup>) and to the general bioburden of DM by terrestrial microorganisms. This leads to the need to use sterilization of elements that have a large area and are in direct contact with the Martian environment. The above-mentioned elements of the DM include, first of all, such subsystems of descent and landing as a frontal aerodynamic shield and a rear jacket, in which heat-shielding coatings are used.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

## ВЫБОР МЕТОДА СТЕРИЛИЗАЦИИ ПОДСИСТЕМ СПУСКА И ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПЛАНЕТЫ С НАЛИЧИЕМ АТМОСФЕРЫ

В статье описаны возможные типы стерилизации составных частей космических аппаратов, а также выбранный и примененный метод стерилизации и очистки подсистем спуска и посадки – импульсный ультрафиолет и спиртовая очистка.

Ключевые слова:

планетарная защита;  
подсистемы спуска и посадки;  
стерилизация;  
импульсный ультрафиолет;  
бактериальные споры.

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.006

Большое научное значение имеют межпланетные миссии с посадочными аппаратами на планеты земной группы, особенно на Марс, оснащёнными роверами с комплексом научной аппаратуры для исследований грунта и атмосферы Марса, включая проведение уникального эксперимента – прямого поиска возможных форм жизни на планете (Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж., 2017; Ефанов В.В., Ширшаков А.Е., 2019).

Основной целью планетарной защиты межпланетных миссий с посадкой на поверхность Марса является защита марсианской среды от загрязнения земными микроорганизмами. Это накладывает на всех стадиях работы от начала сборки до старта КА серьёзные требования по ограничению микробиологической нагрузки посадочного модуля.

Поскольку одной из важнейших задач такой миссии является поиск возможных форм жизни аппаратурой марсохода, она в целом относится к категории IVb по классификации COSPAR (*Cospar Planetary Protection Policy*, 2011), к десантному же модулю (без марсохода) предъявляются требования категории IVa (посещение планеты без поиска жизни), допускающие для поверхностной плотности контаминации не более 300 спор/м<sup>2</sup>. Однако наряду с этим существенно ограничивается и общая контаминация ДМ земными микроорганизмами, а именно общая поверхностная биоагрузка посадочного аппарата перед пуском не должна превышать  $3 \cdot 10^5$  бактериальных спор. Общее количество бактериальных спор (поверхностное и объёмное), которое допускается при посадке на Марс (включая ДМ и обломки перелетного модуля, упавшие на поверхность Марса), не должно превышать  $5 \cdot 10^5$  спор, из них на ДМ (без марсохода) приходится следующий лимит биоагрузки: на поверхностных – не более  $2,7 \cdot 10^5$  спор, в объёме – не более  $1,2 \cdot 10^5$  спор.

The article describes possible types of sterilization of spacecraft components, as well as the selected and applied method of sterilization and cleaning of the descent and landing subsystems – pulsed ultraviolet light and alcohol cleaning.

Key words:

planetary protection;  
descent and landing subsystems;  
sterilization;  
pulsed ultraviolet light;  
bacterial spores.



а



б

рисунок 1. Внешний вид образцов ТЗП АЭ (а) и ЗК (б)

Такое существенное ограничение требует особого подхода к элементам ДМ, имеющим большую площадь и непосредственно контактирующим с марсианской средой – атмосферой и грунтом, а именно, приводит к необходимости не только их очистки до «приемлемого» уровня плотности поверхностной контаминации, но и стерилизации. К упомянутым элементам относятся подсистемы спуска и посадки большого размера, прежде всего, лобовой аэродинамический экран (АЭ) и задний кожух (ЗК), в состав которых входят (перечисление осуществляется по-слою от внешней поверхности):

- теплозащитные покрытия (ТЗП), рисунок 1;
- стеклосоты толщиной 5 мм;
- алюминиевые соты толщиной 20 мм;
- силовая оболочка из углепластика толщиной 1 мм.

Кроме того, в состав подсистем спуска ДМ входит парашютный контейнер с парашютом, для которого НПО им. С.А. Лавочкина изготавливает и обеззараживает только крышку контейнера, покрытую ТЗП, разработка парашютной системы – под ответственностью ЕКА.

Несмотря на то, что с 2011 года в основополагающем документе COSPAR (*Cospar Planetary Protection Policy*, 2011) отсутствует требование к уровню стерильности подсистем ПА, тем не менее, для выполнения требования по ограничению общей бионагрузки ДМ с необходимостью вытекает следующее условие: оборудование, имеющее большую площадь поверхности и непосредственно контактирующее с марсианской окружающей средой, такое как элементы спуска и посадки (парашюты, надувные тормозные устройства и т.п.), некоторые конструкции ДМ (экраны, кожухи и т.п.), должно быть простерилизовано до гарантированного уровня стерильности не хуже  $10^{-3}$  (это означает, что допускается наличие не более 1 споры на 1000 изделий).

Таким образом, встает задача стерилизации аэродинамического экрана и заднего кожуха вместе с нанесенной на них теплозащитой с учетом их большой площади (диаметр АЭ и ЗК составляет 4 м), причём как на поверхности, так и в объеме, перед их поставкой на сборку посадочного аппарата в чистом помещении.

**таблица 1** – Методы стерилизации подсистем спуска и посадки и их совместимость с материалами изделий

№	стерилизация	характеристики метода	совместимость с материалами изделий; особенности метода
1	тепловая (объёмная и поверхностная)	обработка сухим теплом при температурах: 110°C (в течение 22–56 ч, в зависимости от заданной эффективности стерилизации), 120°C (в течение 10 ч) или 125°C (в течение 6 ч) в самом конце сборки изделий после покрытия их ТЗП и размещения в двойную микробиологически непроницаемую упаковку	полная совместимость метода с материалами изделий по температурному режиму + обеспечение дополнительной сушки после нанесения покрытий
2	радиационная (объёмная и поверхностная)	облучение гамма-лучами и «жестким» рентгеном на гамма-установке или потоком электронов на ускорителе электронов до набора поглощённой дозы 20–25 кГр в самом конце сборки изделий после покрытия их ТЗП и размещения в двойную микробиологически непроницаемую упаковку	метод совместим с материалами изделий по причине их высокой радиационной стойкости (от 1000 кГр), однако большие размеры изделий не позволяют вносить их в стерилизационную камеру, т.к. дверной проем камеры имеет максимальные размеры 2×1 м
3	ультрафиолетовая (поверхностная)	обработка поверхностей ультрафиолетовым (УФ) облучением с применением передвижных импульсных ксенонных установок на основе УФ-ламп УИК6-01-«Альфа» (ООО «НПП «Мелитга», г. Москва, Россия), которые, в частности, были уже использованы для обеззараживания поверхностей в проекте «ЭКЗОМАРС-2016» (Дешевая Е.А. и др., 2017)	метод обеспечивает только поверхностную стерилизацию, поэтому необходимо исследовать уровень контаминации спорами в объеме, поскольку рассматриваемые подсистемы относятся к так наз. системам «жесткой посадки», т.е. их объёмная обсемененность в обязательном порядке учитывается в биобюджете КА при анализе выполнения требований COSPAR

## ВЫБОР МЕТОДА СТЕРИЛИЗАЦИИ ПОДСИСТЕМ СПУСКА И ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПЛАНЕТЫ С НАЛИЧИЕМ АТМОСФЕРЫ

В настоящее время существуют и применяются для космической техники следующие виды стерилизации:

1. Стерилизация по объёму гамма-излучением или потоком электронов для материалов и агрегатов (за исключением радиоэлектронной аппаратуры), радиационная стойкость которых подтверждена либо испытаниями, либо справочными данными. Стерилизующая поглощенная доза в объекте при облучении лежит в диапазоне от 10 кГр до 25 кГр в зависимости от начального уровня биологической загрязненности. В каждом конкретном случае получаемый по окончании стерилизационной обработки уровень стерильности определяется исходным уровнем биоагрузки до стерилизации и величиной поглощенной дозы.

2. Стерилизация по объёму сухим теплом или автоклавирование (термическая стерилизация).

3. Обеззараживание ультрафиолетовым облучением поверхностей элементов КА, а также воздуха и поверхностей чистых помещений.

4. Стерилизация парами перекиси водорода радиоэлектронной аппаратуры (РЭА). Этот метод был успешно применен для стерилизации научной аппаратуры пенетраторов в экспедиции «МАРС-96» (*Debus A. et al. MARS 94/96 mission...*, 1995).

5. Газовая стерилизация РЭА и др. устройств КА с последующей дегазацией для устранения токсичных осадений.

Все применяемые методы должны быть совместимы с используемыми комплектующими и материалами.

Для выбора метода стерилизации в нашем случае важно знать значения температур, которые могут выдержать изделия без изменения своих свойств (для ТЗП, расположенного на поверхности ПА, это  $\geq 600^\circ\text{C}$ ) и радиационной стойкости (для всех используемых в конструкциях материалов это не менее 1000 кГр).

Рассмотрим возможные методы стерилизации подсистем АЭ, ЗК и крышки ПК, их особенности и осуществимость для этих конкретных изделий (см. сводную таблицу 1).

Как показывает сравнительный анализ данных из таблицы 1, несомненным преимуществом обладает метод стерилизации сухим теплом для обеззараживания подсистем спуска и посадки посадочных аппаратов на Марс (учитывая эффективную объёмную стерилизацию, а также область значений температур, которые могут выдержать их составные части, до  $600^\circ\text{C}$ ). Однако реализация метода оказалась невозможной по причине отсутствия камеры для обработки сухим теплом изделий большого размера (диаметр изделий 4 м).

В связи с этим обстоятельством был выбран и использован альтернативный метод стерилизации импульсным ультрафиолетовым излучением, который является особенностью российского подхода к обеззараживанию и впервые применяется для космической техники в проекте «ЭКЗОМАРС». Однако обработка ультрафиолетом обеспечивает только поверхностную стерилизацию изделий, поэтому для обеспечения их объёмной микробиологической чистоты необходимо было тщательно исследовать способ производства изделий. Анализ процесса производства АЭ и ЗК и изменения их свойств во время спуска на Марс показал:

- в процессе производства стеклосот и алюминиевых сот АЭ и ЗК происходит стерилизация в их объёме и на внутренних поверхностях при высоком давлении 6 атм и температуре свыше  $190^\circ\text{C}$  в течение нескольких часов;
- в процессе спуска в атмосфере Марса происходит дополнительная тепловая стерилизация стеклосотопанелей, а именно:
  - в заднем кожухе стеклосотопанель прогревается до температур от  $110^\circ\text{C}$  до  $410^\circ\text{C}$  в течение 3-4 минут;
  - в аэродинамическом экране – до температур от  $110^\circ\text{C}$  до  $310^\circ\text{C}$  в течение 2-3 минут;
- в процессе спуска в атмосфере Марса внешний слой теплозащитного покрытия АЭ и ЗК толщиной до 5 мм в диапазоне температур  $300\text{--}650^\circ\text{C}$  сгорает, разрушается и «уносится» с поверхности вплоть до тонкого слоя толщиной приблизительно 1 мм, который естественным образом стерилизуется.

Таким образом, для выполнения требований планетарной защиты (обеспечение гарантированного уровня стерильности) актуальным становится альтернативный метод поверхностной стерилизации АЭ и ЗК (прежде всего, ТЗП) ультрафиолетовым излучением для предотвращения переагрязнения других элементов ДМ при наземных операциях.

Впервые обработка ртутными ультрафиолетовыми лампами непрерывного излучения чистого помещения НПО им. С.А. Лавочкина, в котором находилась чистовая палатка класса ИСО 5 НС (т.е. контролируемая не только по промышленной чистоте, но и по микробиологической обсемененности), была реализована при сборке малых станций и пенетраторов КА «Марс-96» в 1994-1995 годах (*Debus A. et al. MARS 94/96 mission...*, 1995; *Debus A. et al. Planetary protection...*, 1995). Использование этих ламп (в течение длительного ночного времени в отсутствие персонала) позволило в помещении класса ИСО 8 создать высокий уровень микробиологической чистоты, необходимый для нормального функционирования фильтров тонкой очистки в чистовой палатке и, тем самым, поддержания класса чистоты ИСО 5 НС (практически стерильная зона).



**рисунок 2.** Импульсные ксеноновые установки УИКБ-01-«Альфа»

В начале 2000-х годов в России были созданы установки мощного импульсного ультрафиолетового излучения, которые позволяли за короткое время (от нескольких минут до получаса) осуществлять эффективную поверхностную стерилизацию объектов большого размера и воздуха в больших помещениях, что оказалось востребованным в медицине для стерилизации, прежде всего, операционных и процедурных помещений (Камруков А.С. и др., 2003; Шапковский С.Г. и др., 2009). Источником УФ-излучения в такой установке служит плазменный разряд, иницируемый в газе ксеноне – инертном газе, абсолютно безвредном для здоровья человека.

Принцип работы импульсных установок, как и принцип воздействия на микроорганизмы, кардинально отличается от облучателей с ртутными лампами:

- во-первых, спектр излучения, генерируемый импульсными ксеноновыми лампами, сплошной, близкий по распределению к солнечному и перекрывает всю УФ-область от 190 до 400 нм;
- во-вторых, интенсивность световых потоков импульсных ксеноновых ламп в десятки тысяч раз выше;
- в-третьих, характер воздействия – импульсно-периодический, при котором объект обеззараживания обрабатывается одиночным мощным световым импульсом с регулируемой частотой следования вспышек.



**а**



**б**

**рисунок 3.** Примеры конструкций крепления (а), (б) импульсных УФ-ламп с отражателями на передвижных стойках

## ВЫБОР МЕТОДА СТЕРИЛИЗАЦИИ ПОДСИСТЕМ СПУСКА И ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПЛАНЕТЫ С НАЛИЧИЕМ АТМОСФЕРЫ

Перечисленные физико-технические особенности импульсных УФ-облучателей приводят к многоканальному деструктивному воздействию излучения на все структуры клетки, в результате чего репарационные механизмы не способны восстановить функционирование микроорганизма. В настоящее время многочисленные публикации (Anderson J.G. et al., 2000; Wekhof A., 2000) показывают высокую биоцидную эффективность импульсного УФ-излучения по отношению ко всем видам микроорганизмов.

Пятнадцатилетний опыт применения таких установок в медицине был нами использован впервые в космической отрасли в проекте «ЭкзоМарс-2016» для обеззараживания поверхностей и воздуха помещений на космодроме Байконур, он показал высокую эффективность без проведения генеральной уборки огромных помещений и остановки работы технического комплекса на Байконуре (Дешевая Е.А. и др., 2017).

Обработка УФ-облучением осуществлялась показанными на рисунке 2 передвижными импульсными ксеноновыми установками УИКБ-01-«Альфа» (ООО «НПП «Мелитта», г. Москва, Россия), которые было решено использовать и для стерилизации аэродинамического экрана и заднего кожуха. Поскольку обработка ультрафиолетом обеспечивает только поверхностную стерилизацию, облучение производилось с применением специальных отражателей, которые позволяли дезинфицировать АЭ и ЗК с различных сторон (рисунок 3).

Для подтверждения эффективности УФ-стерилизации специалистами ГНЦ РФ-ИМБП РАН были взяты микробиологические пробы до и после обработки поверхностей ЗК и технологического АЭ импульсными ксеноновыми установками УИКБ-01-«Альфа».

Перед использованием импульсного ультрафиолетового облучения поверхности АЭ и ЗК были очищены 70% раствором этилового спирта для уменьшения начальной микробиологической загрязнённости.

Показано, что в результате облучения в течение 15 минут с каждой стороны происходит снижение бионагрузки примерно на четыре порядка. Результаты приведены в таблице 2.

**таблица 2** – Результаты микробиологических проб до и после УФ-облучения технологического аэродинамического экрана и заднего кожуха

	средняя плотность контаминации до УФ-облучения, спор/м <sup>2</sup>	средняя плотность контаминации после УФ-облучения, спор/м <sup>2</sup>
АЭ	76000	7,4<300
ЗК	1150000	116,4<300

Как следует из таблицы 2, поверхностная стерилизация АЭ и ЗК импульсным ультрафиолетом совместно с предварительной спиртовой очисткой позволяет выполнить требование планетарной защиты к ограничению поверхностной плотности микробиологической контаминации (не более 300 спор/м<sup>2</sup>)

и, соответственно, существенно снизить общую поверхностную бионагрузку.

Таким образом, при невозможности проведения тепловой и радиационной объёмной стерилизации аэродинамического экрана и заднего кожуха десантного модуля был найден и с высокой бактерицидной эффективностью использован альтернативный метод – поверхностная стерилизация импульсным ультрафиолетовым облучением.

### список литературы

Дешевая Е.А., Хамидуллина Н.М., Гуридов А.А., Захаренко Д.В. и др. Обеспечение программы планетарной защиты при реализации миссии «ЭКЗО-МАРС-2016» // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2017. Т.51, № 4. С. 52-58.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. Летательные аппараты НПО имени С.А. Лавочкина (к 80-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 5-16.

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. 2019. № 1. С. 3-9.

Камруков А.С., Козлов Н.П. и др. Новые биоцидные ультрафиолетовые технологии и аппараты для санитарии, микробиологии и медицины // Безопасность жизнедеятельности. 2003. № 1. С. 32-40.

Шашиковский С.Г., Калинин Т.А. и др. Оборудование для обеззараживания помещений в ЛПУ на основе импульсной ультрафиолетовой технологии // Поликлиника. 2009. № 3. С. 42-46.

Anderson J.G., N.J. Rowan N.J. et al. Inactivation of food-borne enteropathogenic bacteria and spoilage fungi using pulsed light // Transaction on plasma science. 2000. Vol. 28, № 1. P. 83-88.

Cospar Planetary Protection Policy (20 October 2002; As Amended to 24 March 2011) // Approved by the Bureau and Council. World Space Council, Houston, Texas, USA. 2011. 11 p.

Debus A., Runavot J., Rogovski G., Bogomolov V. et al. MARS 94/96 mission planetary protection program. Techniques for sterilization and decontamination level control // IAF-95-1.5.10, Oslo, October 02-06, 1995. P. 12.

Debus A., Runavot J., Tarrieu C., Rogovski G., et al. Planetary protection program for MARS 94/96 mission // Advance in Space Research. 1995. Vol. 18, № 1/2. P. 323-332.

Wekhof A. Disinfection with flashlamps // PDA Journal of Pharmaceutical Science & Technology. 2000. Vol. 54, № 3. P. 264-276.

Статья поступила в редакцию 18.10.2021

Статья после доработки 19.10.2021

Статья принята к публикации 19.10.2021

## ПОРЯДОК РАСЧЁТА ЛОКАЛЬНЫХ ДОЗОВЫХ НАГРУЗОК РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ



**А.В. Банников<sup>1</sup>**,  
кандидат  
технических наук,  
author157@ya.ru;  
**A.V. Bannikov**

*Представлен порядок расчёта локальных дозовых нагрузок в критических элементах радиоэлектронной бортовой аппаратуры космических аппаратов при действии ионизирующих излучений ядерной энергетической установки. Приведены результаты, иллюстрирующие эффективность предложенного подхода на примере оценки воздействия гамма-излучения на радиоэлектронную аппаратуру, расположенную в приборном отсеке космического аппарата.*

*Ключевые слова:*  
радиационная стойкость;  
космический аппарат;  
ядерная энергетическая установка;  
лучевая модель;  
гамма-излучение.

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.007

<sup>1</sup> ФГКВОУ ВО «Военная академия РВСН имени Петра Великого», Россия, Московская область, г. Балашиха.  
The Military Academy of Strategic Rocket Troops after Peter the Great, Russia, Moscow region, Balashikha.

## CALCULATION OF LOCAL DOSE LOADS RADIO-ELECTRONIC ON-BOARD APPARATUS FOR THE SPACECRAFT WITH A NUCLEAR POWER PLANT



**В.Б. Попов<sup>1</sup>**,  
кандидат  
технических наук,  
ds04va@yandex.ru;  
**V.B. Popov**

*The procedure for calculating local dose loads in critical elements of radio-electronic on-board apparatus of spacecraft under the action of ionizing radiation from a nuclear power plant is presented. The results are presented that illustrate the effectiveness of the proposed approach on the example of assessing the impact of gamma radiation on radio-electronic apparatus located in the instrument compartment of the spacecraft.*

*Keywords:*  
radiation resistance;  
spacecraft;  
nuclear power plant;  
radiation model;  
gamma radiation.

<sup>2</sup> Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Национальный исследовательский университет ИТМО», Россия, г. Санкт-Петербург.  
ITMO University, Russia, Saint Petersburg.

## ПОРЯДОК РАСЧЁТА ЛОКАЛЬНЫХ ДОЗОВЫХ НАГРУЗОК РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ

Одним из этапов подтверждения радиационной стойкости радиоэлектронной бортовой аппаратуры (РБА) космических аппаратов (КА) с ядерной энергетической установкой (ЯЭУ) является расчёт локальных дозовых нагрузок (ЛДН), возникающих в процессе её функционирования (Загорков А.Н., Ошкин А.Е., 2017; Мырова Л.О., Чепиженко А.З., 1988; Хамидуллина Н.М. и др., 2020; Хатулев В.А. и др., 2011).

Известный порядок расчёта ЛДН при функционировании ядерных реакторов включает в себя (Кириушин А.И., Шлокин Е.А., 1979; Мырова Л.О., Чепиженко А.З., 1988):

- определение характеристик гамма-излучения ЯЭУ, воздействующего на РБА КА;
- подготовку геометрической модели КА и РБА для расчёта функции распространения гамма-излучения ЯЭУ;
- расчёт локальных условий воздействия гамма-излучения в точке расположения РБА электрорадиоизделий (ЭРИ), определяющих радиационную стойкость (с учётом прохождения элементарных частиц сквозь материалы конструкции).

Учёт конструкции элементов КА при воздействии ионизирующего излучения (ИИ) в точке расположения ЭРИ и соответствующая оценка стойкости, согласно действующим нормативным документам (ОСТ 134-1044-2007, 2016), осуществляется в один или несколько этапов в зависимости от результатов оценки стойкости. Одним из этапов является метод секторирования, или метод лучевого анализа с учётом характеристик защиты на уровне конструкторской документации, компоновки других ЭРИ из состава РБА и внутренних элементов конструкции КА (Власенков Е.В. и др., 2019).

Предлагаемый авторами порядок расчёта ЛДН от гамма-излучения ЯЭУ, основан на методе секторирования (Новиков Л.С., 2010), но в отличие от сферы, которая окружает рассматриваемый объект и разбивается на элементарные поверхности используется разбиение поверхности излучателя на конечное число элементов.

Для обеспечения расчётной поддержки проектных решений при разработке КА предлагается использовать программные комплексы оценки радиационного нагружения, в которых реализован метод лучевого анализа конструкции КА, основанный на использовании полигональной модели, которая создаётся из геометрической модели КА, представленной, например, в формате САПР *SolidWorks* (см. рисунок 1).

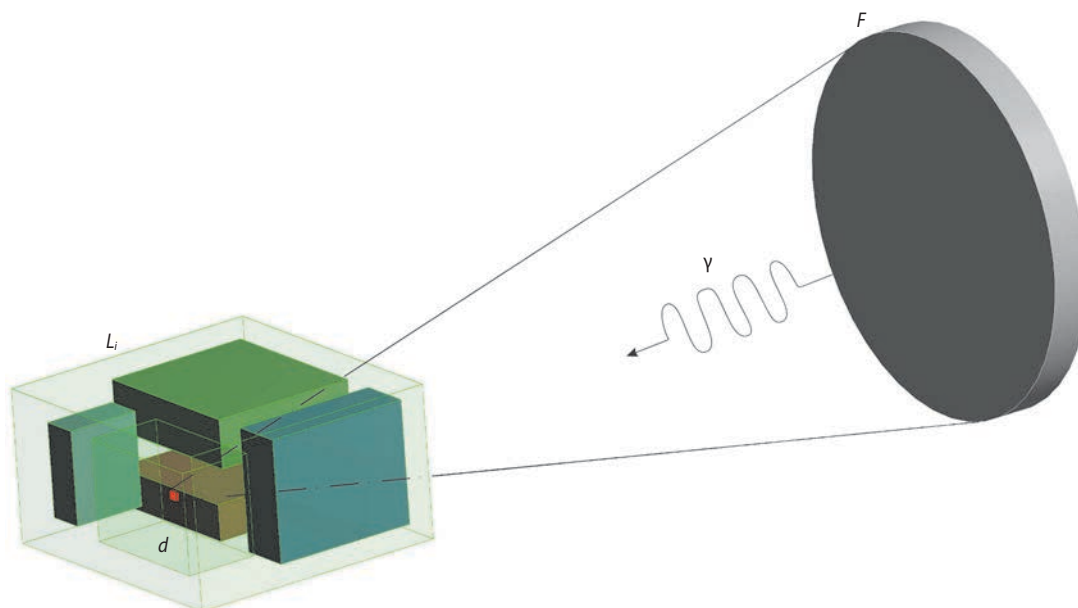
Рассматриваемый элемент (точка  $d$ ), для которого определяются ЛДН разместим в центре телесного угла  $\Omega$ , образованного поверхностью источника излучения  $F$ . Поток гамма-квантов от поверхности излучателя распространяется в полупространство  $2\pi$ стерадиан и взаимодействует с материалами конструкции КА.

Элементы КА, оказывающие экранирующее воздействие, представлены в виде набора геометрических тел трёхмерной модели КА с определёнными массогабаритными характеристиками (см. рисунок 1).

Такая модель включает значимые элементы конструкции КА и РБА, экранирующие ЭРИ от ИИ, причём для всех элементов задаются значения физических характеристик материалов и параметров взаимодействия излучения.

Рассмотрим порядок расчёта ЛДН в объёме КА при действии гамма-излучения ЯЭУ.

При построении расчётной модели блоки РБА описываются в виде базовых геометрических объёмов заданных размеров и плотности.



рисунки 1. Упрощённая геометрическая модель расчёта локальных дозовых нагрузок от гамма-излучения в объёме КА



Поверхность излучателя  $F$  делится на элементарные сегменты  $dF_i$ . Разбиение проводится таким образом, чтобы телесный угол  $d\Omega_i$  (в пределах которого определяются толщины конструктивной защиты – оболочек конструкции КА) был минимальным. Необходимо отметить, что критерием достаточной подробности разбиения поверхности излучателя  $F$  на элементарные площадки  $dF$  является сходимость результатов расчёта поглощённой дозы.

Выбирается точка детектирования  $d$  в объёме рассматриваемого прибора, расположенного за конструктивными элементами КА с геометрическими размерами  $L_j$ . Из площадки  $dF_i$  с телесным углом  $d\Omega_i$  в направлении точки  $d$  строится «луч», в пределах которого рассчитываются экранирующие свойства конструктивных элементов, входящих в состав радиоэлектронной бортовой аппаратуры (см. рисунок 2).

В качестве допущения принимаем, что каждый элементарный сегмент  $dF_i$  рассматривается как точечный изотропный излучатель гамма-квантов.

Очевидно, что число частиц, испускаемых из телесного угла  $d\Omega$ , составляет

$$d\phi_0 = \Phi_0 dF,$$

где  $\Phi_0$  – поверхностная плотность потока гамма-квантов от излучателя  $F$ , в качестве которого рассматривается излучательная поверхность защиты реактора.

Взаимодействие гамма-квантов с материалами конструкции КА может приводить к полному поглощению фотона, упругому (когерентному) и неупругому (некогерентному) рассеянию. Передача энергии атомам вещества (атомы и ионы отдачи) происходит косвенно, посредством отдачи электронов. При энергиях больше 2 МэВ возрастает роль процессов с участием кулоновского поля ядра (образование электронно-

позитронных пар) и поля ядерных сил (фотоядерные реакции) (Горшков Г.В., 1959; Новиков Л.С., 2010).

Очевидно, что сумма вероятностей (микроскопических сечений) указанных трёх процессов характеризует ослабление плотности потока фотонов или мощности экспозиционной дозы гамма-излучения.

Каждый из процессов взаимодействия гамма-кванта с веществом приводит к удалению фотона из пучка, поэтому закон ослабления узкого пучка моноэнергетических фотонов, прошедших через слой материала толщиной  $L$  описывается экспонентой (Горшков Г.В., 1959):

$$\Phi_\gamma(L) = \Phi_\gamma(0)e^{-\mu L}, \quad (1)$$

где  $\Phi_\gamma(L)$ ,  $\Phi_\gamma(0)$  – потоки нерассеянных квантов в точке расположения ЭРИ при наличии слоя материала толщиной  $L$  и при его отсутствии,  $\Phi_\gamma(0) = d\phi_0$ ;

$\mu$  – линейный коэффициент ослабления;

$L$  – толщина слоя вещества материала.

Мощность поглощённой дозы при воздействии квантов с энергией  $E_\gamma$  в материале с атомным номером  $Z$ , расположенным в заданной точке  $d$  на расстоянии  $R$  от источника, связана с плотностью потока гамма-квантов, определяемых выражением (1), следующим соотношением (Маинович В.П., Кудрявцева А.В., 1995):

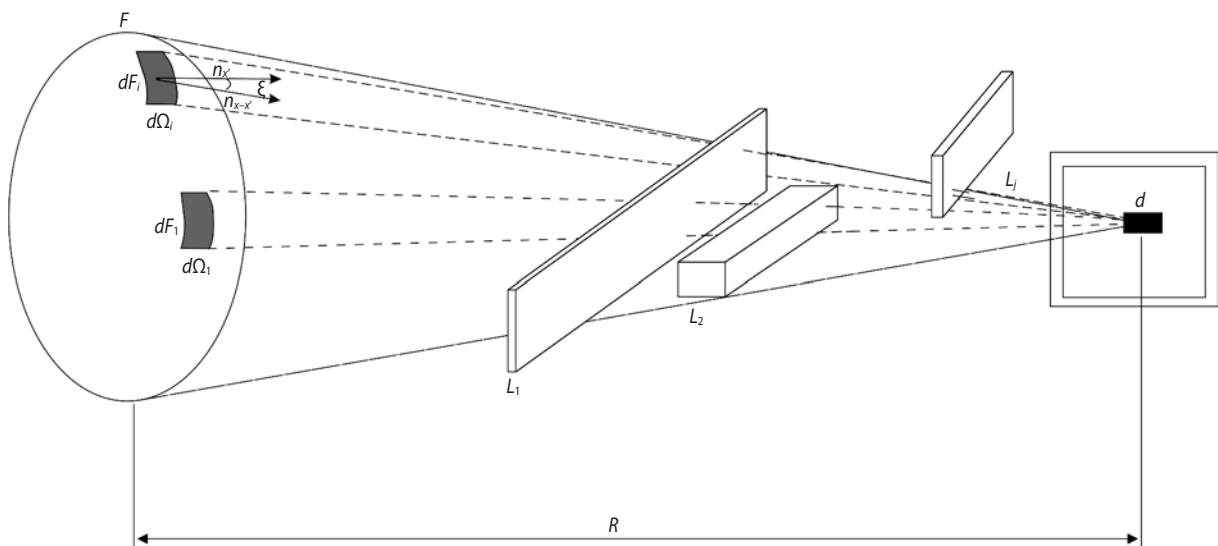
$$P_\gamma(L, R) = \frac{1}{2\pi R^2} k \Phi_\gamma(L) E_{\gamma 0} \mu_{en}^Z(E_{\gamma 0}),$$

где  $k$  – коэффициент пропорциональности;

$E_{\gamma 0}$  – энергия гамма-квантов источника;

$R$  – расстояние от поверхности излучателя до точки детектирования;

$\mu_{en}^Z(E_{\gamma 0})$  – линейный коэффициент поглощения энергии гамма-квантов с энергией  $E_{\gamma 0}$  в материале с атомным номером  $Z$  (Сторм Э. Исраэль Х., 1973).



**рисунок 2.** Схема формирования лучей на поверхности сферы при определении функции распространения гамма-квантов ЯЭУ в конструкции КА

# ПОРЯДОК РАСЧЁТА ЛОКАЛЬНЫХ ДОЗОВЫХ НАГРУЗОК РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ

С учётом свойства аддитивности линейных коэффициентов ослабления плотности потока, линейных коэффициентов поглощения энергии гамма-квантов законы ослабления нерассеянного излучения (мощности дозы) для многокомпонентных сред, к которым относится конструкция КА, можно выразить следующими выражениями (Киришин А.И., Шлокин Е.А., 1979):

$$\Phi_{\gamma}(L) = \Phi_{\gamma}(0) e^{-(\mu_1 L_1 + \mu_2 L_2 + \dots + \mu_n L_n)},$$

$$P_{\gamma}(L) = P_{\gamma}(0) e^{-(\mu_{en1} L_1 + \mu_{en2} L_2 + \dots + \mu_{en n} L_n)},$$

где  $L_1, L_2, L_i$  – толщины и количество слоёв  $n$ , через которые проходит гамма-излучение  $i=1 \dots n$ ;

$\mu_i, \mu_{eni}$  – линейные коэффициенты ослабления и поглощения энергии соответствующих слоёв.

Вклад рассеянных гамма-квантов учитывается введением факторов накопления (дозовых, энергетических, поглощённой энергии). Фактор накопления в гетерогенной защите определяется усреднением факторов накопления для каждого материала с весом, равным его оптической толщине (Киришин А.И., Шлокин Е.А., 1979):

$$B_{\text{гет}} = \sum_{i=1}^n \frac{\mu_i L_i}{\sum_{i=1}^n \mu_i L_i} B_i \left( \sum_{i=1}^n \mu_i L_i \right),$$

где  $B_i \left( \sum_{i=1}^n \mu_i L_i \right)$  – фактор накопления в  $i$ -м материале при толщине, равной общей оптической толщине защиты между источником и расчётной точкой, определяется при помощи различных аппроксимаций, представленных в справочной литературе (Машикович В.П., Кудрявцева А.В., 1995).

Для практического случая, рассматривая защиту от гамма-излучения реактора (см. рисунок 2), как поверхностный источник гамма-излучения  $F$ , мощность дозы от моноэнергетических гамма-квантов при их распространении в пределах «луча», образованного телесным углом  $d\Omega$ , определяется как:

$$P_{\gamma k} = \frac{1}{2\pi R^2} k \Phi_0(E_{\gamma k}) e^{-\Sigma_{\text{ат}} L} E_{\gamma k} \mu_{\text{en}}^Z(E_{\gamma k}) B_{\text{гет}},$$

где  $\Phi_0(E_{\gamma k})$  – поток моноэнергетических квантов, испускаемых с поверхности теневой защиты ЯЭУ.

Вследствие того, что коэффициенты ослабления и поглощения энергии гамма-квантов и факторы накопления являются функциями энергии гамма-квантов, суммарная мощность дозы от моноэнергетического источника определяется как

$$P_{\gamma} = \kappa \int_{E_{\gamma \text{min}}}^{E_{\gamma \text{max}}} P_{\gamma k} dE,$$

где  $E_{\gamma \text{min}}, E_{\gamma \text{max}}$  – пороговые значения энергий гамма-квантов в спектре излучения источника;

$\kappa$  – нормировочный коэффициент, определяющий полное число квантов в интервале энергии  $E_{\gamma \text{min}}, E_{\gamma \text{max}}$ :

$$\kappa = \int_{E_{\gamma \text{min}}}^{E_{\gamma \text{max}}} \Phi_0(E) dE.$$

Поглощённая доза от гамма-квантов при их распространении вдоль луча, накопленная за период  $T$  работы ЯЭУ КА, определяется выражением

$$D_i = \int_0^T P_{\gamma} dt.$$

Поглощённая доза  $D$ , накопленная в  $d$  от поверхностного источника излучения  $F$  определяется как сумма от всех точечных источников  $dF$ . Переход от интегрирования по направлениям  $d\Omega$  к суммированию по площадям элементов  $dF$  производится на основе соотношения для телесного угла  $d\Omega$  (Панасюк М.И., Новиков Л.С. и др., 2007)

$$d\Omega = \frac{dF(n_{x-x'} \cdot n_{x'})}{|x-x'|^2},$$

где  $x$  – координата точки, в которой определяется поглощённая доза;

$x'$  – координата элемента поверхности  $dF$ ;

$n_{x-x'}$  – единичный вектор из точки с координатой  $x$  в точку  $x'$ ;

$n_{x'}$  – внешняя нормаль к соответствующему элементу поверхности  $dF$  (см. рисунок 2).

Для определения поглощённой дозы от всей поверхности  $F$  необходимо просуммировать вклады в поглощённую дозу в точке  $d$  от всех элементов  $dF$

$$D = \sum_{i=1}^N D_i,$$

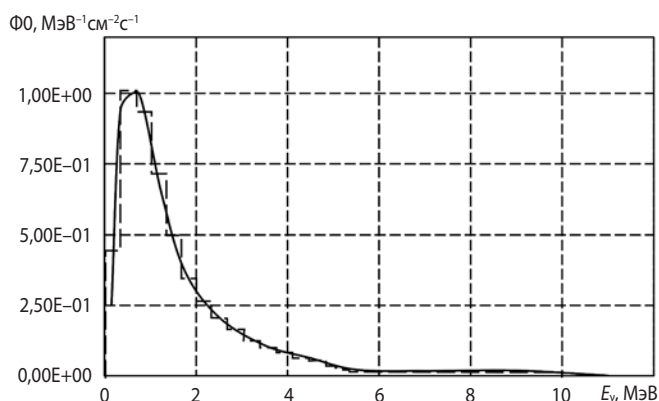
где  $D_i$  – расчётное значение величины поглощённой дозы, накопленной в точке  $d$  при излучении с поверхности  $dF$ ;

$N$  – число лучей в телесном угле  $\Omega$ .

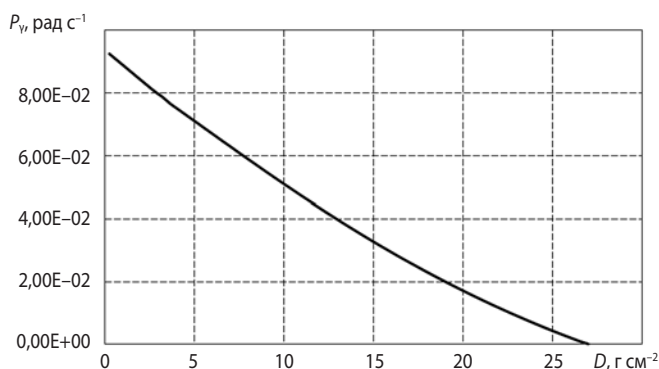
Представленные выражения являются основными при практической оценке уровней радиационного нагружения внутри относительно сложных конструктивных объектов.

Следует отметить, что предложенный порядок не имеет принципиальных ограничений по линейным размерам отдельных приборов и конструкций при расчёте прохождения ИИ через элементы КА, что позволяет использовать его для расчёта локальных дозовых нагрузок в целевой РБА КА.

Результаты тестовых расчётов по предложенному порядку определения ЛДН РБА КА с ЯЭУ, характеризующейся спектром гамма-квантов, излучаемых с поверхности теневой защиты реактора (см. рисунок 3) при распространении излучения через конструктивные элементы КА из алюминия различной толщины, представлены на рисунке 4.



**рисунок 3.** Дифференциальный спектр  $\gamma$ -квантов на поверхности теневой защиты ЯЭУ



**рисунок 4.** Зависимость мощности поглощённой дозы  $\gamma$ -излучения от массовой толщины защиты из алюминия

Таким образом, разработанный авторами порядок расчёта ЛДН РБА КА при воздействии  $\gamma$ -излучения ЯЭУ использует метод, сходный с «лучевым анализом», применяемым для оценки радиационной стойкости к воздействию ИИ космического пространства, но в данном случае используемый для расчёта локальных доз в бортовой аппаратуре от распределённого радиоизотопного источника. Указанный порядок расчёта в виде алгоритма может использоваться в программных комплексах оценки радиационного нагружения при проектировании КА с ядерными установками, излучение которого может доминировать по сравнению с космической радиацией. Это позволит оптимизировать его конструкцию на ранних этапах проектирования и снизить затраты при экспериментальной отработке

## 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.

Гориков Г.В. Гамма-излучение радиоактивных тел и элементы расчета защиты от излучения / Акад. наук СССР. Радиевый ин-т им. В.Г. Хлопина. М.; Л.: Изд-во Акад. наук СССР (Ленингр. отд-ние), 1959. 292 с.

Загорков А.Н., Ошкин А.Е. Вопросы безопасности эксплуатации межорбитальных буксиров с силовыми установкам // Конференция молодых специалистов «Инновации в атомной энергетике»: сб. докл. М., 2017. С. 904-912.

Кирюшин А.И., Шлокин Е.А. Инженерные методы расчета и проектирования биологической защиты атомных паропроизводящих установок. Горький: ГПИ им. А.А. Жданова, 1979. 56 с.

Машикович В.П., Кудрявцева А.В. Защита от ионизирующих излучений: справочник. 4-е изд. перераб. и доп. М.: Энергоатомиздат, 1995. 496 с.

Мырова Л.О., Чепиженко А.З. Обеспечение стойкости аппаратуры связи к ионизирующим и электромагнитным излучениям. М.: Радио и связь, 1988. 296 с.

Новиков Л.С. Радиационные воздействия на материалы космических аппаратов: учеб. пособие. М.: Университетская книга, 2010. 192 с.

ОСТ 134-1044-2007 (изменение 1). Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установление требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения. Введ. 01.01.2008. Переизд. в 2016 г. с изменением 1. 258 с.

Панасюк М.И., Новиков Л.С. и др. Модель космоса: Научно-информационное издание: В 2 т. Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. 1144 с.

Сторм Э., Исраэль Х. Сечения взаимодействия гамма-излучения (для энергий 0,001–100 МэВ и элементов с 1 по 100): справочник / Пер с англ. В.Л. Климанова, Е.Д. Чистова. М.: Атомиздат, 1973. 257 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.

Хатулев В.А., Завора Ю.И., Загорков А.Н. и др. Методика расчета поглощенных доз ионизирующих излучений космического пространства с использованием 3D-моделей космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники. Сер: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. Вып. 1. С. 12-18.

Статья поступила в редакцию 08.09.2021

Статья после доработки 10.09.2021

Статья принята к публикации 10.09.2021

## К ВОПРОСУ О ГЕОМЕТРИИ ГОФРИРОВАНИЯ И ЕЁ ВЛИЯНИИ НА ЗАЩИТНЫЕ СВОЙСТВА ПРОТИВОМЕТЕОРНОГО ЭКРАНА ИЗ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ СЕТКИ

## ON THE QUESTION OF THE GEOMETRY OF CORRUGATION AND ITS INFLUENCE ON THE PROTECTIVE PROPERTIES OF THE METAL MESH METEOROID PROTECTION SHIELD



**Д.Б. Добрица<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
*dobrica@laspace.ru;*  
**D.B. Dobritsa**



**Б.Ю. Ященко<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
*kom501@laspace.ru;*  
**B. Yu. Yashchenko**



**С.В. Пашков<sup>2</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
*s300@ngs.ru;*  
**S.V. Pashkov**



**Ю.Ф. Христенко<sup>2</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
*hrs@niipmm.tsu.ru;*  
**Yu. F. Khristenko**

*В работе представлены результаты численного исследования влияния геометрии гофрирования на защитные свойства сеточного противометеорного экрана. С помощью численного моделирования для сеточных экранов равной удельной массы проведено исследование влияния угла гофрирования и толщины проволоки на характер дробления ударника. Определён оптимальный угол наклона гофры, обеспечивающий при заданной удельной массе экрана максимальное дробление ударника.*

*Ключевые слова: гофрированная сетка; высокоскоростное соударение; противометеорная защита; численное моделирование.*

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.008

### ВВЕДЕНИЕ

При эксплуатации космических аппаратов в условиях воздействия высокоскоростных метеорных (Багров А.В., Леонов В.А., Сорокин Н.А., 2019) и техногенных частиц, а также других факторов космиче-

*The paper presents the results of a numerical study of the influence of corrugation geometry on the protective properties of a mesh meteoroid protection shield. The influence of corrugation angle and the thickness of the wire on the nature of crushing of the impactor was studied using numerical modeling for mesh bumpers of equal specific mass. The optimal angle of inclination of the corrugation is determined, which provides the maximum crushing of the striker for a given specific mass of the bumper.*

*Keywords: corrugated mesh; hypervelocity impact; meteoroid protection; numerical simulation.*

ского пространства (Хамидуллина Н.М. и др., 2020) предусматривается использование при необходимости защитных экранов. Уменьшение веса противометеорной защиты является актуальной задачей,

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

<sup>2</sup> Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики Томского государственного университета, Россия, г. Томск.

Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Russia, Tomsk.

поскольку позволяет снизить затраты, связанные с выводом на орбиту космического аппарата. Противометеорные экраны из металлической сетки применяются в конструкциях защиты космических аппаратов и станций начиная с 90-х годов (Sanchez G.A., Christiansen E.L., 1996; Безруков Л.Н. и др., 2014; Марков А.В. и др., 2018). Применение сетки в качестве одного из слоев защитного экрана способствует более эффективному дроблению ударника и рассеиванию запреградного облака фрагментов (ЗОФ) (Герасимов А.В. и др., 2012).

Современные исследования сеточных экранов направлены на изучение характера их взаимодействия с ударником при различных параметрах соударения. В работе (Myagkov N.N. et al., 2010) с помощью экспериментов и численного моделирования установлена зависимость характера разрушения и фрагментации ударника на сеточных и струнных экранах от степени дискретности экрана и числа ячеек, приходящихся на диаметр ударника. В работе (Lin M., Pang B.J., Cheng, J., 2012) исследовалось влияние первоначального расположения точки соударения сферического ударника на сеточном экране на характер облака фрагментов, образующихся при разрушении экрана в процессе соударения. Проводились исследования многослойных сеточных экранов, направленные на выявление влияния взаимного положения сеточных слоев (наложение или чередование сеток) на защитные свойства экрана (Guan G.S., Niu R.T., 2013).

В целом все исследования подтверждают повышенные защитные свойства противометеорных экранов при наличии в их конструкции слоёв из металлических сеток. Активно исследуются также различные геометрические особенности защитных экранов (наклонные поверхности, 3D-конфигурации и т.д.) (Bohl W.E. et al., 2013; Zhang X. et al., 2016; Kim Y. et al., 2019).

Использование в качестве противометеорной защиты гофрированных сеточных экранов было запатентовано (Добрица Д.Б. и др., 2017), патентообладателем является АО «НПО Лавочкина». В дальнейшем этот подход к противометеорной защите исследовался в работах (Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф., 2020; Dobritsa, D.B., Pashkov, S.V., Khristenko, Yu.F., 2021; Dobritsa D.B., Pashkov S.V., Yashchenko V.Yu. et al., 2021).

Баллистическая стойкость защитной конструкции определяется с помощью экспериментальных тестов и численного моделирования, причем в наиболее полных исследованиях, как правило, используются оба этих метода. Численное моделирование высокоскоростных взаимодействий дополняет экспериментальные данные при построении баллистических уравнений защитных конструкций. Проведение численного моделирования совместно с экспериментальной обработкой позволяет дать правильную

интерпретацию полученных экспериментальных данных и расширить диапазон скоростей для баллистической предельной зависимости (Lin M., Pang B.J., Cheng, J., 2012; Guan G.S., Niu R.T., 2013; Guan G.S., Pu D.D., Ha Y., 2013; Герасимов А.В. и др., 2016; Добрица Д.Б. и др., 2018; Myagkov N.N., Shumikhin T.A., 2019).

Роль численного моделирования значительно возрастает при выборе в качестве защитного экрана геометрически неоднородной структуры (сетки, набора пластин, гофрированной поверхности и т.п.) вследствие невозможности точного позиционирования ударника относительно мишени в момент соударения в экспериментах, а также при необходимости уточнения характеристик ЗОФ, недоступных при оценке экспериментальных результатов. В работе (Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф., 2020) авторами с помощью численного моделирования было показано, что, используя гофрирование более лёгкой сетки, можно при сохранении удельного веса экрана существенно повысить его защитные свойства.

В настоящей работе представлены результаты численного моделирования, направленного на выявление влияния угла гофрирования металлической сетки на ее защитные свойства при использовании в качестве противометеорного экрана. Численное моделирование опиралось на результаты авторских экспериментов по высокоскоростному соударению с гофрированными металлическими сетками (Добрица Д.Б. и др., 2021). Исследовались модель тканой металлической сетки и алюминиевый шарик в качестве ударника при различных углах соударения.

## 1. Постановка задачи и эксперимент

Как было показано авторами ранее (Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф., 2020), в гофрированной сетке сочетание наклонной поверхности и воздействие сосредоточенных масс (проволоки) позволяет за счёт «эффекта тёрки» (выражающегося в интенсивном дроблении контактирующего края высокоскоростного тела, проникающего через сеточную преграду) существенно увеличить фрагментирование ударника и рассеять запреградный импульс. Однако определение оптимального угла наклона гофры является нетривиальной задачей. С одной стороны, при увеличении угла наклона «эффект тёрки» начинает проявляться всё сильнее. Но для выполнения условия равной удельной массы сравниваемых экранов при увеличении угла наклона в качестве компенсации требуется уменьшать диаметр проволоки, вследствие чего воздействие сосредоточенных масс ослабевает. При выборе угла наклона гофры сеточного слоя также стоит учитывать его влияние на общую толщину противометеорного экрана. В некоторых случаях это

# К ВОПРОСУ О ГЕОМЕТРИИ ГОФРИРОВАНИЯ И ЕЁ ВЛИЯНИИ НА ЗАЩИТНЫЕ СВОЙСТВА ПРОТИВОМЕТЕОРНОГО ЭКРАНА ИЗ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ СЕТКИ

**таблица 1** – Параметры и результаты экспериментов по пробитию металлических сеток

защитный экран (набор слоёв)	поверхностная плотность экрана $\rho_A$ , кг/м <sup>2</sup>	результат
гофра (45°) из мелкой сетки (+пенополистирол 8 мм)	1,35	пробито 11 из 15 слоёв фольги на листе № 12 вмятина
крупная сетка (+пенополистирол 8 мм)	1,50	пробито 13 из 13 слоёв фольги на листе № 13 крупное отверстие
гофра (45°) из крупной сетки (+пенополистирол 8 мм) гофра (45°) из мелкой сетки (+пенополистирол 8 мм) слои гофры взаимно перпендикулярны	3,47	пробито 3 из 8 слоёв фольги на листе № 4 следов нет

будет недостатком, так как увеличиваются габариты конструкции. Однако, если гофрирование сетки увеличивает расстояние между защищаемой конструкцией и сеточным защитным экраном, то увеличенная дистанция до защищаемого объекта будет способствовать снижению плотности ЗОФ и его пробивной способности.

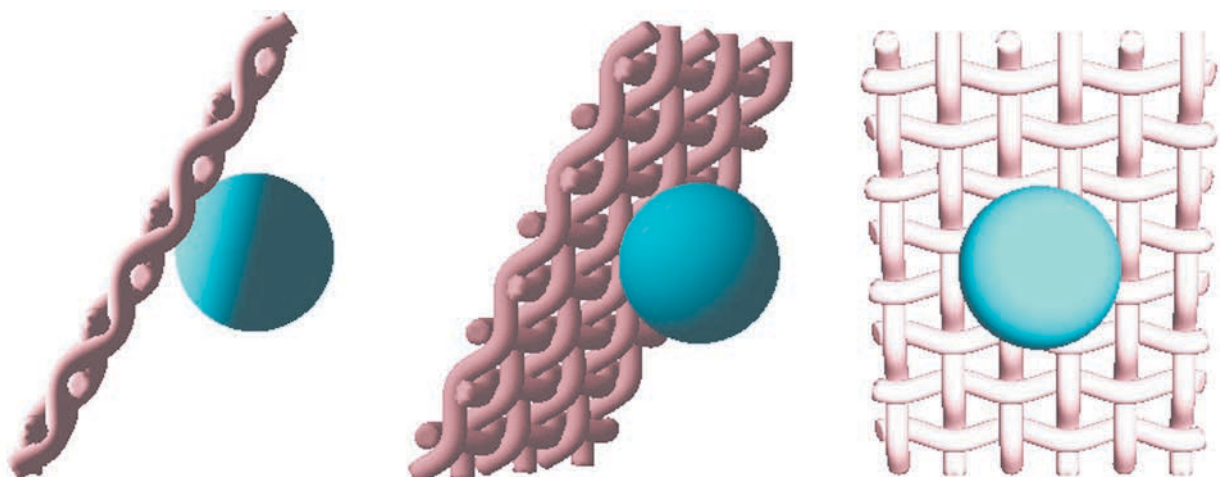
Экспериментальные результаты авторского исследования высокоскоростного пробития гофрированных сеток опубликованы в (Добрица Д.Б. и др., 2021). В таблице 1 приведены параметры и результаты тех экспериментов из данной работы, которые наглядно показывают рост эффективности сеточной преграды при гофрировании.

## 2. Методика численного моделирования

Для определения угла наклона гофры, оптимального с точки зрения максимального дробления ударника, было проведено несколько серий численного моделирования соударения микрометеороида с защитным экраном в виде гофрированной металлической сетки. Моделирование производилось в лагранжевой 3D-постановке. Для расчёта упругопластических течений использовалась методика, реализованная на тетраэдрических ячейках, базирующаяся на совместном использовании метода Уилкинса (Wilkins M.L., 1999) для расчёта внутренних точек тела и метода Джонсона (Johnson G.R. et al., 1979; Johnson G.R., 1981)

для расчёта контактных взаимодействий. Поведение материалов описывается моделью идеальной упруго-пластической среды. Для описания пластических деформаций использовались соотношения Прандтля – Рейсса при условии пластичности Губера – Мизеса, уравнения состояния брались в форме Мизеса – Грюнайзена. В качестве модели пластических деформаций материала выбрана модель Джонсона – Кука (Johnson G.R., Cook W.H., 1983).

Для описания разрушения использовались метод раздвоения разностной сетки по узлам в областях возникновения макронарушений сплошности материала и явное описание поверхности разрушения (Chen Y.M., Wilkins M.L., 1976). При взаимодействии осколков и для контактных поверхностей использовались условия обмена импульсом, идеального скольжения и непроникания по нормали в зоне контакта. В качестве критерия разрушения, с учётом интенсивных деформаций, был выбран деформационный критерий разрушения (Герасимов А.В., Пауков С.В., 2006). При превышении в окрестности узла главного значения тензора деформаций критических значений ( $|\epsilon_1| > \epsilon_*$ , где максимальная растягивающая деформация или предельная деформация на разрыв  $\epsilon_* = 0,2$  для стальной сетки и  $\epsilon_* = 0,45$  для алюминиевого ударника) происходит разделение узлов разностной сетки и образование свободной поверхности в виде микротрещины с плоскостью, совпадающей с площадкой главных деформаций.



**рисунок 1.** Начальная конфигурация. Угол наклона гребней гофры 30°

Начальные неоднородности структуры моделировались с помощью случайного распределения начальных отклонений прочностных свойств (предельной деформации на разрыв и предела текучести материала) от номинального значения. Плотности вероятности случайных величин брались в форме нормального распределения. Основные принципы вероятностного подхода к моделированию прочностных свойств поликристаллических материалов, используемые при численном моделировании, изложены в статье (Pashkov S.V., Zelepugin S.A., 2020).

Гофрированный сеточный защитный экран моделировался наклонным участком тканой стальной сетки (рисунок 1), причём предполагалось, что шаг гофры существенно больше характерного размера микрометеороида. Исследовалось влияние угла наклона гофры на характер разрушения частицы и эффективность защитных свойств подобного экрана. При изменении угла наклона неизменной удельной массы экрана (т.е. его поверхностной плотности, рассчитанной относительно перпендикулярной к направлению удара плоскости) обеспечивалась изменением диаметра проволоки (таблица 2). В качестве ударника использовался алюминиевый шарик диаметром 1,5 мм, движущийся со скоростью 5 км/с.

**таблица 2** – Параметры сетки для гофрированных сеточных экранов равной удельной массы

угол наклона, °	15	30	45	60	75
диаметр проволоки $d_{\text{пр}}$ , мм	0,243	0,231	0,210	0,178	0,130
апертура ячейки сетки $l_a$ , мм	0,313	0,325	0,346	0,378	0,426
шаг сетки $s$ , мм	0,556	0,556	0,556	0,556	0,556

### 3. Обсуждение результатов

Результаты расчёта приведены на рисунке 2, где отражено состояние пары «ударник – преграда» на момент проникновения ударника через сеточную пре-

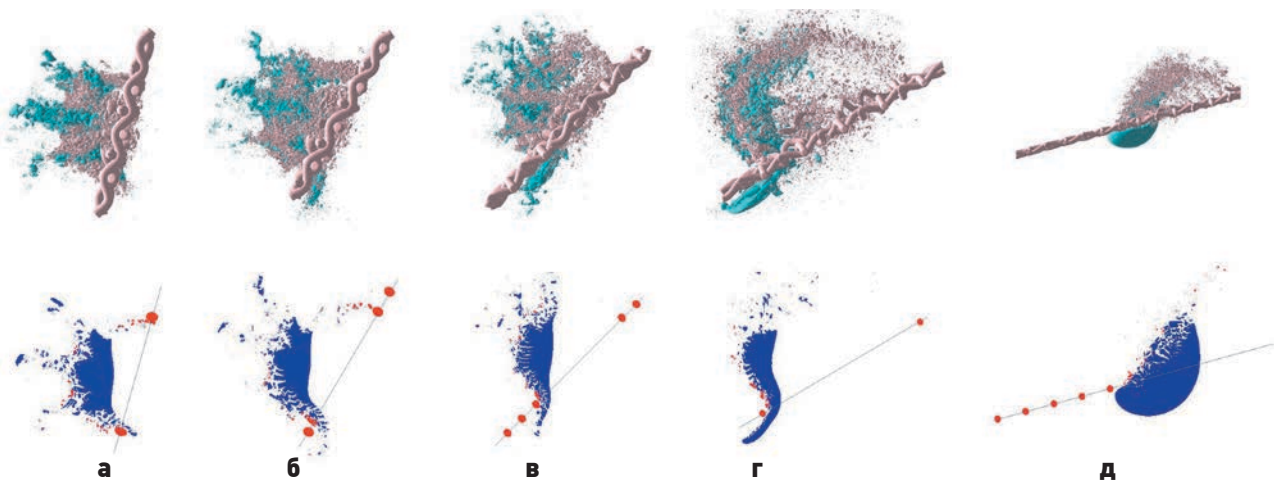
граду для различных углов соударения (при угле 75° чёткого проникновения нет, так как ударник практически полностью фрагментируется при скольжении вдоль сетки). Для малых углов соударения (15 и 30°) отчётливо проявляется кумулятивный эффект, возникающий при пробитии сеточных экранов высокоскоростными частицами, выражающийся в появлении локальных скоплений фрагментов ударника в виде щупалец, скорость которых превышает скорость ударника перед соударением, причём с ростом угла соударения этот эффект постепенно исчезает. Количественная оценка данного явления дана в работах (Myagkov N.N. et al., 2010; Guan G.S., Niu R.T., 2013).

В таблице 3 показаны параметры осколочного облака для разных углов наклона гофры. Как видно из таблицы, с увеличением наклона усиливается «эффект тёрки» – измельчение основного фрагмента, а также увеличение срикошетившей части осколков.

**таблица 3** – Распределение массы ударника (в процентах) в облаке фрагментов

угол наклона гофры, °	15	30	45	60	75
основной фрагмент, пробивший сетку	80	66	60	55	12
мелкие фрагменты, пробившие сетку	20	34	32	31	33
срикошетившая часть	0	0	8	14	55

Для малых углов наклона гофры (15–30°) характер разрушения ударника слабо отличается от его разрушения на аналогичном экране равной массы из прямой сетки. При увеличении угла наклона воздействие сосредоточенных масс (проволок) становится более выраженным, но, поскольку одновременно уменьшается диаметр проволоки, дробление ударника в результате увеличивается незначительно. Значимым фактором при увеличении угла наклона становится существенное изменение направления вектора



**а** – 15° (время счёта  $\tau=0,50$  мкс); **б** – 30° ( $\tau=0,60$  мкс); **в** – 45° ( $\tau=0,70$  мкс); **г** – 60° ( $\tau=1,20$  мкс); **д** – 75° ( $\tau=0,75$  мкс).

**рисунок 2.** Расчёт взаимодействия микрометеороида размером 1,5 мм на скорости 5 км/с с защитным экраном, 3D-вид (верхний рисунок) и вид в сечении для углов гофры (нижний рисунок)

скорости осколочного облака, который для большей части мелкой фракции ориентируется практически перпендикулярно сетке. За счет этого увеличивается рассеивание запреградного импульса и снижается воздействие облака фрагментов на защищаемый объект. Для значений углов, превышающих  $45^\circ$ , проявляется рикошет – часть фрагментов не проникает за сетку, при этом вектор скорости срикошетивших фрагментов ориентируется по направлению вдоль сетки. Первоначально (для углов менее  $45^\circ$ ) рикошетирует лишь небольшая часть фрагментов, при дальнейшем увеличении угла наклона в срикошетивших фрагментах уже возможно выделить компактную, неразрушенную часть ударника.

Для угла наклона  $75^\circ$  основная, неразрушенная часть ударника скользит вдоль сетки, в то время как за сетку прорываются уже только фрагменты. Срикошетившая часть ударника при больших углах может остаться компактной и приобрести вытянутую форму, тем самым она становится потенциально способной прорезать сетку на изгибе гофры. Такой вариант может представлять повышенную опасность, поэтому чрезмерное увеличение угла наклона не целесообразно. Оптимальный угол наклона гофры, судя по всему, связан с изменением характера взаимодействия ударника и сетки – переход от прорыва основного фрагмента ударника за сетку к его рикошету вдоль сетки для данных размеров ударника и сетки лежит в диапазоне  $60-75^\circ$ .

Если оценивать эффективность защитного экрана с точки зрения интегральной стойкости, т.е. принимать во внимание также вероятностный фактор местоположения точки соударения и, в том числе, возможность удара строго в гребень гофры, то, на наш взгляд, оптимальный угол можно принять равным  $70^\circ$ . При таком угле, даже ударив в гребень гофры (неважно, нижний или верхний), микрометеороид будет «стачиваться» с двух сторон. Для максимального времени взаимодействия ударника с сеткой и, соответственно, его дробления за счёт описанного выше «эффекта тёрки» шаг гофры (расстояние между гребнями) должен быть в несколько раз больше, чем размер микрометеороида.

## **заключение**

С помощью численного моделирования для сеточных защитных экранов равной удельной массы было исследовано влияние угла наклона гофры на характер дробления ударника. Показано, что при определенном угле наклона степень дробления ударника резко возрастает, а при дальнейшем увеличении угла неразрушенная часть ударника уже рикошетирует (скользит вдоль сетки), что при правильном выборе угла наклона значительно снижает импульсную нагрузку на защищаемую конструкцию.

Численное моделирование подтверждает выводы экспериментального тестирования, показавшего резкое повышение защитных свойств при замене плоской сетки на более тонкую гофрированную, а также снижение размера образующихся вторичных фрагментов, что немаловажно с точки зрения загрязнения околоземного пространства.

Помимо повышенных защитных свойств и большого потенциала для повышения живучести космических аппаратов, использование гофрированной металлической сетки может решить ряд конструктивных проблем с жёсткостью и виброустойчивостью защитных экранов. Гофра, заполненная пеной или приваренная микросваркой к тонкой фольге или гофрированному слою перпендикулярной ориентации, имеет достаточную жёсткость для независимого крепления в виде панелей. Комбинированная защита, в которой используются подобные слои, может при определённых условиях даже выступать в роли несущего элемента конструкции космического аппарата.

*Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Российского научного фонда (проект № 16-19-10264).*

## **список литературы**

*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.

*Безруков Л.Н., Гадасин И.М., Мягков Н.Н. и др.* Тестирование прототипа защиты космического аппарата от метеороидов и частиц орбитального мусора // Мех. комп. матер. и констр. 2014. Т. 20, № 4. С. 646-662.

*Герасимов А.В., Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф.* Теоретико-экспериментальное моделирование эффективной защиты космических аппаратов от высокоскоростных осколков // Zbornik Radova Konferencije MIT 2011. Beograd, Serbia, 2012. С. 117-121.

*Герасимов А.В., Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф.* Теоретико-экспериментальное исследование способа защиты космических аппаратов от высокоскоростных частиц // Космические исследования. 2016. Т. 54, № 2. С. 126-134. DOI: 10.7868/S0023420616020011.

*Герасимов А.В., Пашков С.В.* Использование деформационных критериев разрушения в сеточных методах численного моделирования с явным описанием поверхности разрушения // Материалы V Всероссийской научн. конф. «Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики». Томск, 3-5 октября 2006. С. 236-237.



*Добрица Б.Т., Добрица Д.Б., Пашков С.В.* Моделирование процесса взаимодействия высокоскоростного ударника с трехслойной разнесенной комбинированной преградой // Математическое моделирование и численные методы. 2018. № 1. С. 70-89. DOI: 10.18698/2309-3684-2018-1-7089.

*Добрица Д.Б., Герасимов А.В., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф.* Экран для защиты космического аппарата от высокоскоростного ударного воздействия частиц космической среды. Патент на изобретение № 2623782. 29.06.2017.

*Добрица Д.Б., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф.* Исследование эффективности сеточных гофрированных экранов для защиты космических аппаратов от воздействия метеорно-техногенных частиц // Космические исследования. 2020. Т. 58, № 2. С. 131-137. DOI: 10.31857/S0023420620020028.

*Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю., Пашков 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.

*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 технология. 2018. № 4. С. 16-28.

*Хамидулина 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.

*Bohl W.E., Miller J.E., Christiansen E.L., Davis B.A.* HVI Ballistic Performance Characterization of Non-Parallel Walls // The 12<sup>th</sup> Hypervelocity Impact Symposium. Procedia Engineering. 2013. № 58. P. 21-30.

*Chen Y.M., Wilkins M.L.* Stress analysis of crack problems with a three-dimensional, time dependent computer program // Int. J. Fract. 1976. Vol. 12, № 4. P. 607-617.

*Dobritsa D.B., Pashkov S.V., Yashchenko B.Yu., Khristenko Yu.F.* About evaluating the durability of corrugated mesh screens for meteoroid protection // AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2318, 140004. DOI: 10.1063/5.0037002.

*Dobritsa D.B., Pashkov S.V., Khristenko Yu.F.* Protective properties of pleated wire mesh shields for spacecraft protection against meteoroids and space debris // AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2318, 140006. DOI: 10.1063/5.0037000.

*Guan G.S., Niu R.T.* Numerical Simulation of Hypervelocity Impact on Mesh Bumper Causing Fragmentation and Ejection // Key Engineering Materials. 2013. Vols. 525-526. P. 401-404. DOI: 10.4028/www.scientific.net/KEM. 525-526. 401.

*Guan G.S., Pu D.D., Ha Y.* Investigation into Damage of Stainless Steel Mesh/AL Plate Multi-Shock Shield under Hypervelocity AL-Spheres Impact // Key Engineering Materials. 2013. Vols. 525-526. P. 397-400. DOI: 10.4028/www.scientific.net/KEM.525-526.397.

*Johnson G.R.* Dynamic analysis of explosive metal interaction in three dimensions // J. of Appl. Mech. 1981. Vol. 48, № 1. P. 30-34.

*Johnson G.R., Colby D.D., Vavrick D.J.* Tree-dimensional computer code for dynamic response of solids to intense impulsive loads // Int. J. Numer. Methods Engng. 1979. Vol. 14, № 12. P. 1865-1871.

*Johnson G.R., Cook W.H.* A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures // Proc. of 7th Symposium on Ballistics. Hague, Netherlands. 1983. P. 541-547.

*Kim Y., Choi C., Kumar Sarath, Kumar Sathish, Kim C.-G.* Behavior of dragon skin flexible metal bumper under hypervelocity impact // Int. J. Impact Eng. 2019. Vol. 125. P. 13-26. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2018.10.005.

*Lin M., Pang B.J., Cheng, J.* Experimental and Numerical Study on the Mesh Bumper by Hypervelocity Impact // Advanced Materials Research. 2012. Vols. 457-458. P. 108-112. doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.457-458.108.

*Myagkov N.N., Shumikhin T.A.* Studying the redistribution of kinetic energy between the morphologically distinct parts of the fragments cloud formed from high-velocity impact fragmentation of an aluminum sphere on a steel mesh // AIMS Materials Science. 2019. Vol. 6 (5). P. 685-696. DOI: 10.3934/matricsci.2019.5.685.

*Myagkov N.N., Shumikhin T.A., Bezrukov L.N.* Experimental and numerical study of peculiarities at high-velocity interaction between a projectile and discrete bumpers // Int. J. Impact Eng. 2010. Vol. 37, № 9. P. 980-994. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2010.04.001.

*Pashkov S.V., Zelepugin S.A.* Probabilistic approach in modelling dynamic fracture problems // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science. 2020. DOI: 10.1177/0954406220939116.

*Sanchez G.A., Christiansen E.L.* FGB energy block meteoroid and orbital (M/OD) debris shield test report // JSC-27460, 1996. NASA, Johnson Space Center, Houston.

*Wilkins M.L.* Computer simulation of dynamic phenomena. Berlin-Heidelberg-New-York, Springer, 1999.

*Zhang X., Liu T., Li X., Jia G.* Hypervelocity impact performance of aluminum egg-box panel enhanced Whipple shield // Acta Astronautica. 2016. Vol. 119. P. 48-59. doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.10.013.

*Статья поступила в редакцию 06.07.2021*

*Статья после доработки 06.07.2021*

*Статья принята к публикации 06.07.2021*

## ПОВЫШЕНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ОБОБЩЁННОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ К ГЕОМЕТРИЧЕСКОМУ КАЧЕСТВУ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ



**В.П. Макаров<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
*makarov@laspace.ru;*  
**V.P. Makarov**

*В статье рассматривается модификация обобщённого показателя эффективности космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с целью повышения его чувствительности к погрешности координатной привязки полученных снимков с этих КА. Представлены выражения для расчёта модифицированного обобщённого показателя эффективности.*

*Ключевые слова: космический снимок; дистанционное зондирование Земли.*

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.009

Полученные с космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) снимки необходимы для решения целого ряда задач (Занин Е.А. и др., 2019). Современные тенденции создания КА ДЗЗ направлены на постоянное усиление требований к эффективности, особенно в части полноты (объёма), оперативности и достоверности получаемой информации.

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

## INCREASED SENSITIVITY OF THE GENERALIZED INDICATOR OF THE EFFECTIVENESS OF SPACE OBSERVATION SYSTEMS TO THE GEOMETRIC QUALITY OF TARGET INFORMATION OF REMOTE SENSING SPACECRAFT



**С.Ю. Самойлов<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
*SS2916@mail.ru;*  
**S.Yu. Samoilo**

*The article discusses the modification of the generalized index of the effectiveness of Earth remote sensing spacecraft (ERS SC) in order to increase its sensitivity to the error of coordinate alignment of the obtained images from these ERS SC. Expressions for calculation of modified generalized performance indicator are presented.*

*Keywords: space image; remote sensing of the Earth.*

Для сравнения космических систем наблюдения (КСН) и их элементов, а также для описания эффективности КСН используются частные показатели эффективности. Совокупность частных показателей достаточно полно характеризует возможности исследуемой системы и находит широкое применение при оценке выполнения основных требований тактико-технического задания.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Однако для решения задач комплексного анализа и выбора рациональных проектных параметров системы целесообразно использовать обобщённый показатель эффективности (ОПЭ) (Емельянов В.А. и др., 1985)

ОПЭ – усреднённое за период функционирования математическое ожидание относительного количества объектов, информация о которых, имеющаяся на произвольный момент у потребителя, соответствует их реальным состояниям:

$$E = \frac{1}{T_{\Phi}} \cdot \int_0^{T_{\Phi}} \left( \frac{1}{N_{\Pi}} \cdot \sum_{r=1}^{N_r} N_r \cdot \left[ \frac{1}{N_r} \cdot \sum_1^R E_i(t; P_i) \right] \right) dt, \quad (1)$$

где  $T_{\Phi}$  – период функционирования КА;  
 $N_r$  – количество объектов наблюдения в районе;  
 $R$  – количество районов наблюдения;  
 $N_{\Pi}$  – общее количество объектов наблюдения;  
 $P_i$  – вероятность получения информации о состоянии объекта при одном пролёте.

Значение  $P_i$  в выражении (1) вычисляется по формуле

$$P_i = P_{i1} \cdot P_{i2} \cdot P_{i3} \cdot P_{i4}, \quad (2)$$

где  $P_{i1}$  – вероятность обнаружения характерных элементов цели, определяется характеристиками информационного канала, объекта наблюдения и методом принятия решения;

$P_{i2}$  – вероятность накрытия объекта кадром;

$P_{i3}$  – вероятность ясного неба над целью в момент наблюдения;

$P_{i4}$  – вероятность того, что состояние цели не изменится за время, прошедшее с момента её наблюдения.

Формула (1) для вычисления ОПЭ обоснована и подтверждена эмпирическими исследованиями (Емельянов В.А. и др., 1985), удобна и практична в использовании (Емельянов В.А. и др., 1985), однако, оно имеет малую чувствительность к значениям показателей геометрического качества целевой информации КА ДЗЗ.

Определяющим показателем геометрического качества целевой информации КА ДЗЗ является погрешность координатной привязки (Самойлов С.Ю., 2012).

Координатная привязка изображения заключается в установлении зависимости между координатами элемента изображения и географическими координатами соответствующей ему точки поверхности Земли. Например, прямая задача географической привязки состоит в построении функции

$$(\varphi, \lambda) = F(u, v),$$

где  $u$  и  $v$  – номер столбца и строки пикселя спутникового изображения;  $\varphi$  и  $\lambda$  – географические широта и долгота точки поверхности Земли.

Координаты радиус-вектора оригинала привязываемой точки фокальной плоскости в геоцентрической системе координат можно определить при помощи выражения (Самойлов С.Ю. Метод выбора..., 2011; Самойлов С.Ю. Модель определения..., 2011; Кожевников Н.П., 1955; Загребин Д.В., 1981) (рисунок 1):

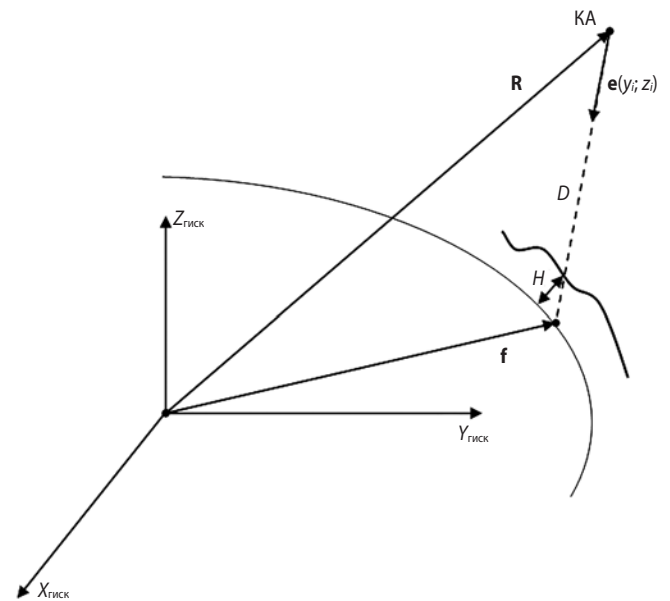
$$\vec{f}(y_i; z_i) = \vec{R}(y_i; z_i) + D \cdot \vec{e}(y_i; z_i), \quad (3)$$

где  $(y_i; z_i)$  – координаты  $i$ -й привязываемой точки фокальной плоскости в визирной системе координат;

$\vec{R}(y_i; z_i)$  – вектор положения съёмочной системы в пространстве в момент формирования элемента изображения с координатами  $(y_i; z_i)$ , определяется из модели движения ИСЗ (Константинов М.С. и др., 1989);

$D$  – дальность до объекта съёмки;

$\vec{e}(y_i; z_i)$  – единичный вектор направления визирования. Вектор направлен на точку поверхности и определяется из закона углового движения съёмочной системы и алгоритма, учитывающего геометрические искажения (в том числе и аберрации (Самойлов С.Ю., 2012)).



**рисунок 1.** Определение геоцентрических координат точки снимка

Затем геоцентрические координаты  $\vec{f}(y_i; z_i)$  переводятся в географические  $(\varphi, \lambda)$ , для чего привлекаются данные о моменте времени формирования изображения и параметры вращения Земли (Бугаевский Л.М., 1998; Тюфлин Ю.С., 1986; Загребин Д.В., 1981).

Для оценки погрешности определения координат точек снимка рассмотрим составляющие этой погрешности. Погрешность определения координат точек снимка  $\Delta_0$  складывается из двух составляющих:

**ПОВЫШЕНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ОБОБЩЁННОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ К ГЕОМЕТРИЧЕСКОМУ КАЧЕСТВУ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

- погрешности, обусловленной неточностью знания высоты рельефа снимаемой местности;
- погрешности, обусловленной параметрами КА.

На рисунке 2 условно показаны составляющие погрешности привязки снимка. Так как при увеличении зенитного угла съёмки значение  $\Delta_{\text{Рельеф}}$  возрастает (Самойлов С.Ю. Метод выбора..., 2011; Самойлов С.Ю. Модель определения..., 2011; Макаров В.П. и др., 2016), то при больших значениях зенитного угла составляющая  $\Delta_{\text{Рельеф}}$  может быть соизмерима с ошибками, обусловленными бортовыми системами КА, а порой и превышает их (рисунок 2а). При малых значениях зенитного угла значение  $\Delta_{\text{Рельеф}}$  уменьшается и может быть меньше значения  $\Delta_{\text{КА}}$  (рисунок 2б). При съёмке в надир значение  $\Delta_{\text{Рельеф}}$  становится равным нулю.

Для вычисления составляющей погрешности определения координат точек снимка, обусловленной параметрами КА  $\Delta_{\text{КА}}$ , воспользуемся выражением (Самойлов С.Ю. Метод выбора..., 2011; Самойлов С.Ю. Модель определения..., 2011; Зайдель А.Н., 1974; Куликов С.Д., 2000):

$$\left. \begin{aligned} \Delta X_i &= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left( \frac{\partial f_X^i}{\partial P_j} \cdot \Delta P_j \right)^2} \\ \Delta Y_i &= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left( \frac{\partial f_Y^i}{\partial P_j} \cdot \Delta P_j \right)^2} \\ \Delta Z_i &= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left( \frac{\partial f_Z^i}{\partial P_j} \cdot \Delta P_j \right)^2} \\ \Delta_{\text{КА}} &= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left\langle \left[ \left( \frac{\partial f_X^i}{\partial P_j} \right)^2 + \left( \frac{\partial f_Y^i}{\partial P_j} \right)^2 + \left( \frac{\partial f_Z^i}{\partial P_j} \right)^2 \right] \cdot \Delta P_j^2 \right\rangle} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

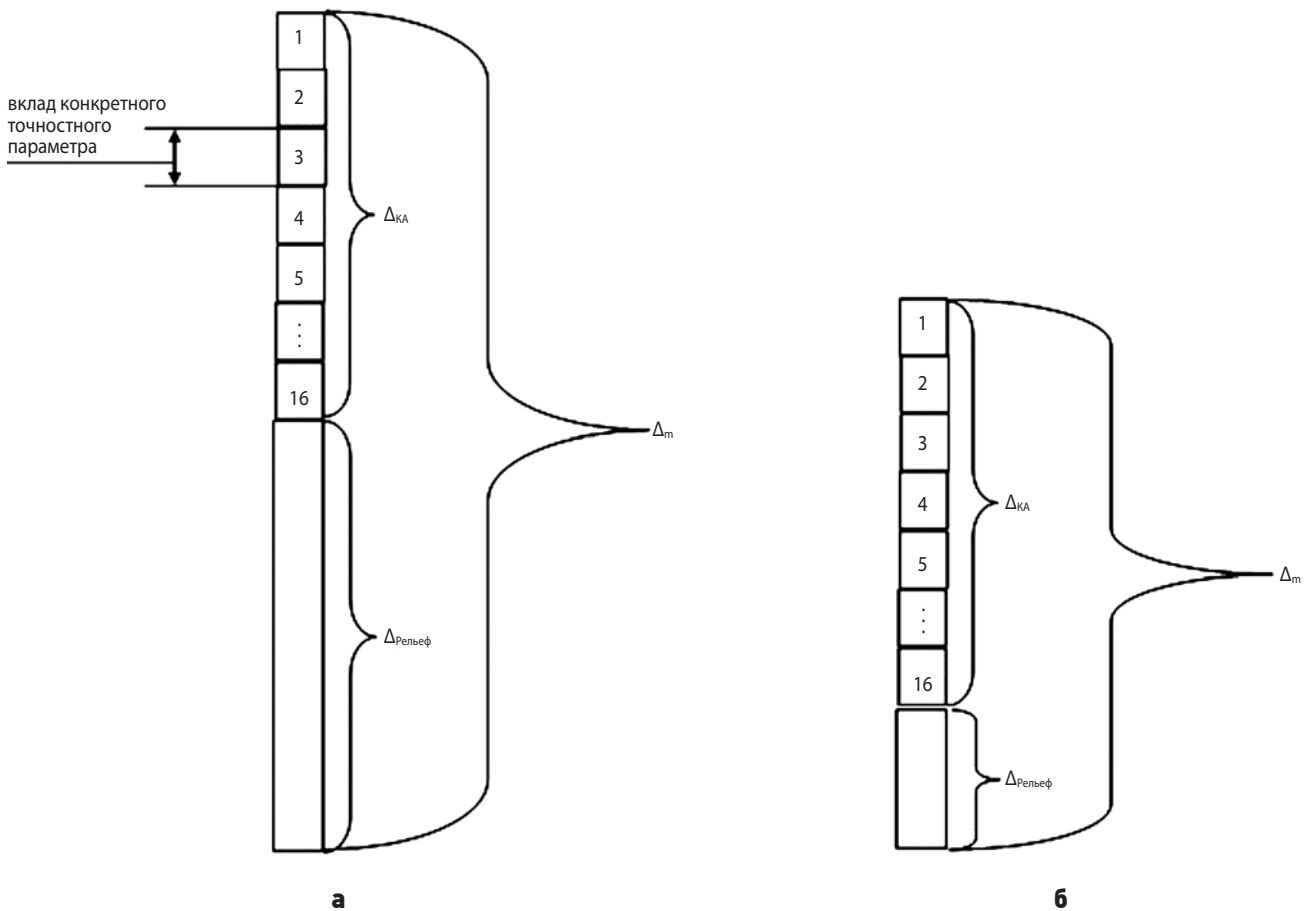
где  $f_X^i, f_Y^i, f_Z^i$  – проекции радиус-вектора оригинала  $i$ -й точки ФП, вычисляются по формуле (3);

$P_j$  – параметр, влияющий на погрешность привязки снимка;

$\Delta P_j$  – погрешность  $j$ -го параметра (точностной проектный параметр);

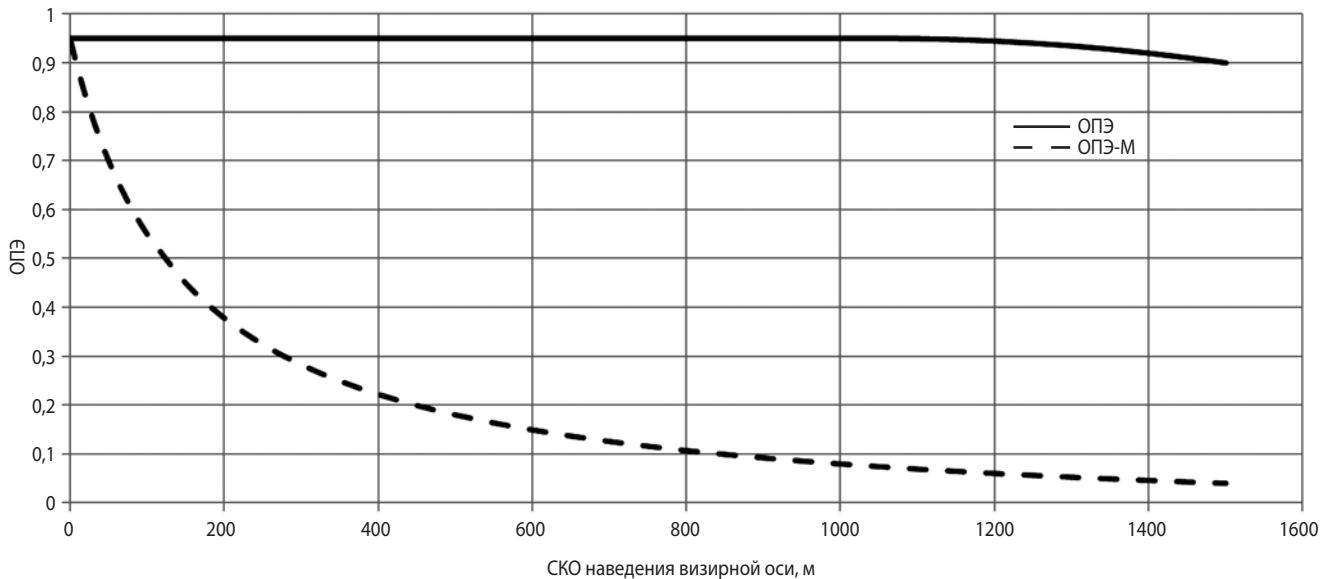
$\Delta X_i, \Delta Y_i, \Delta Z_i$  – погрешности проекций радиус-вектора точки;

$N$  – количество учитываемых параметров, влияющих на погрешность привязки.



**а** – для съёмки с большими зенитными углами; **б** – для съёмки с малыми зенитными углами.

**рисунок 2.** Составляющие погрешности привязки снимка



**рисунк 3.** Зависимость ОПЭ и модифицированного ОПЭ (ОПЭ-М) от погрешности знания наведения визирной оси целевой аппаратуры КА ДЗЗ

В выражении (4) обозначим

$$K_{P_{ji}} = \sqrt{\left(\frac{\partial f_x^i}{\partial P_j}\right)^2 + \left(\frac{\partial f_y^i}{\partial P_j}\right)^2 + \left(\frac{\partial f_z^i}{\partial P_j}\right)^2}, \quad (5)$$

и назовём коэффициентом влияния параметра  $P_j$  на погрешность координатной привязки  $i$ -й точки снимка.

Тогда погрешность координатной привязки снимков с КА ДЗЗ в общем виде определяется выражением (Самойлов С.Ю. Метод выбора..., 2011; Самойлов С.Ю. Модель определения..., 2011; Зайдель А.Н., 1974):

$$\Delta_0 = \sqrt{(\Delta h \cdot \operatorname{tg}(Z))^2 + (\sqrt{D} \cdot \sigma)^2 + \sum_{j=1}^M ((K_{pj})^2 \cdot (\Delta P_j^-)^2)}, \quad (6)$$

где  $\Delta h$  – погрешность знания высоты рельефа снимаемой местности;

$Z$  – зенитный угол съёмки;

$D$  – дальность до объекта съёмки;

$\sigma$  – погрешность знания наведения визирной оси целевой аппаратуры КА ДЗЗ;

$K_{pj}$  – коэффициент влияния  $j$ -го точностного проектного параметра КА (5) (Самойлов С.Ю. Метод выбора..., 2011);

$\Delta P_j^-$  –  $j$ -й точностной проектный параметр, не влияющий на погрешность знания наведения визирной оси целевой аппаратуры КА ДЗЗ;

$M$  – количество точностных проектных параметров, не влияющих на погрешность знания наведения визирной оси ( $M=5$ ).

Для определения координат объектов по одиночному скану, полученному при углах съёмки, отличных от нуля, с использованием только орбитальных

данных требуется информация о рельефе местности. (Петров А.С. и др., 2020). Эту информацию можно получить по данным стереосъёмки местности, или используя данные о рельефе, которые известны по карте снимаемой местности.

Если информация о высоте рельефа снимаемой местности получается с топографических карт, то значение  $\Delta h$  погрешности определения высоты местности в выражении (3) будет зависеть от масштаба используемой карты (Тюфлин Ю.С., 1986; Иванов П.А., 1972; Глинский С.П. и др., 1995).

Для увеличения чувствительности ОПЭ к значениям показателей геометрического качества целевой информации КА ДЗЗ в АО «НПО Лавочкина» проведена работа по модификации ОПЭ. Модификация ОПЭ заключается в следующем (Прохоров Ю.В., 1999):

В выражении (2) множитель  $P_{i2}$ , вычисляемый по выражению (7), заменяется на множитель  $P_{i2}$ , вычисляемый по выражению (9):

$$P_{i2} = \Phi\left(\frac{\Delta L - a}{\sigma}\right) - \Phi\left(\frac{a - \Delta L}{\sigma}\right), \quad (7)$$

где  $\Delta L$  – полоса захвата оптического комплекса;

$a$  – поперечный полуразмер объекта;

$\sigma$  – погрешность знания наведения визирной оси целевой аппаратуры КА ДЗЗ;

$\Phi(x)$  – интеграл ошибок.

Интеграл ошибок вычисляется по выражению:

$$\Phi(x) = \frac{1}{\sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \int_{-\infty}^x \exp\left(-\frac{U^2}{2}\right) \cdot dU, \quad (8)$$

$$P_{i2} = 2 \cdot \Phi\left(\frac{D \cdot \Delta B}{\sqrt{\sum_{j=1}^L [(K_{pj})^2 \cdot (P_j^{TY})^2]}}\right) - 1, \quad (9)$$

# ПОВЫШЕНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ОБОБЩЁННОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ К ГЕОМЕТРИЧЕСКОМУ КАЧЕСТВУ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

где  $D$  – дальность до объекта съёмки, м;

$\Delta B$  – полуразмер поля зрения целевой аппаратуры, рад;

$K_{pj}$  – коэффициент влияния  $j$ -го точностного параметра КА (Самойлов С.Ю. Метод выбора..., 2011);

$P_{jy}$  – уточнённое значение  $j$ -го точностного параметра КА (Самойлов С.Ю. Метод выбора..., 2011), влияющего на погрешность знания наведения визирной оси;

$L$  – количество точностных проектных параметров, влияющих на погрешность знания наведения визирной оси ( $L=14$ ).

На рисунке 3 представлены зависимости ОПЭ (посчитанная по выражению (1) с использованием выражения (7)) и модифицированного ОПЭ (ОПЭ-М) (посчитанная по выражению (1) с учётом выражения (9)) от погрешности знания наведения визирной оси целевой аппаратуры КА ДЗЗ.

Из графика видно, что модифицированный ОПЭ-М имеет значительно большую чувствительность (кривая ОПЭ практически параллельна оси абсцисс) к погрешности знания наведения визирной оси целевой аппаратуры КА ДЗЗ, особенно для наиболее востребованных (для современных КА ДЗЗ) значений погрешности знания наведения визирной оси ( $100 \div 200$  м).

В связи с тем, что погрешность знания наведения визирной оси целевой аппаратуры КА ДЗЗ напрямую влияет на погрешность координатной привязки снимков с КА ДЗЗ (см. (6)) (Бугаевский Л.М., 1998), можно сделать следующее заключение:

- модифицированный ОПЭ имеет большую чувствительность к погрешности координатной привязки, особенно для наиболее востребованных (для современных КА ДЗЗ) значений погрешности знания наведения визирной оси ( $100 \div 200$  м), и может быть более эффективно использован для решения задач комплексного анализа и выбора рациональных проектных параметров КА ДЗЗ при их проектировании.

## список литературы

Бугаевский Л.М. Математическая картография. М.: Златоуст, 1998. 400 с.

Глинский С.П., Гречаникова Г.И. и др. Геодезия. Геодезиздат, 1995. 483 с.

Емельянов В.А., Карпов С.И., Маргевич А.С. Неоднородная аналитическая модель анализа функционирования КСОН и оценка ее эффективности // РКТ, ГОНТИ-1. 1985. Сер. 15, вып. 1. С. 4-12.

Загребин Д.В. Основы геометрической геодезии. Л.: Наука, 1981. 219 с.

Зайдель А.Н. Ошибки измерений физических величин. Л.: Наука, 1974. 106 с.

Занин К.А., Москатиньев М.В. Основные направления развития зарубежных оптико-электронных

космических систем дистанционного зондирования Земли (обзор) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 28-38.

Иваньков П.А. Основы геодезии, топографии и картографии. М.: Просвещение, 1972. С. 48-50.

Кожневиков Н.П., Крашенинников Г.Д., Каликов Н.П. Фотограмметрия. Геодезиздат, 1955. 494 с.

Константинов М.С., Каменков Е.Ф., Перелыгин Б.П., Безвербый В.К. и др. Механика космического полета. М.: Машиностроение, 1989. 408 с.

Куликов С.Д., Рыбачук Ю.В., Мошечев А.А., Ушаков А.Г. Принципы обеспечения точностных характеристик космического аппарата информационной системы // Сборник научных трудов НПО им. С.А. Лавочкина, Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского. Вып. 2. М., 2000. С. 52-56.

Макаров В.П., Москатиньев И.В., Самойлов С.Ю. Влияние погрешности знания рельефа местности на выбор проектных параметров космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // XXII международная конференция «Актуальные проблемы в современной науке и пути их решения». Москва, Евразийский союз учёных. Ч. 2. Технические науки. 2016. № 1 (22). С. 109-113.

Петров А.С., Волченков А.С. Ошибки определения высоты рельефа земной поверхности с помощью космических РСА, работающих в интерферометрическом режиме // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 50-60.

Прохоров Ю.В. Вероятность и математическая статистика: энциклопедия. М.: Большая российская энциклопедия, 1999. 914 с.

Самойлов С.Ю. Метод выбора проектных параметров космических аппаратов дистанционного зондирования Земли по заданной погрешности привязки космических снимков // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 18-25.

Самойлов С.Ю. Методика учета аббераций при привязке космических снимков ДЗЗ при помощи аналитического метода // Вестник МАИ. 2012. Т. 19, № 3. С. 81-87.

Самойлов С.Ю. Модель определения географических координат объектов по космическим снимкам при помощи аналитического метода // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 4. С. 58-65.

Самойлов С.Ю. Показатели качества целевой информации космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. трудов аспирантов. Вып. 13. Химки, 2012. С. 207-232.

Тюфлин Ю.С. Космическая фотограмметрия при изучении планет и спутников. М.: Недра, 1986. С. 82-88.

Статья поступила в редакцию 19.08.2021

Статья после доработки 20.08.2021

Статья принята к публикации 20.08.2021

## АНАЛИЗ ОДИНОЧНЫХ ЭФФЕКТОВ, СОЗДАВАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИМ ИОНИЗИРУЮЩИМ ИЗЛУЧЕНИЕМ В ИНТЕГРАЛЬНЫХ МИКРОСХЕМАХ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

## ANALYSIS OF SINGLE EVENT EFFECTS CREATED BY SPACE IONIZING RADIATION IN THE MICROCIRCUITS OF THE INTERPLANETARY SPACECRAFTS RADIO-ELECTRONIC EQUIPMENT



**Н.М. Хамидуллина<sup>1</sup>**,  
кандидат физико-  
математических наук,  
KHamidullinaNM@laspace.ru;  
N.M. Khamidullina



**И.В. Зефирова<sup>1</sup>**,  
кандидат  
технических наук,  
zefirov@laspace.ru;  
I.V. Zefirov



**П.С. Черников<sup>1</sup>**,  
аспирант,  
chernikov@gmail.com;  
P.S. Chernikov

*Настоящая статья содержит результаты расчёта частоты и числа (вероятности) случайных одиночных эффектов (сбоев и отказов) в радиоэлектронной аппаратуре (РЭА), вызываемых ионизирующими излучениями космического пространства в период межпланетного полёта космического аппарата.*

*На основании анализа полученных результатов определены критерии отбора сбое- и отказоустойчивых интегральных микросхем в бортовой РЭА.*

*Ключевые слова:*

*ионизирующее излучение космического пространства;  
одиночные эффекты – сбои и отказы;  
интегральные микросхемы;  
радиоэлектронная аппаратура;  
космический аппарат.*

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.010

*This article contains the results of calculation of the rate and number (probability) of random single event effects (upsets and failures) in radio electronic equipment (REE) caused by space ionizing radiation during an interplanetary flight of a spacecraft. Based on the analysis of the results obtained, the criteria for the selection of fault-resistant and failure-resistant integrated circuits in the on-board electronic equipment were determined.*

*Key words:*

*space ionizing radiation;  
single event effects –  
upsets and failures;  
integrated circuits;  
radio-electronic equipment;  
spacecraft.*

<sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

**введение**

**Описание модели одиночных эффектов**

Одним из важнейших условий успешного функционирования космических аппаратов (КА) для исследования планет Солнечной системы (Ефанов В.В., Шириаков А.Е., 2019) является обеспечение стойкости бортовой аппаратуры к воздействию ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП), вызывающему радиационные эффекты различной природы: дозовые ионизационные эффекты, случайные одиночные эффекты (ОЭ), структурные повреждения и т.д. Настоящая статья посвящена анализу одиночных эффектов (сбоев и отказов) в радиоэлектронной аппаратуре при её функционировании на борту КА в межпланетном пространстве и на поверхности планеты, в частности, Марса.

В силу существенного увеличения степени интеграции используемых в радиоэлектронной аппаратуре интегральных микросхем (ИМС) в последние годы все более активно исследуются случайные одиночные эффекты (обратимые сбои и необратимые отказы), вызванные воздействием отдельных высокоэнергетических заряженных частиц: высокоэнергетических протонов (ВЭП) и тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ) (Ионизирующие излучения космического пространства..., 2013; Новые наукоемкие технологии в технике, 2000; Таперо К.И., Улимов В.Н., Членов А.М., 2012). В чувствительных областях больших и сверхбольших интегральных микросхем (БИС и СБИС) быстрые ионы и ядра создают достаточное количество неравновесных носителей заряда, которые могут инвертировать логическое состояние ячейки памяти, несущей один бит информации. Большинство изменений кодов в ячейках памяти восстанавливается программными способами и поэтому относится к классу обратимых одиночных эффектов – одиночных сбоев (ОС).

Значительно реже воздействие высокоэнергетических частиц приводит к необратимым и «катастрофическим» эффектам – «прожигу» мощных полевых транзисторов или потере функционирования СБИС, вызванной различными причинами: эффект «защёлки» в СБИС, или тиристорный эффект; появление паразитных связей; пробой («прокол») подзатворных диэлектрических слоёв и др. В этих случаях говорят об одиночных отказах (ОО) в СБИС бортовой аппаратуры.

Одним из наиболее вероятных видов отказов является тиристорный эффект, или «защёлка» (*single event latch-up, SEL*), который выражается в резком увеличении тока потребления по цепи питания и потере работоспособности, в основном, КМОП СБИС. Указанный эффект в ряде случаев является обратимым

при быстром и кратковременном отключении питания (и поэтому не относится к типу катастрофических отказов), в противном случае может «выгореть» микросхема или даже источник питания.

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

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

где  $dN(t)$  – количество одиночных сбоев/отказов, которое  $\nu$  происходит за отрезок времени  $(t \rightarrow t+dt)$ .

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

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

Первый интеграл в выражении (1) учитывает вклад в отказы протонов (так называемый ядерный механизм одиночных эффектов), при котором сбой/отказы вызываются «осколками» ядерных реакций протонов с материалами защиты и детектора, т.е. вторичными тяжёлыми частицами, второй интеграл описывает воздействие ТЗЧ, так называемый прямой механизм одиночных эффектов.

В формуле (1) введены следующие обозначения:

- $E$  – энергия протонов (МэВ);  $L$  – линейная передача энергии (ЛПЭ) от тяжёлых заряженных частиц, МэВ/(г·см<sup>-2</sup>);
- $F_p(E, x)$  и  $F(L, x)$  – соответственно дифференциальный энергетический спектр плотности потока протонов (см<sup>-2</sup>·с<sup>-1</sup>·МэВ<sup>-1</sup>) и дифференциальный спектр линейной передачи энергии (ЛПЭ-спектр) плотности потока ТЗЧ ([МэВ/(г·см<sup>-2</sup>)]<sup>-1</sup>·с<sup>-1</sup>·см<sup>-2</sup>) за сферическим защитным экраном толщиной  $x$ ;
- $\sigma_p(E)$  – сечение (см<sup>2</sup>) ядерного механизма возникновения одиночного сбоя/отказа, обусловленного протонами;  $\sigma(L, \cos\theta)$  – сечение (см<sup>2</sup>) прямого механизма возникновения одиночного сбоя/отказа от ТЗЧ, зависящее, в общем случае, от направления падения ТЗЧ на поверхность СБИС;  $\theta$  – угол между направлением падения частиц на поверхность СБИС (этот фактор становится существенным для интегральных микросхем, чувствительный объём которых описывается плоским слоем, и, тем самым, частота отказов зависит от ориентации СБИС);
- $L_0$  – пороговое значение ЛПЭ, являющееся характеристикой чувствительности СБИС к одиночному эффекту;  $E_0$  – пороговая энергия (МэВ) возникновения одиночного сбоя (отказа) от протонов.

Сечения одиночных эффектов  $\sigma(L, \cos\theta)$  и  $\sigma_p(E)$  задаются в виде функциональных полуэмпириче-



ских зависимостей – это формула Бэндела для ВЭП (РД 134-0139-2005; *Ионизирующие излучения космического пространства...*, 2013) и формула Вэйбулла для ТЗЧ (Таперо К.И., Улимов В.Н., Членов А.М., 2012).

Значения параметров сбое- и отказочувствительности (сечение и пороговое значение ЛПЭ) для данного одиночного радиационного эффекта в данном ЭРИ определяются по результатам испытаний на наземных ускорительных установках (РД 134-0139-2005; РД 134-0175-2009; *Ионизирующие излучения космического пространства...*, 2013; Таперо К.И., Улимов В.Н., Членов А.М., 2012; Козюков А.Е., Волков А.О., 2021). Например, для большинства современных типов БИС ОЗУ максимальное сечение сбоев  $\sigma_0$  меняется в пределах от  $10^{-6}$  до  $10^{-8}$  см<sup>2</sup>/бит, а  $L_0$  – от 1 до 10 МэВ/(мг·см<sup>2</sup>).

Пороговое значение ЛПЭ одиночных отказов выше, чем значения порога сбоев (как правило,  $L_0 \geq 20$  МэВ/(мг·см<sup>2</sup>), хотя встречаются ИМС и с меньшими значениями), а сечение одиночных отказов (в частности, тиристорного эффекта) в современных БИС ОЗУ, как правило, на три-пять порядков ниже сечения сбоев и, следовательно, примерно на столько же порядков будет ниже общее количество отказавших ячеек памяти. Ориентировочные значения параметров сбое- и отказочувствительности различных типов ЭРИ можно найти в РД 134-0139-2005 (РД 134-0139-2005).

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

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

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

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

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

К основным видам обратимых ОЭ (сбои) относятся (РД 134-0139-2005; *Ионизирующие излучения космического пространства...*, 2013):

- SEU (Single Event Upset) – одиночные сбои в элементах памяти и регистровых структурах в цифровых СБИС;
- SEFI (Single Event Functional Interrupt) – одиночный эффект прерывания функционирования цифровых СБИС;
- SET (Single Event Transient) – одиночный эффект переходной ионизационной реакции в аналоговых и аналого-цифровых ЭРИ;

Виды необратимых ОЭ (отказы) представлены ниже:

- SEL (Single Event Latchup) – одиночный тиристорный эффект в ЭРИ, изготовленных по КМОП-технологии;
- SEHE (Single Event Hard Error) – одиночный микродозовый эффект в цифровых СБИС;
- SEGR (Single Event Gate Rupture) – одиночный эффект пробоя подзатворного диэлектрика в мощных МОПТ;
- SEB (Single Event Burnout) – вторичный пробой p-n-перехода, приводящий к его разрушению.

Как следует из формулы (1), помимо параметров отказа- и сбоеустойчивости ИМС для расчёта частоты и вероятности одиночных эффектов необходимо знание дифференциальных энергетических спектров потоков (плотности потока) протонов и спектров линейной передачи энергии (ЛПЭ-спектр) ТЗЧ СКЛ и ГКЛ. Эти характеристики потоков частиц, воздействующих на ИМС, либо рассчитываются с помощью известных программных продуктов (нами используется лицензированная программа COSRAD (Кузнецов Н.В. и др., 2011)), либо берутся из ОСТ 134-1044-2007. Значения характеристик ОЭ в РЭА в настоящей статье рассчитаны на примере типовой межпланетной миссии с марсианским посадочным аппаратом (ПА), при этом в качестве сценария миссии рассмотрен перелёт к Марсу (245 дней) и функционирование ПА на Марсе в течение одного земного года, причём для оценки вклада СКЛ использована вероятность СКЛ 99%, т.е. учтено возникновение экстремального солнечного события типа солнечной вспышки 2000 года (ОСТ 134-1044-2007). Радиационные условия подобной миссии представлены в работах (Хамидуллина Н.М., 2014; Хамидуллина Н.М., 2020).

## 1. Частота и число одиночных сбоев в ЭРИ РЭА

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

# АНАЛИЗ ОДИНОЧНЫХ ЭФФЕКТОВ, СОЗДАВАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИМ ИОНИЗИРУЮЩИМ ИЗЛУЧЕНИЕМ В ИНТЕГРАЛЬНЫХ МИКРОСХЕМАХ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

При проведении расчётов типичных значений числа сбоев в «экстремальный» период функционирования аппаратуры делаются следующие предположения:

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

2. Для определения критериев отбора ИМС по стойкости к ОС при осуществлении межпланетных перелётов к Марсу рассматриваются несколько групп микросхем с различными характерными уровнями устойчивости к одиночным сбоям (или, соответственно, с различными параметрами сбоечувствительности):

- низкая сбоеустойчивость (типичная для СБИС коммерческого исполнения):  $\sigma_0=10^{-8}$  см<sup>2</sup>/бит и  $L_0=1,5$  МэВ/(мг·см<sup>2</sup>);
- средняя сбоеустойчивость (индустриальный уровень исполнения):  $\sigma_0=10^{-8}$  см<sup>2</sup>/бит и  $L_0=3$  МэВ/(мг·см<sup>2</sup>);
- высокая сбоеустойчивость:  $\sigma_0=10^{-8}$  см<sup>2</sup>/бит и  $L_0=5$  МэВ/(мг·см<sup>2</sup>).

3. Рассматривается модель тонкого чувствительного слоя СБИС как «худший» вариант по отношению к воздействию отдельных высокоэнергетических частиц.

Результаты расчётов частоты сбоев в СБИС в зависимости от толщины сферически симметричной защиты при воздействии различных ИИ КП (СКЛ и ГКЛ) приведены в таблице 1.

**таблица 1** – Максимальная (пиковая) частота одиночных сбоев в ИМС (с объёмом памяти 1 Мбит) РЭА для различных уровней сбоеустойчивости

№	толщина защиты, г/см <sup>2</sup>	толщина защиты, мм Al	СКЛ			ГКЛ		
			протоны, частота, 1/с	ионы, частота, 1/с	суммарная частота, 1/с	протоны, частота, 1/с	ядра, частота, 1/с	суммарная частота, 1/с
низкая сбоеустойчивость: $\sigma_0=10^{-8}$ см <sup>2</sup> /бит, $L_0=1,5$ МэВ/(мг/см <sup>2</sup> )								
1	1,00E-02	3,70E-02	2,80E-04	3,40E-01	3,40E-01	2,29E-08	2,90E-07	3,13E-07
2	3,16E-02	1,17E-01	2,67E-04	8,99E-02	9,02E-02	2,29E-08	2,94E-07	3,17E-07
3	1,00E-01	3,70E-01	2,38E-04	1,77E-02	1,79E-02	2,29E-08	3,02E-07	3,25E-07
4	3,16E-01	1,17E+00	1,86E-04	2,73E-03	2,91E-03	2,29E-08	3,03E-07	3,26E-07
5	1,00E+00	3,70E+00	1,24E-04	3,52E-04	4,76E-04	2,42E-08	2,79E-07	3,04E-07
6	3,00E+00	1,11E+01	6,95E-05	4,30E-05	1,13E-04	2,60E-08	2,17E-07	2,43E-07
7	1,00E+01	3,70E+01	3,12E-05	3,28E-06	3,45E-05	3,16E-08	1,09E-07	1,41E-07
8	3,16E+01	1,17E+02	1,21E-05	1,51E-07	1,22E-05	3,70E-08	2,12E-08	5,81E-08
9	1,00E+02	3,70E+02	3,35E-06	2,58E-09	3,35E-06	3,56E-08	3,26E-10	3,59E-08
средняя сбоеустойчивость: $\sigma_0=10^{-8}$ см <sup>2</sup> /бит, $L_0=3,0$ МэВ/(мг/см <sup>2</sup> )								
1	1,00E-02	3,70E-02	7,07E-05	1,18E-01	1,18E-01	8,62E-09	7,29E-08	8,15E-08
2	3,16E-02	1,17E-01	6,87E-05	2,77E-02	2,78E-02	8,61E-09	7,54E-08	8,40E-08
3	1,00E-01	3,70E-01	6,34E-05	4,84E-03	4,90E-03	8,60E-09	7,91E-08	8,77E-08
4	3,16E-01	1,17E+00	5,26E-05	6,75E-04	7,28E-04	8,61E-09	8,03E-08	8,89E-08
5	1,00E+00	3,70E+00	3,81E-05	8,13E-05	1,19E-04	9,09E-09	7,33E-08	8,24E-08
6	3,00E+00	1,11E+01	2,29E-05	9,42E-06	3,23E-05	9,71E-09	5,52E-08	6,49E-08
7	1,00E+01	3,70E+01	1,09E-05	6,39E-07	1,15E-05	1,16E-08	2,63E-08	3,79E-08
8	3,16E+01	1,17E+02	4,32E-06	2,16E-08	4,35E-06	1,34E-08	4,72E-09	1,81E-08
9	1,00E+02	3,70E+02	1,20E-06	1,22E-10	1,20E-06	1,28E-08	6,18E-11	1,28E-08
высокая сбоеустойчивость: $\sigma_0=10^{-8}$ см <sup>2</sup> /бит, $L_0=5,0$ МэВ/(мг/см <sup>2</sup> )								
1	1,00E-02	3,70E-02	2,02E-05	5,16E-02	5,16E-02	3,32E-09	2,30E-08	2,63E-08
2	3,16E-02	1,17E-01	1,98E-05	1,13E-02	1,13E-02	3,32E-09	2,42E-08	2,76E-08
3	1,00E-01	3,70E-01	1,86E-05	1,84E-03	1,85E-03	3,32E-09	2,60E-08	2,93E-08
4	3,16E-01	1,17E+00	1,60E-05	2,40E-04	2,56E-04	3,32E-09	2,67E-08	3,00E-08
5	1,00E+00	3,70E+00	1,23E-05	2,75E-05	3,98E-05	3,49E-09	2,42E-08	2,77E-08
6	3,00E+00	1,11E+01	7,83E-06	3,05E-06	1,09E-05	3,71E-09	1,77E-08	2,15E-08
7	1,00E+01	3,70E+01	3,91E-06	1,95E-07	4,10E-06	4,41E-09	8,06E-09	1,25E-08
8	3,16E+01	1,17E+02	1,59E-06	5,85E-09	1,60E-06	4,99E-09	1,37E-09	6,36E-09
9	1,00E+02	3,70E+02	4,41E-07	2,06E-11	4,42E-07	4,73E-09	1,63E-11	4,74E-09
Примечания								
<sup>1</sup> Толщина 0,01 г/см <sup>2</sup> соответствует открытой поверхности, 0,10 г/см <sup>2</sup> – толщине ЭВТИ.								
<sup>2</sup> Число 3,70E-2 читать как 3,70·10 <sup>-2</sup> .								

**таблица 2** – Число одиночных сбоев в СБИС (с объёмом памяти 1 Мбит) аппаратуры КА для различных уровней сбоеустойчивости

№	толщина защиты, г/см <sup>2</sup>	толщина защиты, мм Al	СКЛ	ГКЛ
			число сбоев за вспышку (12 час), 1/ИМС	число сбоев за САС КА, 1/ИМС
низкая сбоеустойчивость: $\sigma_0=10^{-8}$ см <sup>2</sup> /бит, $L_0=1,5$ МэВ/(мг/см <sup>2</sup> )				
1	1,00E-02	3,70E-02	1,47E+04	1,65E+01
2	3,16E-02	1,17E-01	3,90E+03	1,67E+01
3	1,00E-01	3,70E-01	7,73E+02	1,71E+01
4	3,16E-01	1,17E+00	1,26E+02	1,72E+01
5	1,00E+00	3,70E+00	2,06E+01	1,60E+01
6	3,00E+00	1,11E+01	4,88E+00	1,28E+01
7	1,00E+01	3,70E+01	1,49E+00	7,43E+00
8	3,16E+01	1,17E+02	5,27E-01	3,06E+00
9	1,00E+02	3,70E+02	1,45E-01	1,89E+00
средняя сбоеустойчивость: $\sigma_0=10^{-8}$ см <sup>2</sup> /бит, $L_0=3,0$ МэВ/(мг/см <sup>2</sup> )				
1	1,00E-02	3,70E-02	5,10E+03	4,30E+00
2	3,16E-02	1,17E-01	1,20E+03	4,43E+00
3	1,00E-01	3,70E-01	2,12E+02	4,62E+00
4	3,16E-01	1,17E+00	3,14E+01	4,69E+00
5	1,00E+00	3,70E+00	5,14E+00	4,34E+00
6	3,00E+00	1,11E+01	1,40E+00	3,42E+00
7	1,00E+01	3,70E+01	4,97E-01	2,00E+00
8	3,16E+01	1,17E+02	1,88E-01	9,54E-01
9	1,00E+02	3,70E+02	5,18E-02	6,75E-01
высокая сбоеустойчивость: $\sigma_0=10^{-8}$ см <sup>2</sup> /бит, $L_0=5,0$ МэВ/(мг/см <sup>2</sup> )				
1	1,00E-02	3,70E-02	2,23E+03	1,39E+00
2	3,16E-02	1,17E-01	4,88E+02	1,45E+00
3	1,00E-01	3,70E-01	7,99E+01	1,54E+00
4	3,16E-01	1,17E+00	1,11E+01	1,58E+00
5	1,00E+00	3,70E+00	1,72E+00	1,46E+00
6	3,00E+00	1,11E+01	4,71E-01	1,13E+00
7	1,00E+01	3,70E+01	1,77E-01	6,59E-01
8	3,16E+01	1,17E+02	6,91E-02	3,35E-01
9	1,00E+02	3,70E+02	1,91E-02	2,50E-01

Однако знание частоты сбоев не даёт полного понимания влияния потоков частиц различных радиационных полей на суммарное количество сбоев  $N$ , которое ожидается за время функционирования КА. Действительно, только воздействие частиц ГКЛ относится ко всему периоду полёта. Период времени, в течение которого воздействуют потоки СКЛ, т.е. когда во время солнечного события наблюдается пиковая плотность потока частиц СКЛ, можно считать равным приблизительно 12–24 час.

В таблице 2 представлены результаты расчёта суммарного числа сбоев  $N_{ГКЛ}$  в СБИС бортовой аппаратуры за САС КА и  $N_{СКЛ}$  за время солнечной вспышки по формулам:

$$N_{ГКЛ} = v_{ГКЛ} T, \quad N_{СКЛ} = v_{СКЛ} t_{СКЛ}$$

где  $v_{ГКЛ}$  и  $v_{СКЛ}$  – частота сбоев от ГКЛ и СКЛ соответственно;  $T=245$  суток перелёта+365 суток на Марсе=610 суток – длительность полёта, или срок активного существования, САС;  $t_{СКЛ} \sim 12$  час.

Из полученных выше данных вытекают следующие выводы:

1. Даже использование в бортовой радиоэлектронной аппаратуре (с типичным уровнем защищённости – от 1 г/см<sup>2</sup> до 3 г/см<sup>2</sup>) ИМС с низкой сбоеустойчивостью, характерной для большинства изделий коммерческого и промышленного исполнения, приводит к одному сбою за 38–47 суток в период «спокойного» Солнца (в отсутствие солнечных вспышек). При появлении же мощного солнечного события количество одиночных сбоев может достигать 5–20 сбоев в течение примерно 12 часов воздействия пиковых потоков частиц СКЛ, что может нарушить функционирование бортовой аппаратуры (изменение логического состояния ячеек памяти может привести к ложному, «неправильному» сигналу и т.п.), но не приведёт к отказу ИМС и, соответственно, РЭА. Тем не менее, в данном случае требуется использование программных и схемотехнических методов парирования.

# АНАЛИЗ ОДИНОЧНЫХ ЭФФЕКТОВ, СОЗДАВАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИМ ИОНИЗИРУЮЩИМ ИЗЛУЧЕНИЕМ В ИНТЕГРАЛЬНЫХ МИКРОСХЕМАХ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

2. Использование СБИС со средним уровнем устойчивости к одиночным сбоям даёт гораздо лучший результат: может наблюдаться не более 3–5 сбоев за САС КА в условиях спокойного Солнца и от 1 до 5 сбоев в период солнечной вспышки.

3. Использование СБИС с высоким уровнем устойчивости к одиночным сбоям приводит почти к бессбойной работе аппаратуры: не более 1–2 сбоев за САС КА в условиях спокойного Солнца и не более 2 сбоев в период пиковых потоков солнечной вспышки.

4. Проведённый анализ показывает, что для практически бессбойной работы приборов желательно использовать интегральные микросхемы со следующими параметрами сбоеустойчивости:

$$L_0 \geq 3 \text{ МэВ}/(\text{мг} \cdot \text{см}^2) \text{ и } \sigma_0 \leq 10^{-8} \text{ см}^2/\text{бит}. \quad (4)$$

5. Увеличение толщины защиты несколько уменьшает количество сбоев от заряженных частиц СКЛ; вклад от ГКЛ, наоборот, при этом слегка возрастает из-за увеличения потока вторичных частиц, возникающих в результате ядерных реакций первичного излучения с материалом защиты.

Анализ полученных результатов показывает, что основными характеристиками для анализа работоспособности СБИС на борту КА являются её сбоеустойчивость (параметры  $\sigma_0$  и  $L_0$ ) и габаритно-массовые свойства прибора, содержащего эту микросхему. В работе (Хамидуллина Н.М., 2009) было показано, что расположение аппаратуры на КА практически не влияет на частоту сбоев, за исключением приборов с очень тонкими стенками, расположенных в открытом космосе, причём, в основном, это сказывается во время большого солнечного события.

## 2. Частота и вероятность одиночных отказов в ЭРИ РЭА

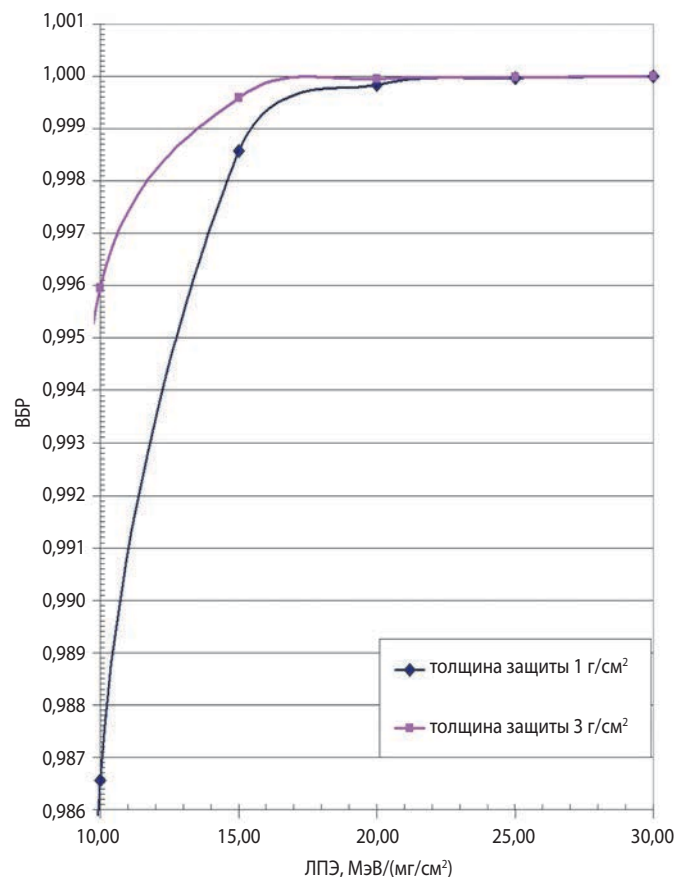
В работе (Хамидуллина Н.М., 2009) было показано, что расположение приборов, имеющих одинаковые габаритно-массовые характеристики, практически не сказывается на величине частоты и вероятности одиночного отказа в СБИС. Таким образом, можно с хорошей точностью рассчитывать их, используя зависимость от сферической защиты, толщина которой соответствует толщине стенок и содержимого вокруг СБИС в приборе; такие расчёты, как и в случае с одиночными сбоями, позволяют осуществлять программный пакет COSRAD с учётом радиальной зависимости потоков СКЛ относительно Солнца при движении КА в межпланетном пространстве.

Для определения критериев отбора ИМС по стойкости к случайным одиночным отказам при осуществлении марсианских миссий расчёты производятся для широкого диапазона параметров, характеризу-

ющих чувствительность ИМС к ОО:  $L_0=7; 10; 15; 20; 25; 30; 40, 60 \text{ МэВ}/(\text{мг} \cdot \text{см}^2)$ ,  $\sigma_0=10^{-2} \text{ см}^2/\text{ЭРИ}$ . В случае  $L_0 \sim 7-10 \text{ МэВ}/(\text{мг}/\text{см}^2)$  можно утверждать, что рассматриваются микросхемы, имеющие низкую отказоустойчивость (как «худший» случай). Расчёты проведены для значения сечения насыщения одиночного отказа  $\sigma_0=10^{-2} \text{ см}^2/\text{ЭРИ}$  (характерного для ИМС промышленного уровня исполнения и рекомендованного в качестве «худшего» случая в РД 134-0139-2005).

При расчётах принимается модель чувствительного объёма ИМС в виде параллелепипеда или куба, что наиболее адекватно применимо для расчётов частоты ОО, в частности, эффекта «защёлки» (тиристорного эффекта). Результаты расчётов количества (вероятности) одиночных отказов за время САС КА в ИМС, расположенных в РЭА КА, создаваемых средними за САС потоками ВЭП и ТЗЧ ГКЛ (спокойное Солнце) и СКЛ, в зависимости от толщины сферической защиты представлены в таблице 3.

В соответствии с РД 134-0139-2005 для окончательного вывода о работоспособности ИМС по отношению к ОО в течение всего САС КА необходимо оценить её вероятность безотказной работы (ВБР) при воздействии средних потоков частиц СКЛ и ГКЛ за САС КА.



**рисунок.** Зависимость ВБР ЭРИ от порогового значения ЛПЭ при сечении насыщения, равном  $10^{-2} \text{ см}^2/\text{ЭРИ}$

**таблица 3** – Число (вероятность) одиночных отказов за САС КА от ВЭП и ТЗЧ ГКЛ и СКЛ в ИМС, используемых в РЭА КА, для различных пороговых значений ЛПЭ (МэВ/(мг·см<sup>-2</sup>))

№	толщина защиты г/см <sup>2</sup>	протоны и ядра ГКЛ							
		L <sub>0</sub> =7	L <sub>0</sub> =10	L <sub>0</sub> =15	L <sub>0</sub> =20	L <sub>0</sub> =25	L <sub>0</sub> =30	L <sub>0</sub> =40	L <sub>0</sub> =60
1	1,00E-02	1,06E-02	1,87E-03	1,67E-04	1,72E-05	3,45E-06	7,21E-07	1,38E-07	1,20E-08
2	3,16E-02	1,58E-02	3,11E-03	3,09E-04	3,39E-05	6,32E-06	1,11E-06	2,04E-07	1,98E-08
3	1,00E-01	2,26E-02	4,72E-03	4,89E-04	5,49E-05	9,90E-06	1,59E-06	2,79E-07	2,85E-08
4	3,16E-01	2,63E-02	5,54E-03	5,78E-04	6,46E-05	1,14E-05	1,71E-06	2,84E-07	2,93E-08
5	1,00E+00	2,34E-02	4,91E-03	5,09E-04	5,63E-05	9,73E-06	1,33E-06	2,00E-07	2,04E-08
6	3,00E+00	1,57E-02	3,26E-03	3,35E-04	3,65E-05	6,17E-06	7,65E-07	1,00E-07	1,01E-08
7	1,00E+01	6,46E-03	1,27E-03	1,27E-04	1,37E-05	2,25E-06	2,41E-07	2,39E-08	2,35E-09
8	3,16E+01	1,45E-03	2,01E-04	1,74E-05	1,80E-06	2,84E-07	2,41E-08	1,07E-09	9,84E-11
9	1,00E+02	6,19E-04	3,35E-05	5,25E-07	1,80E-08	1,70E-09	1,13E-10	4,25E-13	2,84E-14
№	толщина защиты г/см <sup>2</sup>	протоны и ионы СКЛ							
		L <sub>0</sub> =7	L <sub>0</sub> =10	L <sub>0</sub> =15	L <sub>0</sub> =20	L <sub>0</sub> =25	L <sub>0</sub> =30	L <sub>0</sub> =40	L <sub>0</sub> =60
1	1,00E-02	3,54E+02	9,86E+01	1,36E+01	1,97E+00	3,25E-01	3,44E-02	1,99E-14	4,25E-20
2	3,16E-02	4,94E+01	1,27E+01	1,59E+00	2,06E-01	3,29E-02	2,89E-03	1,98E-14	4,25E-20
3	1,00E-01	5,20E+00	1,23E+00	1,42E-01	1,69E-02	2,66E-03	2,14E-04	1,96E-14	4,23E-20
4	3,16E-01	4,68E-01	1,04E-01	1,14E-02	1,29E-03	2,02E-04	1,56E-05	1,89E-14	4,19E-20
5	1,00E+00	4,12E-02	8,63E-03	9,11E-04	1,02E-04	1,59E-05	1,22E-06	1,79E-14	4,17E-20
6	3,00E+00	4,62E-03	7,94E-04	7,82E-05	8,61E-06	1,34E-06	1,02E-07	1,44E-14	3,84E-20
7	1,00E+01	8,03E-04	6,83E-05	4,10E-06	4,14E-07	6,35E-08	4,83E-09	8,67E-15	3,05E-20
8	3,16E+01	2,65E-04	1,45E-05	2,53E-07	1,13E-08	1,30E-09	9,44E-11	3,77E-15	1,65E-20
9	1,00E+02	7,16E-05	3,79E-06	5,02E-08	9,75E-10	2,51E-11	8,02E-13	1,04E-15	4,94E-21
№	толщина защиты г/см <sup>2</sup>	ВЭП и ТЗЧ СКЛ+ГКЛ							
		L <sub>0</sub> =7	L <sub>0</sub> =10	L <sub>0</sub> =15	L <sub>0</sub> =20	L <sub>0</sub> =25	L <sub>0</sub> =30	L <sub>0</sub> =40	L <sub>0</sub> =60
1	1,00E-02	3,54E+02	9,86E+01	1,36E+01	1,97E+00	3,25E-01	3,44E-02	1,38E-07	1,20E-08
2	3,16E-02	4,94E+01	1,27E+01	1,59E+00	2,06E-01	3,29E-02	2,89E-03	2,04E-07	1,98E-08
3	1,00E-01	5,22E+00	1,23E+00	1,42E-01	1,70E-02	2,67E-03	2,16E-04	2,79E-07	2,85E-08
4	3,16E-01	4,94E-01	1,10E-01	1,20E-02	1,35E-03	2,13E-04	1,73E-05	2,84E-07	2,93E-08
5	1,00E+00	6,46E-02	1,35E-02	1,42E-03	1,58E-04	2,56E-05	2,55E-06	2,00E-07	2,04E-08
6	3,00E+00	2,03E-02	4,05E-03	4,13E-04	4,51E-05	7,51E-06	8,67E-07	1,00E-07	1,01E-08
7	1,00E+01	7,26E-03	1,34E-03	1,31E-04	1,41E-05	2,31E-06	2,46E-07	2,39E-08	2,35E-09
8	3,16E+01	1,72E-03	2,16E-04	1,77E-05	1,81E-06	2,85E-07	2,42E-08	1,07E-09	9,84E-11
9	1,00E+02	6,91E-04	3,73E-05	5,75E-07	1,90E-08	1,73E-09	1,14E-10	4,26E-13	2,84E-14

**таблица 4** – ВБР ЭРИ по одиночным отказам в течение САС КА, вызванных средними потоками СКЛ и ГКЛ для различных значений L<sub>0</sub> (МэВ/(мг·см<sup>-2</sup>))

толщина защиты, г/см <sup>2</sup>	ВБР							
	L <sub>0</sub> =7	L <sub>0</sub> =10	L <sub>0</sub> =15	L <sub>0</sub> =20	L <sub>0</sub> =25	L <sub>0</sub> =30	L <sub>0</sub> =40	L <sub>0</sub> =60
1,00E-02	0,0000000	0,0000000	0,0000012	0,1394545	0,7225249	0,9661843	0,9999999	1,0000000
3,16E-02	0,0000000	0,0000030	0,2038626	0,8138055	0,9676292	0,9971131	0,9999998	1,0000000
1,00E-01	0,0053933	0,2909162	0,8671971	0,9831880	0,9973337	0,9997844	0,9999997	1,0000000
3,16E-01	0,6099978	0,8962463	0,9880935	0,9986463	0,9997866	0,9999827	0,9999997	1,0000000
1,00E+00	0,9374424	0,9865513	0,9985810	0,9998417	0,9999744	0,9999975	0,9999998	1,0000000
3,00E+00	0,9798851	0,9959542	0,9995869	0,9999549	0,9999925	0,9999991	0,9999999	1,0000000
1,00E+01	0,9927633	0,9986626	0,9998689	0,9999859	0,9999977	0,9999998	1,0000000	1,0000000
3,16E+01	0,9982865	0,9997845	0,9999823	0,9999982	0,9999997	1,0000000	1,0000000	1,0000000
1,00E+02	0,9993096	0,9999627	0,9999994	1,0000000	1,0000000	1,0000000	1,0000000	1,0000000

Примечание – Серым цветом выделены строки с характерными для РЭА толщинами защиты: от 1 до 3 г/см<sup>2</sup>.

## АНАЛИЗ ОДИНОЧНЫХ ЭФФЕКТОВ, СОЗДАВАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИМ ИОНИЗИРУЮЩИМ ИЗЛУЧЕНИЕМ В ИНТЕГРАЛЬНЫХ МИКРОСХЕМАХ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В таблице 4 представлены результаты расчёта ВБР по отношению к ОО в течение всего САС КА, полученные с применением формулы (3).

Как видно из таблицы 4 и рисунка, условие  $ВБР_{ЭРИ} \geq 0,999$  при характерных толщинах защиты от 1 до 3 г/см<sup>2</sup> (А1) выполняется при использовании ИМС с характеристиками:

$$L_0 \geq 20 \text{ МэВ}/(\text{мг} \cdot \text{см}^{-2}), \sigma_0 \leq 10^{-2} \text{ см}^2/\text{ЭРИ}. \quad (5)$$

При условии  $ВБР_{ЭРИ} \geq 0,99$  возможно применение менее отказоустойчивых ИМС со следующими характеристиками:

$$L_0 \geq 15 \text{ МэВ}/(\text{мг} \cdot \text{см}^{-2}), \sigma_0 \leq 10^{-2} \text{ см}^2/\text{ЭРИ}.$$

На основании полученных расчётных оценок можно сделать вывод, что ВБР приборов, содержащих микросхемы с  $L_0 < 15 \text{ МэВ}/(\text{мг} \cdot \text{см}^{-2})$  и  $\sigma_0 > 10^{-2} \text{ см}^2/\text{ЭРИ}$ , меньше, чем задаваемая в ТЗ, и, соответственно, такие ИМС нежелательно использовать в течение САС на борту КА.

В заключение следует отметить, что для более точного определения стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры к отказам и сбоям, помимо ограничений (4)–(5) на параметры сбое- и отказочувствительности ИМС (т.е. выбора стойких ИМС), важен учёт и других факторов, а именно: внутренняя компоновка прибора, количество «критичных» ЭРИ, способ их соединения, а также схемотехнические и программные способы парирования одиночных эффектов как на уровне отдельных микросхем, так и на уровне прибора в целом и, даже, на уровне КА (*Ионизирующие излучения космического пространства...*, 2013).

### список литературы

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. 2019. № 1. С. 3-9.

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

Козюков А.Е., Волков А.О. Декорпусирование электронной компонентной базы с обратной стороны для подготовки образцов к испытаниям на стойкость к воздействию тяжёлых заряженных частиц // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 60-71.

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

Кузнецов Н.В., Малышкин Ю.М., Николаева Н.И., Ныммик Р.А. и др. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий

на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. Вып. 2. С. 72-78.

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

ОСТ 134-1044-2007. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установление требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения.

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

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

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

Хамидуллина Н.М. Использование 3d-моделирования для расчета вероятности тиристорного эффекта в РЭА КА «СПЕКТР-Р» и «СПЕКТР-УФ» // Полет. 2009. № 9. С. 55-60.

Хамидуллина Н.М. Радиационная обстановка на трассе полета КА «ЭКЗОМАРС-2022»: научное издание «Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗОМАРС-2022» / Авт. сост. В.В. Ефанов; Под ред. д.т.н. В.В. Ефанова, к.э.н. Х.Ж. Карчаева. В 2-х т. Т. 1. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2020. С. 128-133.

Хамидуллина Н.М. Радиационные условия в период полета КА «ЭКЗОМАРС-2018». Требования к радиационной стойкости используемых в бортовой аппаратуре электрорадиоизделий // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 91-94.

Хамидуллина Н.М. Расчет одиночных сбоев в РЭА орбитальных обсерваторий на основе 3d-моделирования // Полет. 2009. № 7. С. 39-46.

Статья поступила в редакцию 18.10.2021

Статья после доработки 19.10.2021

Статья принята к публикации 19.10.2021

## МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СУБЪЕКТА ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

## MODEL OF THE PROCESS OF FUNCTIONING OF THE SUBJECT OF OPERATION OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY



**Ю.А. Гравченко<sup>1</sup>,**  
доцент, кандидат  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**Yu.A. Gravchenko**



**В.В. Козлов<sup>1</sup>,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**V.V. Kozlov**



**И.О. Кукушкин<sup>1</sup>,**  
доцент, кандидат  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**I.O. Kukushkin**

*В статье предложена модель процесса функционирования субъекта эксплуатации ракетно-космической техники. Модель строится на основе множества элементарных операций с учётом уровня компетентности персонала. Предложена методика формирования диаграммы Гантта с использованием графа отношений последовательности выполнения элементарных операций.*

*Ключевые слова:*  
*элементарная операция; компетенция;*  
*граф отношения; диаграмма Гантта.*

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.011

### ВВЕДЕНИЕ

Эксплуатация ракетно-космической техники (РКТ) – сложный, трудоемкий процесс. Как правило, на разных уровнях в этот процесс одновременно вовлечены сотни, а иногда и тысячи людей. Это кратко усложняет задачи организации и контроля эксплуатационных процессов (Баранов Л.Т., 2004), что в условиях ракетно-космического комплекса (РКК) приводит к увеличению сроков подготовки ракет космического назначения (РКН) к пуску, других эксплуатационных процессов (ЭП). Как правило, увеличение сроков ЭП связано, прежде всего, с нештатным

*The article proposes a model of the process of functioning of the subject of operation of rocket and space technology. The model is built on the basis of a set of elementary operations, taking into account the level of competence of the staff. a technique for forming a gantt diagram using a graph of relations of the sequence of elementary operations is proposed.*

*Keywords:*  
*elementary operation; competence;*  
*relationship graph; Gantt diagram.*

функционированием агрегатов и систем РКТ. Именно возможность перехода в нештатные состояния элементов РКТ затрудняет построение прогнозных оценок достижения цели (целей) функционирования РКК и планирование процессов эксплуатации (Шевченко С.Н., 2019; Шевченко С.Н., 2020).

Появление повреждений и отказов техники весьма трудно спрогнозировать – достоверный прогноз можно построить на основе моделей, учитывающих старение и износ оборудования, конструктивно-производственные дефекты, возможность возникновения

<sup>1</sup> Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

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

боевых повреждений и др. Учёт всех перечисленных факторов делает задачу практически необозримой, о чём свидетельствует ограниченность возможностей систем мониторинга технического состояния сложных технических систем. Проявление процессов нештатного функционирования может быть связано и с влиянием внешней среды. Внешняя среда оказывает воздействие на РКК постоянно. Расчётные значения её параметров, как правило, соответствуют её действительным значениям. Катастрофический выход из диапазона допустимых значений параметров внешней среды связан с событиями, вызванными обстоятельствами непреодолимой силы (война, массовые беспорядки, извержение вулкана, ураган, землетрясение, цунами и пр.). Основываясь на этих рассуждениях, выбирают ограничения для построения функциональных и прогнозных моделей.

Эти ограничения, как правило, связаны с допущениями о стабильности экономической и политической обстановки, других параметров внешней среды, стабильности и своевременности ресурсного обеспечения объектов РКК, о том, что скорость износа оборудования не оказывает на его эксплуатационно-технические характеристики существенного влияния в течение прогнозного периода, а вероятности выхода оборудования из строя не превышают значений, указанных в эксплуатационной документации (ЭД).

Таким образом, учитывая, что эксплуатация РКТ в настоящее время рассматривается как вид деятельности, требующий не только строгого выполнения требований ЭД, но и принятия решений в нештатных ситуациях, которые не описаны в ЭД (*Остапченко Ю.Б.*, 2016), планирование процессов функционирования субъектов эксплуатации РКТ должно осуществляться не только на основе анализа директивно заданных технологических графиков подготовки РКН, эксплуатации объектов РКК, но и с учётом реальных условий эксплуатации, т.е. с учётом повышения вероятности возникновения и развития нештатных ситуаций (*Гравченко Ю.А. и др.*, 2021).

Важным элементом исследуемого метода планирования является разработка моделей процесса подготовки РКН на технических и стартовых комплексах, моделей ситуационного управления эксплуатацией космических средств.

## **1. Формальная постановка задачи по разработке модели процесса функционирования субъекта эксплуатации РКТ**

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

### **1.1. Формальное описание модели процесса функционирования субъекта эксплуатации РКТ**

$E$  – множество элементарных операций (ЭО) процессов функционирования субъекта эксплуатации РКТ,

$$E = \{e_1, e_2, \dots, e_p\},$$

где  $e$  – элементарная операция процесса функционирования субъекта эксплуатации;

$p$  – общее количество ЭО процессов функционирования. При переходе системы в нештатное состояние множество  $E$  дополняется новыми ЭО, позволяющими обеспечить процесс функционирования субъекта эксплуатации (или его безопасное завершение).

Определение элементарной операции процесса функционирования субъекта эксплуатации (ПФСЭ) является логическим продолжением терминов (*ГОСТ Р 56715.5–2015*, 2016) «структура проекта (project structure): Совокупность всех элементов проекта (подпроектов, пакетов работ, работ) и связей между элементами» и «структура декомпозиции работ» (*ГОСТ Р 56715.5–2015*, 2016): «структура декомпозиции работ (work breakdown structure (WBS)): Структурная декомпозиция работ проекта, ориентированная на основные результаты проекта, определяющие его предметную область. Каждый нижестоящий уровень структуры представляет собой детализацию элемента высшего уровня проекта. Элементом проекта может быть как продукт, услуга, так и пакет работ или работа». Таким образом, ЭО ПФСЭ – результат декомпозиции работ проекта (или процесса), при котором дальнейшая детализация продукта, услуг, пакетов работ или работ невозможна или не целесообразна.

$T_e$  – множество характеристик продолжительности выполнения ЭО ПФСЭ,

$$T_e = \{t_{e1}, t_{e2}, t_{e3}, \dots, t_{ep}\},$$

где  $t_{e1}, t_{e2}, t_{e3}, \dots, t_{ep}$  – продолжительность выполнения ЭО ПФСЭ  $e_1, e_2, \dots, e_p$ .

$L_e$  – множество локаций выполнения ЭО ПФСЭ,

$$L_e = \{l_{e1}, l_{e2}, l_{e3}, \dots, l_{ew}\},$$

где  $l_{e1}, l_{e2}, l_{e3}, \dots, l_{ew}$  – локация выполнения ЭО ПФСЭ  $e_1, e_2, \dots, e_p$  (рабочее место, здание сооружение, географические координаты и т.п.);  $w$  – общее количество локаций в организации.

$H$  – множество переменных, характеризующее количество специалистов, необходимых для выполнения ЭО ПФСЭ,

$$H = \{h_1, h_2, h_3, \dots, h_p\},$$

где  $h_1, h_2, h_3, \dots, h_p$  – переменные, характеризующие количество специалистов, необходимых для выполнения ЭО ПФСЭ  $e_1, e_2, \dots, e_p$ .



$HR$  – множество должностных лиц, находящихся при исполнении своих должностных обязанностей.

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

$$|HR|=|D''|.$$

$K_H$  – множество компетентностных характеристик должностных лиц организации ( $|K_H|=|HR|$ ).

$R_e$  – множество отношений последовательности выполнения ЭО на множестве  $E^2$ . Отношения формируются по формулам логики последовательности выполнения ЭО:

- $R1_e$  «операция  $e_i$  выполняется строго после  $e_j$ »,
- $R2_e$  «операция  $e_i$  выполняется сразу же после  $e_j$ »,
- $R3_e$  «операция  $e_i$  выполняется строго перед  $e_j$ »,
- $R4_e$  «операция  $e_i$  выполняется непосредственно перед  $e_j$ »,
- $R5_e$  «операция  $e_i$  выполняется после или одновременно с  $e_j$ »,
- $R6_e$  «операция  $e_i$  выполняется перед или одновременно с  $e_j$ »,
- $R7_e$  «операция  $e_i$  выполняется одновременно с  $e_j$ »,
- $R8_e$  «операция  $e_i$  должна быть выполнена»,
- $R9_e$  «операция  $e_i$  не должна быть выполнена».

При этом следует отметить свойства некоторых отношений  $R_e$ :

1. Каждое из отношений множества  $R_e$  рефлексивно, т.е.  $(\forall e_i \in E)(e_i R_e e_i)$  Операция  $e_i$  выполняется одновременно с операцией  $e_i$ .

2. Отношения  $R1_e, R2_e, R3_e, R4_e, R5_e, R6_e$  транзитивны, антисимметричны.

3. Отношения  $R7_e, R8_e, R9_e$  транзитивны, симметричны.

## 1.2. Постановка задачи по поиску рациональной последовательности элементарных операций

При заданных характеристиках  $E, T_e$  процесса функционирования субъекта эксплуатации РКТ, известных характеристиках  $H, HR, R_e, L_e, K_H$ , субъекта эксплуатации РКТ определить минимально возможное время выполнения совокупности ЭО в исследуемом периоде.

Дано:  $E, T_e, L_e, R_e, H, HR, K_H$ .

Найти:  $\arg \min_{L_e, R_e, H, HR, K_H = \text{const}} T_e(R1_e \cup R2_e \cup R3_e \cup R4_e \cup R5_e \cup R6_e \cup R7_e \cup R8_e \cup R9_e)$ .

## 2. Основные подходы к организации процесса функционирования субъекта эксплуатации РКТ

Воспользуемся кодированием отношений последовательности выполнения ЭО на множестве  $E^2$  при помощи простых чисел. Суммируя графы отношений  $R_e$ , получим обобщенное отношение последовательности выполнения ЭО на множестве  $E^2$ . Таким образом, поиск  $\arg \min_{L_e, R_e, H, HR, K_H = \text{const}} T_e(R_e)$  сводится к поиску и анализу путей в графе  $R_e$  с последующими оптимизационными итерациями. Ниже приводится перечень шагов, которые необходимо предпринять, чтобы решить задачу поиска  $\arg \min_{L_e, R_e, H, HR, K_H = \text{const}} T_e(R_e)$ . Для наглядной иллюстрации метода рассмотрим конкретный пример: пусть некоторая совокупность ЭО имеет характеристики, приведённые в таблице.

1. Суммируем графы отношений  $R1_e \dots R9_e$ . При попадании разных кодов в одну ячейку перемножаем их (это необходимо на случай формирования сложных составных отношений на множестве  $E^2$  ЭО). Получаем обобщённый граф:

$$R_e = R1_e + R2_e + R3_e + R4_e + R5_e + R6_e + R7_e + R8_e + R9_e,$$

матрица смежности которого приведена на рисунке 1.

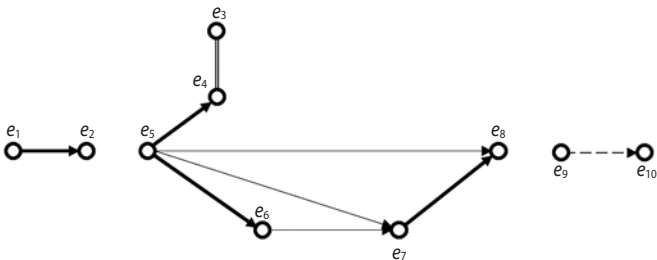
**таблица** – Характеристики взаимосвязанных элементарных операций

ЭО	$R1_e$	$R2_e$	$R3_e$	$R4_e$	$R5_e$	$R6_e$	$R7_e$	$R8_e$	$R9_e$	$H$	$L_e$	$T_e$
$e_1$			$e_2$	$e_2$						2	1	0,5
$e_2$	$e_1$	$e_1$								3	1	2
$e_3$							$e_4$			4	1	3
$e_4$		$e_5$					$e_3$			1	2	3
$e_5$			$e_7$	$e_4, e_6$		$e_8$				5	2	2
$e_6$		$e_5$	$e_7$							3	2	3
$e_7$	$e_6, e_5$			$e_8$						2	2	3,5
$e_8$		$e_7$			$e_5$					2	2	2,5
$e_9$						$e_{10}$				4	3	2,1
$e_{10}$					$e_9$					2	3	0,5
код отношения	2	3	5	7	11	13	17	1	0			

	$e_1$	$e_2$	$e_3$	$e_4$	$e_5$	$e_6$	$e_7$	$e_8$	$e_9$	$e_{10}$
$e_1$	1	5*7								
$e_2$	2*3	1								
$e_3$			1	17						
$e_4$			17	1	3					
$e_5$				7	1	7	5	13		
$e_6$					3	1	5			
$e_7$					2	2	1	7		
$e_8$					11		3	1		
$e_9$									1	13
$e_{10}$									11	1

**рисунок 1.** Матрица смежности отношений последовательности выполнения ЭО на множестве  $E^2$

При этом, чтобы исключить возможные ошибки, целесообразно проверить матрицу смежности на наличие в ней некорректно поставленных кодов. Для этого следует проверить коды отношений в строках и столбцах матрицы на наличие бинарных отношений, дающих биекции  $\varphi_b: R1_e \rightarrow R3_e$  и  $\varphi_b^{-1}: R3_e \rightarrow R1_e$



**рисунок 2.** Граф отношений  $R3_e, R4_e, R6_e, R7_e$ , последовательности выполнения ЭО на множестве  $E^2$

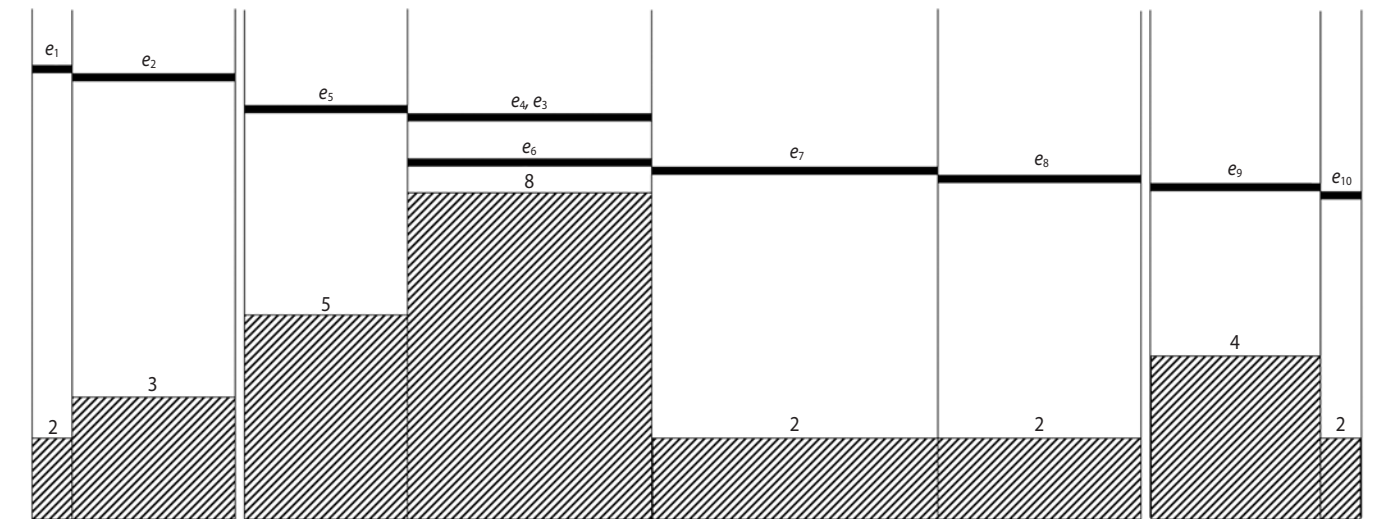
( $R1_e$  – «операция  $e_i$  выполняется строго после  $e_j$ »,  $R3_e$  – «операция  $e_j$  выполняется строго перед  $e_i$ »). Для нашей задачи такие биекции дают отношения  $R1_e, R2_e, R3_e, R4_e, R5_e, R6_e$ , при этом объединения отношений  $R1_e \cup R3_e, R2_e \cup R4_e, R5_e \cup R6_e$  и отношение  $R7_e$  являются симметричными. В случае если перечисленные отношения не прошли проверку на биективность – значит, при определении отношений допущена ошибка.

Начертим диаграмму графа отношений последовательности выполнения ЭО (рисунок 2).

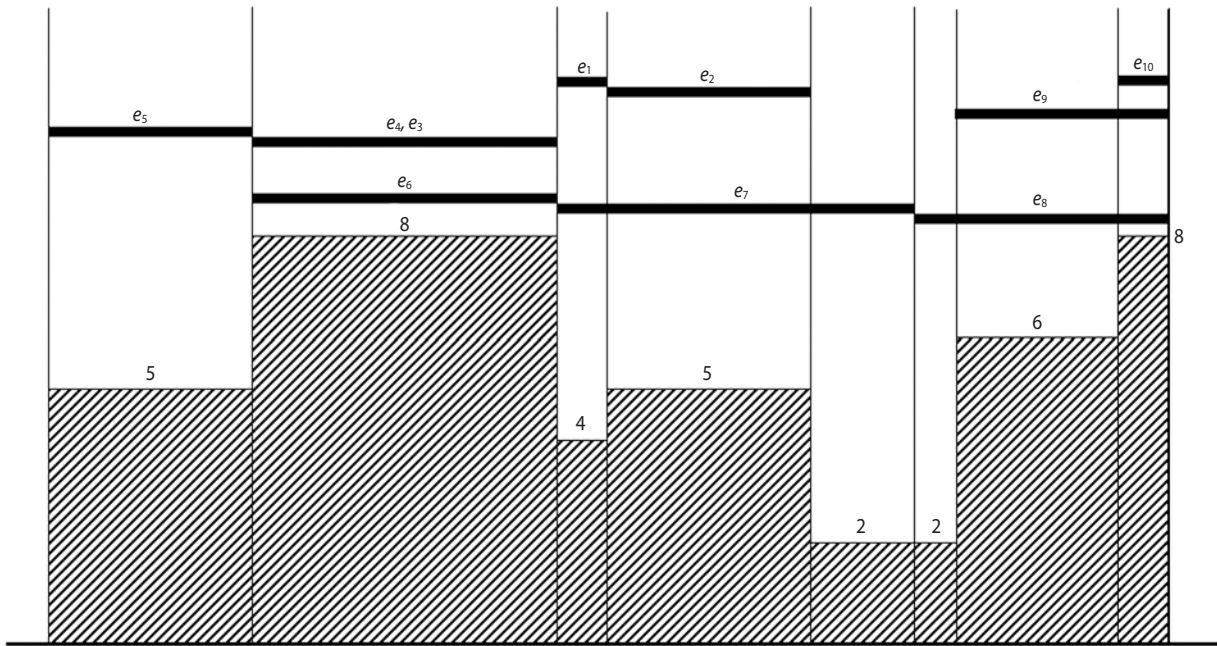
Отношения на диаграмме обозначены в виде связи вершин. Отношение  $e_i R3_e e_j$  «операция  $e_i$  выполняется строго перед  $e_j$ », закодированное простым числом 5, обозначено сплошной дугой со стрелкой. Отношение  $e_i R4_e e_j$  «операция  $e_i$  выполняется непосредственно перед  $e_j$ », закодированное простым числом 7, обозначено сплошной тонкой линией со стрелкой. Отношение  $e_i R6_e e_j$  «операция  $e_i$  выполняется перед или одновременно с  $e_j$ », закодированное простым числом 13, обозначено прерывистой тонкой линией. Отношение  $e_i R7_e e_j$  «операция  $e_i$  выполняется одновременно с  $e_j$ », закодированное простым числом 17, обозначено двойной линией. Другие отношения, чтобы не усложнять рисунок, на диаграмму не нанесены.

2. Используя диаграмму графа отношений и матрицу смежности, строим диаграмму Гантта выполнения совокупности ЭО (рисунок 3). На этой же диаграмме представлена характеристика потребности в людских ресурсах при выполнении ЭО.

3. Следующий шаг – выполнение поиска  $\arg \min_{L_e, R_e, H, HR, K_H = \text{const}} T_e(R_e)$  при условии достаточности ресурса  $HR$  и его обеспеченности необходимыми  $K_H$ . Продолжительность каждой ЭО, трудозатраты на её выполнение задаются директивно. Множество локаций  $L_e$  выполнения ЭО ПФСЭ может быть учтено



**рисунок 3.** Диаграмма Гантта последовательности выполнения ЭО ( $T_e(R_e)=16,1$ )



**рисунок 4.** Диаграмма Гантта последовательности выполнения ЭО после завершения процедуры поиска  $\arg \min_{L_e, R_e, H, HR, KH = \text{const}} T_e(R_e), (T_e(R_e) = 11)$

при необходимости перемещения между рабочими местами одних и тех же исполнителей как еще одна ЭО. Оптимизационным потенциалом обладают ЭО, связанные отношениями  $R5_e, R6_e$  а также подграфы ЭО, не связанные никакими отношениями (т.к. могут быть выполнены на любом этапе ПФСЭ). Отношения  $R1_e, R3_e$  также позволяют вносить изменения в порядок следования ЭО, т.к. не требуют выполнения предыдущей операции непосредственно перед началом следующей. Результаты проведения подобных процедур приведены на рисунке 4.

Формально указанный поиск представляет собой итерационную процедуру определения последовательности выполнения ЭО при заданных ограничениях. Эта процедура достаточно легко может быть автоматизирована (реализована в виде программного продукта) даже при условии большого количества ЭО (десятки тысяч).

При использовании современных методов планирования диаграмма Гантта, изображенная на рисунке 4, считалась бы окончательным вариантом прогноза (планом работ). Однако при наличии исходных данных, содержащих  $K_H$  (множество компетентных характеристик должностных лиц организации (подразделения)), необходимо оценить и влияние компетенций на продолжительность выполнения ЭО. Используя подход к определению компетенции как библиотеки алгоритмов участия должностного лица в эксплуатационных процессах (Гравченко Ю.А. и др., 2020), можно предположить, что показатель уровня освоения компетенции должностным

лицом – аналог вероятности выполнения им соответствующей операции. Отсюда, опираясь на рассуждения о том, что компетентный специалист справится с работой своевременно или раньше, некомпетентный не справится никогда или справится за рамками-допустимых временных ограничений, можно утверждать, что существует некая зависимость между уровнем компетентности и длительностью выполнения операции (ЭО) эксплуатационного процесса должностным лицом. Для вывода этой зависимости определим исходные данные: это  $t_e$  – продолжительность выполнения ЭО ПФСЭ;  $k$  – показатель уровня освоения компетенции, влияющей на возможность должностного лица выполнить ЭО ПФСЭ. Если  $k$  – показатель уровня освоения компетенции, тогда значение  $1-k$  – показатель некомпетентности должностного лица в указанном вопросе. Учитывая, что значение превышения продолжительности выполнения ЭО ПФСЭ пропорционально величине  $1-k$  и обратно пропорционально  $k$ , мы можем записать, что окончательная продолжительность выполнения операции  $t_e^o$  может быть вычислена по формуле

$$t_e^o = t_e + t_e \frac{a(1-k)}{b \cdot k}, \quad (1)$$

где  $a, b$  – коэффициенты, зависящие от сложности выполнения ЭО ПФСЭ. Другими словами, это коэффициенты, показывающие, насколько компетентным должно быть должностное лицо, чтобы выполнить ЭО правильно и своевременно.

Зависимость длительности выполнения ЭО для различных  $a, b$  представлена на рисунке 5.

Безусловно, существуют такие работы, ЭО, пакеты работ, выполнение которых компетентными специалистами возможно ранее директивно назначенных сроков. В этом случае в формулу (1) добавляется дополнительный компонент, характеризующий максимально быстрое достижение цели (целей) работ, ЭО, пакетов работ. Например, в случае возможности сокращения директивных сроков выполнения работ на половину формула (1) примет вид:

$$t_e^o = t_e - \frac{1}{2}t + t_e \frac{a(1-k)}{b \cdot k}. \quad (2)$$

Тогда зависимость длительности выполнения ЭО от уровня освоения компетенции для нашего случая примет вид, показанный на рисунке 6.

Следует учитывать, что в практике эксплуатации РКК выполнение ЭО, работы, пакетов работ, ранее директивно назначенных сроков, как правило, маловероятно (Баранов Л.Т., 2004). Это возможно в случае неверного определения продолжительности операции на предприятии, производящем оборудование, или при изменении технологии работы с оборудованием, или после выполнения глубокой модернизации оборудования.

4. Следующий шаг – новый поиск  $\arg \min_{L_e, R_e, H, HR, K_H} T_e^o(R_e)$  при условии достаточности ресурса  $HR$  и его обеспеченности необходимыми  $K_H$ , но на этот раз продолжительность каждой ЭО не задаётся директивно, а определяется с помощью формул (1), (2). Как и на предыдущем шаге, такой поиск представляет собой итерационную процедуру определения последовательности выполнения ЭО при заданных ограничениях. При этом совершенно очевидно, что более длительные и с высокими

требованиями к уровню подготовки персонала (соотношение  $a/b$ ) ЭО требуют более компетентных исполнителей, а «короткие» ЭО с невысокими требованиями к уровню подготовки ( $a/b \ll 1$ ) могут быть выполнены должностным лицом с любым уровнем компетентности.

Формальная запись последовательности выполнения итерационной процедуры примет вид:

1.  $\phi 1; E \rightarrow HR$  – первоначальное распределение персонала по множеству ЭО (может выполняться произвольно).

2.  $\phi 2; \phi 1_i \rightarrow K_H$  – получение информации о компетентности должностных лиц, исполняющих ту или иную операцию.

3.  $\phi 3; \phi 2_i \rightarrow T_e$  – получение множества данных о директивно определённой длительности ЭО.

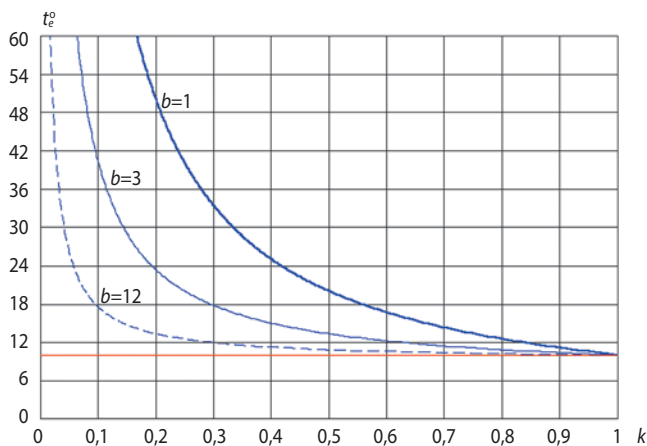
4.  $\phi 4; \phi 3_i \rightarrow T_e^o$  – получение множества данных о продолжительности выполнения операций  $t_e^o$  персоналам соответствующей компетенции.

Далее следует итерационный поиск  $\arg \min_{L_e, R_e, H, HR, K_H} T_e^o(R_e)$  с построением диаграммы Ганта.

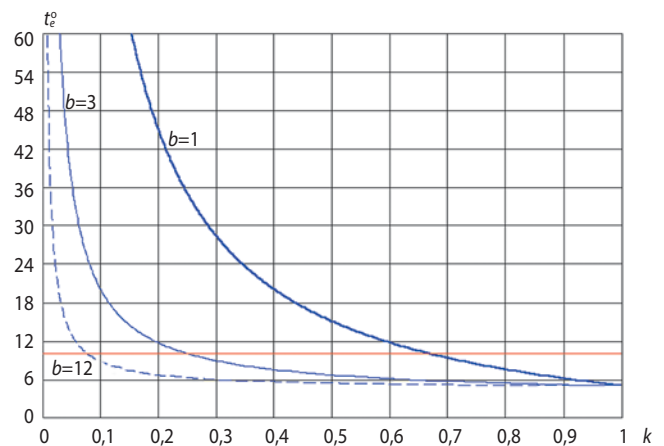
5. Получение множества вариантов  $\arg \min_{L_e, R_e, H, HR, K_H} T_e^o(R_e)$  с последующим выбором наиболее подходящего. Выполняется путем перемещения более компетентных специалистов на более сложные и длительные работы, менее компетентных – на более простые и короткие с последующим определением  $t_e^o$ .

Таким образом, будет получен реальный график работ (диаграмма Ганта) с конкретными временными значениями окончания работ – директивно определёнными и определёнными с учётом уровня подготовленности личного состава.

Возможны и другие варианты результатов прогнозирования – определение времени окончания работ



рисунк 5. Зависимость времени выполнения ЭО от показателя уровня освоения компетенции для  $t_e=10$  и  $a=1$



рисунк 6. Зависимость времени выполнения ЭО от показателя уровня освоения компетенции для  $t_e=10$  и  $a=1$  и возможности сокращения директивных сроков выполнения работ на половину

личным составом с высоким уровнем компетентности, определение времени окончания работ личным составом с низким уровнем компетентности, опытным личным составом, личным составом без опыта выполнения работ и т.п.

При прогнозировании способности субъекта эксплуатации достигать цели функционирования с помощью модели процесса функционирования субъекта должны быть учтены ЭО перехода системы в нештатные состояния. При этом нештатные состояния в системе эксплуатации РКК должны пониматься как нештатные состояния организационно-технической системы, т.е. учитывать следует не только технический аспект её функционирования – неисправность оборудования, но и характеристики субъекта – нехватку персонала, нехватку компетентного персонала, нехватку опыта у личного состава и т.д. Количество возможных вариантов перехода системы в нештатные состояния чрезвычайно велико, выполнить предварительный анализ каждого из вариантов весьма сложно, особенно с учётом сочетаний нештатных состояний элементов системы, поэтому при переходе системы в нештатные состояния прогнозная оценка длительности выполнения совокупности ЭО должна выполняться заново, с учётом мнения компетентного специалиста.

Прогнозирование результата выполнения работ и планирование работ взаимосвязаны. Для получения прогноза вовсе не обязательно детально рассматривать весь процесс выполнения работ, каждую из ЭО. Однако, в целях повышения информационных возможностей системы эксплуатации РКТ в целом, в информационную систему обеспечения процесса эксплуатации РКТ целесообразно включить модуль мониторинга и планирования работ в «режиме реального времени», т.е. с возможностью оперативного внесения изменений в план эксплуатации РКТ.

## заключение

Предложенный метод поиска рациональной последовательности элементарных операций построен на основе анализа процесса функционирования субъекта эксплуатации РКТ. Метод состоит в определении отношений логики последовательности выполнения ЭО ПФСЭ с последующим построением графа отношений последовательности выполнения ЭО и диаграммы Ганта.

Модель процесса функционирования субъекта эксплуатации РКТ позволяет строить график выполнения работ с учётом уровня компетентности персонала и его наиболее предпочтительного распределения по работам ПФСЭ. Такая модель позволяет получить варианты прогноза для различных альтернатив.

При построении графика выполнения работ с учётом уровня компетентности персонала могут быть учтены ЭО перехода системы в нештатные состояния. Длительность таких ЭО может быть определена на основе гипотезы о том, что высококомпетентное должностное лицо быстро определит причину нештатного состояния системы и примет решение на управление, вводя в матрицу смежности отношений последовательности выполнения ЭО на множестве  $E^2$  дополнительные ЭО, необходимые для функционирования системы, а при недостаточном уровне компетентности – обратится к экспертам.

Предложенный метод прогнозирования может быть полезен при составлении планов эксплуатации РКК, при выполнении комплексов работ, связанных с космической деятельностью.

## список литературы

*Баранов Л.Т.* Управление эксплуатацией космических средств. Министерство обороны РФ, 2004. 413 с.

*ГОСТ Р 56715.5–2015.* Проектный менеджмент. Системы проектного менеджмента. Часть 5. Термины и определения. Введён впервые 17.11.2015. М.: Стандартинформ, 2016. 11 с.

*Гравченко Ю.А., Козлов В.В., Кукушкин И.О.* Модель субъекта эксплуатации ракетно-космической техники // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 72-77.

*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.

*Остапенко Ю.Б.* Модели и средства подготовки персонала наземных служб гражданской авиации к принятию решений по выходу из нештатных ситуаций с применением комплексной автоматизированной системы: дис. ... канд. техн. наук: 05.22.14; защищена 02.06.2017; утв. 22.12.2017. СПб.: Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации, 2016. 163 с.

*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*

## ИМПУЛЬСНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ИНЖЕКТОР «ИПИ-500» ДЛЯ НАУЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА БОРТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

**А.В. Богатый<sup>1</sup>,**  
*riame3@sokol.ru;*  
**A.V. Bogatyı**

**Ю.К. Бедрин<sup>2</sup>,**  
*bedrin@avecs.ru;*  
**Yu.K. Bedrin**

**Н.В. Любинская<sup>1</sup>,**  
*кандидат*  
*технических наук,*  
*riame3@sokol.ru;*  
**N.V. Lyubinskaya**

**М.К. Нагапетян<sup>2</sup>,**  
*nagapetyanmk@avecs.ru;*  
**M.K. Nagapetyan**

**В.К. Тютин<sup>1</sup>,**  
*кандидат*  
*технических наук,*  
*riame3@sokol.ru;*  
**V.K. Tyutin**

**В.Н. Яковлев<sup>1</sup>,**  
*riame3@sokol.ru;*  
**V.N. Yakovlev**

*Работа посвящена разработке и результатам испытаний блока научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором «ИПИ-500», предназначенным для научных экспериментов на борту Международной космической станции. Рассмотрены основные задачи космических экспериментов. Созданы макет инжектора и опытный образец научной аппаратуры с инжектором «ИПИ-500» с четырьмя разрядными каналами коаксиальной геометрии. Выполнены экспериментальные исследования основных параметров макета инжектора. Проведены испытания блока научной аппаратуры с инжектором «ИПИ-500» и обсуждены их результаты.*

*Ключевые слова:*  
*импульсный плазменный инжектор;*  
*научная аппаратура; космический эксперимент;*  
*Международная космическая станция.*

DOI: 10.26162/LS.2021.54.4.012

<sup>1</sup> Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (НИИ ПМЭ МАИ), Россия, г. Москва.

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of the Moscow Aviation Institute (RIAME MAI), Russia, Moscow.

<sup>2</sup> Акционерное общество «Авиационная электроника и коммуникационные системы» (АО «АВЭКС»), Россия, г. Москва.

Joint Stock Company «Aviation Electronics and Communication Systems», Russia, Moscow.

## PULSED PLASMA INJECTOR «IPI-500» FOR SCIENTIFIC EXPERIMENTS ON BOARD THE INTERNATIONAL SPACE STATION

**Г.А. Дьяконов<sup>1</sup>,**  
*кандидат*  
*технических наук,*  
*riame3@sokol.ru;*  
**G.A. Dyakonov**

**О.В. Лапшинова<sup>3</sup>,**  
*olga.lapshinova@rsce.ru;*  
**O.V. Lapshinova**

**Г.А. Попов<sup>1</sup>,**  
*академик РАН,*  
*riame@sokol.ru;*  
**G.A. Popov**

**С.А. Семенихин<sup>1</sup>,**  
*кандидат*  
*технических наук,*  
*riame3@sokol.ru;*  
**S.A. Semenikhin**

*This paper focuses on the development and results of tests of the scientific equipment unit comprising pulsed plasma injector «IPI-500» designed for scientific experiments on board the International Space Station. The main tasks of space experiments are considered. A mock-up of the injector and a prototype of the scientific equipment with the injector «IPI-500» with four discharge channels of coaxial geometry are developed. Experimental studies of the main parameters of the injector mock-up were carried out. Tests of the scientific equipment unit with the injector «IPI-500» were carried out and their results are discussed.*

*Keywords:*  
*pulsed plasma injector;*  
*scientific equipment; space experiment;*  
*International Space Station.*

<sup>3</sup> Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» (ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»), Московская область, г. Королёв.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation «Energia» (RSC Energia), Russia, Moscow region, Korolev.

## введение

Блок научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором «ИПИ-500» является составной частью комплекса научной аппаратуры «ИПИ-500» и предназначен для использования на российском сегменте (РС) Международной космической станции (МКС) при проведении космического эксперимента в качестве средства инъекции в открытое космическое пространство импульсного потока плазмы. В состав комплекса входит также блок научной аппаратуры контроля вакуума и электрофизических параметров, предназначенный для регистрации параметров среды вблизи поверхности РС МКС.

Целью космического эксперимента (КЭ) на борту МКС является исследование геофизических эффектов и явлений при инъекции плазмы в ионосферу. К задачам измерений на РС МКС относятся:

- оценка возмущений параметров среды и электромагнитной обстановки в ближней зоне РС МКС при инъекции импульсных плазменных потоков;
- оценка влияния плазменных выбросов с борта РС МКС на развитие геофизических процессов: высыпаний частиц из радиационных поясов Земли, возмущений геомагнитного поля;
- оценка влияния возмущений среды на электрофизические параметры вблизи РС МКС;
- изучение управления зарядовым состоянием РС МКС при инъекции плазмы;
- анализ геофизических условий при проведении экспериментов.

Постановщиком КЭ, обеспечивающим научно-методическое руководство при подготовке и проведении КЭ, является Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн им. Н.В. Пушкова Российской академии наук (ИЗМИРАН). Участником КЭ и разработчиком блока научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором «ИПИ-500» является НИИ ПМЭ МАИ. Разработку системы питания и управления блока научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором осуществляет АО «АВЭКС». Участником КЭ и разработчиком блока научной аппаратуры контроля вакуума и электрофизических параметров среды вблизи поверхности РС МКС является акционерное общество «Научно-производственное объединение измерительной техники» (АО НПОИТ).

В состав участников КЭ входит также ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», отвечающее за техническую реализацию КЭ, установку на борт и техническое обеспечение функционирования аппаратного комплекса в составе РС МКС.

В статье приведены результаты разработки и наземных испытаний опытного образца блока научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором «ИПИ-500».

## 1. Блок научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором «ИПИ-500» для МКС

Разработка блока научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором «ИПИ-500» (блока НА ИПИ) проведена с учётом опыта лётной эксплуатации на борту РС МКС аппаратуры с импульсным плазменным инжектором «ИПИ-СМ». Инжектор «ИПИ-СМ» был выполнен по схеме плазменного ускорителя с разрядным каналом рельсового типа и с боковой подачей плазмообразующего рабочего вещества (фторопласта). После успешной работы на МКС в течение восьми месяцев инжектор вышел из строя вследствие аварийного электрического пробоя разрядного канала через открытые изоляторы и корпус блока импульсного плазменного ускорителя.

Для обеспечения безаварийной работы инжектора «ИПИ-500» в конструкции блока НА ИПИ была использована коаксиальная электродная система, особенностью которой является отсутствие открытого изолятора между электродами и корпусом. Это делает принципиально невозможным высоковольтный пробой через корпус по пути «катод – изолятор – корпус – изолятор – анод», а также позволяет надёжнее защищать токоведущие части инжектора от воздействия компонентов собственной внешней атмосферы МКС (Иванков А.А. и др., 2020).

В блоке НА ИПИ реализована конструктивная схема инжектора с четырьмя разрядными каналами, попарно связанными с двумя электрически независимыми конденсаторными накопителями энергии с энергоёмкостью 100 Дж каждый. Запасённого рабочего вещества в четырёх разрядных каналах блока НА ИПИ достаточно для решения задач, поставленных в КЭ. Блок НА ИПИ по существу представляет собой комплекс аппаратуры, состоящий из двух независимых инжекторов плазмы, что обеспечивает повышение его надёжности.

В состав блока НА ИПИ входят следующие элементы:

- блок импульсного плазменного ускорителя (блок ИПУ);
- платформа установочная;
- комплект защитных крышек.

Структурная схема блока ИПУ показана на рисунке 1.

Основными составными частями блока ИПУ являются:

- два блока накопителя энергии (БНЭ1 и БНЭ2);
- два блока инициирования разряда (БИР1 и БИР2);
- один двухканальный блок системы питания и управления СПУ-500;
- два кабеля межблочного соединения.

# ИМПУЛЬСНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ИНЖЕКТОР «ИПИ-500» ДЛЯ НАУЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА БОРТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

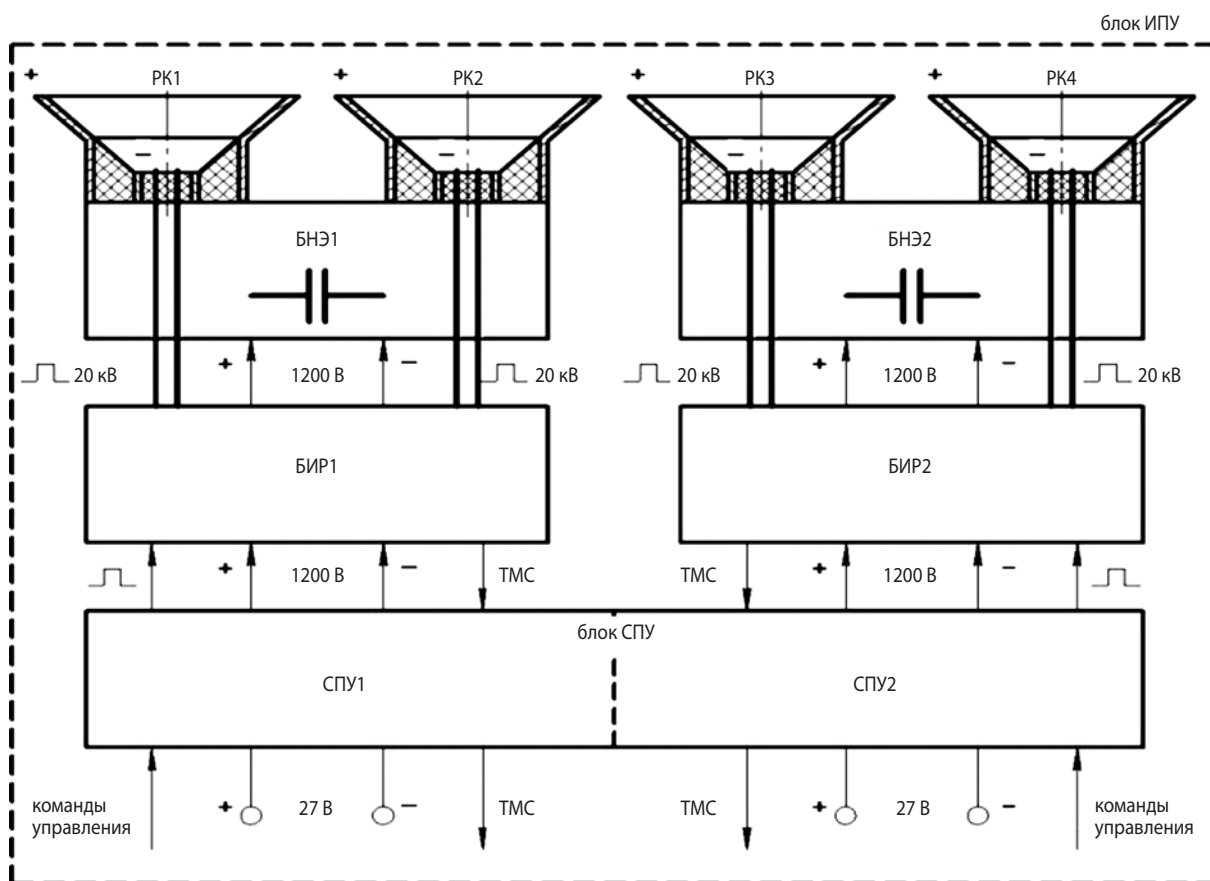


рисунок 1. Структурная схема блока ИПУ

Блок накопителя энергии БНЭ1 состоит из конденсаторного накопителя энергии и двух разрядных каналов РК1, РК2. Блок накопителя энергии БНЭ2 включает соответственно конденсаторный накопитель энергии и разрядные каналы РК3, РК4. Конденсаторная батарея каждого из накопителей состоит из 18 силовых импульсных конденсаторов, соединённых параллельно.

В конструкцию каждого из разрядных каналов входят электроды (катод и анод), цилиндрический блок рабочего вещества и свеча инициирования разряда, установленная внутри цилиндрического катода. Свеча инициирования разряда представляет собой керамический цилиндр с двумя отверстиями, в которых расположены электроды поджига. Снаружи разрядные каналы окружены металлическими экранами, предназначенными для защиты электродов от механических повреждений и от загрязнения.

В каждом из блоков БИР1 и БИР2 имеются по два независимых канала инициирования разряда.

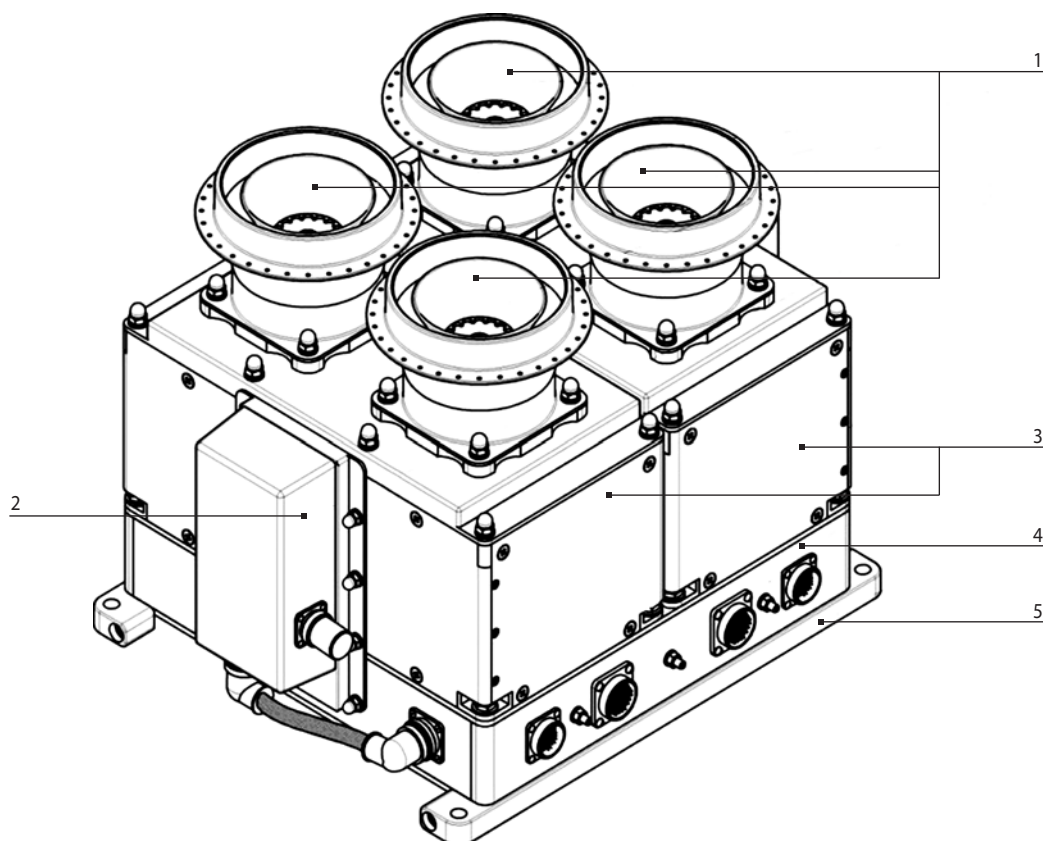
В двухканальный блок системы питания и управления СПУ-500 входят независимые каналы СПУ1 и СПУ2, в каждом из которых установлена своя автономная система электрического обогрева, предназначенная для поддержания теплового режима.

Для блока НА ИПИ были заданы следующие основные параметры:

- количество частиц в импульсе – не менее  $10^{18}$ ;
- концентрация ионов на срезе разрядного канала – не менее  $10^{16}$  1/см<sup>3</sup>;
- среднемассовая скорость – не менее 15 км/с;
- скорость частиц с высокой энергией – не менее 30 км/с;
- двойной угол разлёта частиц с высокой энергией – не более 30°;
- энергия в импульсе – до 100 Дж;
- суммарная наработка в течение срока эксплуатации на российском сегменте МКС – не менее  $0,135 \times 10^6$  импульсов;
- ресурс (по запасу рабочего вещества) – не менее  $10^6$  импульсов;
- частота импульсов: 1-й режим (при мощности до 300 Вт) –  $2,5^{-0,5}$  Гц, 2-й режим – единичные импульсы;
- масса блока НА ИПИ (включая блок СПУ-500) – не более 50 кг;
- рабочее вещество – фторопласт-4.

Принцип действия блока НА ИПИ основан на ускорении электромагнитными и газодинамическими силами плазменного сгустка, образующегося в результате абляции (испарения) и частичной ионизации





- 1** – разрядные каналы РК1, РК2, РК3, РК4; **2** – блоки инициирования разряда БИР1 и БИР2;  
**3** – блоки конденсаторного накопителя энергии БНЭ1 и БНЭ2;  
**4** – блок системы питания и управления СПУ-500; **5** – установочная платформа.

**рисунок 2.** Общий вид опытного образца блока НА ИПИ

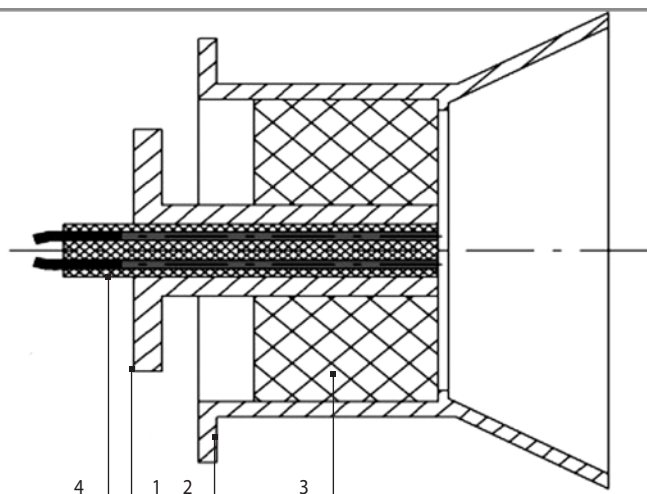
в электрическом разряде рабочего вещества (фторопласта). Электромагнитные и газодинамические силы возникают в разрядных каналах импульсного плазменного ускорителя при протекании тока в плазме и её нагреве. При этом разрядный ток проходит импульсами, а процесс образования и ускорения плазмы носит дискретный характер.

Схематично работа НА ИПИ осуществляется следующим образом: с помощью двухканального блока системы питания и управления СПУ-500 производится зарядка накопителей энергии, а с помощью блоков инициирования разряда – их срабатывание. Между электродами разрядного канала происходит электрический пробой, и под действием энергии разряда тонкий слой твёрдого рабочего вещества разогревается, испаряется, ионизируется и ускоряется электромагнитными и газодинамическими силами. Частота срабатывания ускорителей задаётся системой питания и управления. Рабочий процесс является импульсным, продолжительность единичного импульса не превышает 25 мкс.

Общий вид опытного образца блока НА ИПИ представлен на рисунке 2, а фотография этого блока в экранно-вакуумной теплоизоляции показана на рисунке 3.



**рисунок 3.** Блок НА ИПИ в экранно-вакуумной тепловой изоляции



**1** – катод; **2** – анод; **3** – блок рабочего вещества (фторопласта); **4** – свеча инициирования разряда.

**рисунки 4.** Схема разрядного канала макета инжектора блока НА ИПИ

## 2. Экспериментальные исследования параметров макета инжектора блока НА ИПИ

Макет инжектора блока НА ИПИ был создан в НИИ ПМЭ МАИ на этапе эскизного проектирования комплекса научной аппаратуры «ИПИ-500». Целями создания макета инжектора являлись:

- проверка в процессе испытаний технических решений, принятых при проектировании НА ИПИ;
- определение параметров импульсного потока плазмы на выходе разрядного канала;
- подтверждение возможности наработки, требуемой для одного разрядного канала блока НА ИПИ.

Макет инжектора представляет собой упрощённый вариант блока ИПУ. В его состав входят конденсаторный накопитель энергии (с 18 импульсными конденсаторами) и один разрядный канал, идентичные аналогичным элементам опытного образца блока НА ИПИ. В составе макета инжектора отсутствуют блок системы питания и управления и блок инициирования разряда. Их функции (электропитания, управления, инициирования разряда) выполняют стационарные системы экспериментального стенда. Схема разрядного канала макета инжектора блока НА ИПИ показана на рисунке 4, а фотография разрядного канала макета инжектора представлена на рисунке 5.

Экспериментальные исследования параметров макета инжектора блока НА ИПИ были выполнены на стенде НИИ ПМЭ МАИ в вакуумной камере с давлением остаточного газа  $\sim 5 \times 10^{-2}$  Па. В процессе экспериментов контролировались и измерялись следующие параметры: напряжение конденсаторного накопителя энергии, ёмкость накопителя энергии, частота следования импульсов, осциллограмма раз-



**рисунки 5.** Разрядный канал макета инжектора блока НА ИПИ

рядного тока, среднее значение силы тяги, создаваемой плазменным потоком, величины массы блока фторопласта до и после испытаний, продолжительность работы макета инжектора.

Энергия разряда макета инжектора определялась на основе измерений начального напряжения и ёмкости накопителя энергии. Среднее значение силы тяги, создаваемой плазменным потоком, измерялось с помощью маятникового устройства для измерения силы тяги с индуктивным датчиком смещения платформы.

Средний расход фторопласта за импульс  $m$  определялся как  $m=M/n$  по результатам измерений массы фторопласта  $M$ , израсходованной за серию из  $n \sim 10^4 - 10^5$  разрядных импульсов макета инжектора. Величина  $M$  находилась с помощью взвешивания блока фторопласта до и после испытаний.

Среднемассовая скорость потока плазмы определялась по результатам измерений среднего значения силы тяги плазменной струи, среднего расхода фторопласта за импульс и частоты следования импульсов.

Измеренные параметры конденсаторного накопителя энергии, а также энергия разряда макета инжектора соответствовали аналогичным параметрам составных частей блока ИПУ опытного образца блока НА ИПИ. В результате прямых измерений были определены следующие параметры макета инжектора:

- энергия разряда – 100,8 Дж;
- средняя тяга – 6,05 мН;
- расход рабочего вещества – 0,16 мг/импульс;
- среднемассовая скорость – 15,1 км/с.

Количество частиц в импульсе макета блока НА ИПИ было определено с использованием измеренного среднего расхода фторопласта за импульс и по оценкам, составило  $\sim 5,8 \times 10^{18}$ . Эта величина соответствует заданному числу частиц в импульсе.

Концентрация ионов на срезе разрядного канала, двойной угол разлёта и скорость частиц с высокой энергией на выходе макета инжектора оценивались по результатам экспериментальных исследований абляционных импульсных плазменных двигателей (АИПД) и ускорителей, аналогичных инжектору «ИПИ-500» по принципу действия, а также уровню энергии и разрядных токов (Губарев В.Я и др., 1973; Antropov N. et al., 2010; Popov G. et al. 2001; Kazeev M.N. et al., 2002; Antropov N. et al., 2008).

В работах (Antropov N. et al., 2010; Popov G. et al., 2001; Kazeev M.N. et al., 2002; Antropov N. et al., 2008) проведены измерения распределения концентрации электронов  $N_e$  в АИПД с помощью лазерного интерферометра с фотоэлектрической регистрацией сигнала. При исследованиях АИПД с энергией разряда 100 Дж были измерены значения концентрации электронов в разрядном канале и на выходе разрядного канала вблизи среза электродов (Antropov N. et al., 2010; Popov G. et al., 2001).

Можно считать, что концентрация ионов  $N_i$  в потоке плазмы импульсного плазменного инжектора вследствие преобладания однократной ионизации рабочего вещества равна концентрации электронов  $N_e$  ( $N_i \approx N_e$ ) и на основе измерений  $N_e$  могут быть получены данные о величине концентрации ионов  $N_i$ . Таким образом, значения концентрации ионов  $N_i$  в разрядных каналах макета инжектора и блока НА ИПИ, являющихся аналогами АИПД с энергией разряда 100 Дж, при  $N_i \approx N_e$  находятся в диапазоне  $N_i \approx (0,9-1,2) \times 10^{16}$  1/см<sup>3</sup>.

Двойной угол разлёта частиц с высокой энергией оценивался на основе изучения структуры плазменной струи. Предполагалось, что разлёт частиц с высокой энергией происходит в пределах границ плазменной струи и угол разлёта частиц плазмы может быть отождествлён с углом расходимости струи плазмы.

Границы плазменного потока и угол его расходимости определялись с помощью метода, использованного в работе (Antropov N. et al., 2010). Для визуализации картины течения плазмы в различных точках плазменного потока параллельно его продольной оси помещался тонкий заострённый клин, который мог перемещаться в потоке при помощи координатного устройства. Регистрация картины течения плазмы проводилась с помощью фотоаппарата или высокоскоростной фотокамеры с временным разрешением  $\sim 2$  мкс.

При обтекании клина сверхзвуковым потоком плазмы на острие клина генерировались косые скачки уплотнения. Вектор скорости плазмы направлен вдоль биссектрисы угла, образуемого косыми скачками уплотнения на клине. Путём измерения угла между направлением вектора скорости плазмы на границе потока и продольной осью разрядного канала можно найти угол расходимости потока и, следовательно,

определить угол разлёта частиц с высокой энергией. По оценкам, двойной угол расходимости струи плазмы и тождественный ему двойной угол разлёта частиц с высокой энергией не превышали  $\approx 20^\circ$ , что соответствует заданной величине.

Оценка скорости частиц с высокой энергией в макете инжектора и блоке НА ИПИ проведена исходя из результатов исследований коаксиального импульсного ускорителя плазмы сопоставимого уровня энергии, аналогичного инжектору плазмы и использующего фторопласт в качестве рабочего вещества (Губарев В.Я и др., 1973). В этой работе скорость струи плазмы на выходе ускорителя измерялась времяпролётным методом с помощью двух зондов. Измеренная величина скорости струи плазмы составила  $\approx 40$  км/с. Это значение скорости может быть отождествлено со скоростью частиц с высокой энергией плазменного потока.

Суммарная наработка макета инжектора за период экспериментальных исследований составила  $0,273 \times 10^6$  импульсов, что превышает требуемую наработку для одного разрядного канала блока НА ИПИ. Заданный ресурс блока НА ИПИ с четырьмя разрядными каналами должен составлять не менее  $10^6$  импульсов, то есть на один разрядный канал должно приходиться не менее  $0,25 \times 10^6$  импульсов. Таким образом, исследования параметров макета инжектора показали, что ресурс блока НА ИПИ с четырьмя идентичными разрядными каналами может превышать заданную величину  $10^6$  импульсов.

Результаты исследований макета инжектора и его аналогов показали соответствие физических параметров и ресурса блока НА ИПИ предъявляемым техническим требованиям. Эти испытания подтвердили правильность конструктивно-технических решений, выбранных на этапе эскизного проектирования блока НА ИПИ.

### 3. Результаты испытаний опытного образца блока НА ИПИ

Основные задачи наземных испытаний блока НА ИПИ заключались в следующем:

- оценка правильности выбранных конструктивных и технических решений, заложенных в опытный образец НА ИПИ при разработке, и их соответствие предъявляемым требованиям;
- проверка взаимодействия составных частей блока НА ИПИ;
- проверка работоспособности и отработка контрольно-проверочной аппаратуры НА ИПИ;
- отработка режимов работы, управления и контроля блока НА ИПИ;
- проверка работоспособности НА ИПИ после воздействия внешних факторов, имитирующих условия эксплуатации.

На опытном образце блока НА ИПИ были выполнены различные проверки, включавшие контрольные проверки (внешний осмотр, проверку комплектности блока, контроль габаритно-установочных размеров и др.), проверку массы блока НА ИПИ, проверку электрического сопротивления изоляции и сопротивления электрических цепей, проверку на функционирование при атмосферном давлении.

На блоке НА ИПИ был проведён полный цикл наземных испытаний (Шевченко С.Н., 2020), в том числе:

- испытания на воздействие механических нагрузений;
- климатические испытания;
- испытания по проверке режимов работы и определению потребляемой мощности;
- длительные испытания на функционирование в вакууме;
- испытания на электромагнитную совместимость;
- термовакуумные испытания.

Испытания по проверке режимов работы и определению потребляемой мощности, длительные испытания на функционирование в вакууме и термовакуумные испытания проводились в вакуумных камерах с давлением остаточного газа  $\sim 10^{-2} \dots 10^{-4}$  Па, а остальные испытания и проверки выполнялись при нормальном атмосферном давлении (101,3 кПа).

Испытания блока НА ИПИ осуществлялись с помощью контрольно-проверочной аппаратуры, состоявшей из блока имитации нагрузок, испытательной колодки и комплекта технологических кабелей. Испытательная колодка использовалась для управления работой блока НА ИПИ, а блок имитации нагрузок использовался только при испытаниях, проводившихся при нормальном атмосферном давлении.

Проведённые проверки показали, что измеренная масса опытного образца блока НА ИПИ составляет 37,2 кг, что не превышает заданную величину.

На экспериментальных стендах ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева» были проведены испытания блока НА ИПИ на воздействие механических нагрузений, в том числе испытания на прочность при транспортировании, на вибропрочность, на стойкость при ударно-импульсных нагрузениях и на воздействие линейных ускорений. Кроме того, были получены амплитудно-частотные характеристики и определены резонансы конструкции.

Опытный образец блока НА ИПИ без замечаний прошёл весь объём механических испытаний и сохранил работоспособность.

В процессе испытаний на воздействие климатических факторов в ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева» были проведены следующие испытания:

- на термостойкость при пониженной температуре;
- на термостойкость при повышенной температуре;
- на воздействие повышенной влажности.

Блок НА ИПИ прошёл испытания на воздействие климатических факторов без замечаний и показал соответствие предъявляемым техническим требованиям.

При испытаниях по проверке режимов работы и определению потребляемой мощности блока НА ИПИ в НИИ ПМЭ МАИ были выполнены проверки частоты следования импульсов и определено время непрерывной работы блока НА ИПИ. Кроме того, была выполнена проверка работы блока НА ИПИ с единичными импульсами, а также проведены проверки напряжения на клеммах накопителя энергии, амплитуды номинального тока блока НА ИПИ и определена потребляемая электрическая мощность блока НА ИПИ при работе с частотой  $2,5^{-0,5}$  Гц.

Опытный образец блока НА ИПИ прошёл испытания по проверке режимов работы и определению потребляемой мощности и показал соответствие предъявляемым требованиям.

В процессе длительных испытаний опытного образца блока НА ИПИ на функционирование в вакууме была достигнута наработка  $0,415 \times 10^6$  импульсов. В соответствии с предъявляемыми техническими требованиями суммарная наработка блока НА ИПИ в течение срока его эксплуатации в составе РС МКС должна быть не менее  $0,135 \times 10^6$  импульсов. Таким образом, результаты длительных испытаний блока НА ИПИ показали существенное превышение полученной суммарной наработки по числу разрядных импульсов по сравнению с наработкой, необходимой для реализации космического эксперимента.

Испытания опытного образца блока НА ИПИ на электромагнитную совместимость показали следующее:

- блок сохраняет работоспособность в условиях воздействия кондуктивных низкочастотных и высокочастотных помех, а также помех в цепях питания;
- блок не создаёт электромагнитных помех, превышающих предъявляемые требования;
- блок устойчив к воздействию внешних электромагнитных помех.

Цель термовакуумных испытаний заключалась в проверке работоспособности опытного образца блока НА ИПИ при его эксплуатации в условиях, приближенных к лётным испытаниям, правильности выбора средств обеспечения теплового режима при эксплуатации блока НА ИПИ, а также в проверке соответствия блока НА ИПИ техническим требованиям в части обеспечения теплового режима работы.

Термовакуумные испытания проведены на экспериментальном стенде ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева». При испытаниях в вакуумной камере поддерживалось давление остаточного газа от  $\sim 8 \times 10^{-4}$  Па до  $2,7 \times 10^{-4}$  Па и температура на криоэкрапах

от минус 160°C до минус 190°C. В процессе испытаний по результатам контроля телеметрических параметров блока НА ИПИ была установлена стабильная (без сбоев и отказов) работа НА ИПИ. Было установлено также, что средства обеспечения теплового режима обеспечивают поддержание рабочей температуры блока НА ИПИ в заданном диапазоне. Результаты термовакуумных испытаний показали, что блок НА ИПИ соответствует техническим требованиям в части обеспечения теплового режима эксплуатации на орбите движения МКС.

По результатам проведённых испытаний опытного образца блока НА ИПИ сделаны следующие выводы:

- блок стабильно и устойчиво работает в условиях, приближенных к натурным условиям;
- технические характеристики блока отвечают предъявляемым требованиям.

## закключение

Разработан блок научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором «ИПИ-500» (блок НА ИПИ) для Международной космической станции. Этот блок предназначен для инъекции импульсного потока плазмы в космическое пространство при проведении экспериментов по исследованию геофизических эффектов, проявляющихся при взаимодействии плазмы с окружающей средой.

Блок НА ИПИ имеет четыре коаксиальных разрядных канала, попарно связанных с двумя электрически независимыми конденсаторными накопителями энергии с энергоёмкостью 100 Дж каждый. Такая схема позволяет повысить надёжность научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором. Изготовлен макет инжектора с одним разрядным каналом, идентичным разрядным каналам блока НА ИПИ, а также опытный образец блока НА ИПИ. Проведены экспериментальные исследования макета инжектора, а также испытания блока НА ИПИ. По результатам исследований макета инжектора и его аналогов определены характеристики макета инжектора, параметры импульсного потока плазмы и частиц с высокой энергией на выходе разрядного канала.

На опытном образце блока НА ИПИ были выполнены испытания на воздействие механических нагрузений, климатические испытания, испытания по проверке режимов работы и определению потребляемой мощности, длительные испытания на функционирование в вакууме, испытания на электромагнитную совместимость, термовакуумные испытания.

Проведённые экспериментальные исследования макета инжектора и испытания опытного образца блока НА ИПИ показали, что технические характеристики блока НА ИПИ соответствуют предъявляемым требованиям. Так, среднemasсовая скорость потока плазмы

была равна 15,1 км/с, двойной угол разлёта частиц с высокой энергией составил  $\cong 20^\circ$ . Согласно оценкам, количество частиц в импульсе составляло  $\sim 5,8 \times 10^{18}$ , а значения концентрации ионов в разрядных каналах находились в диапазоне  $(0,9-1,2) \times 10^{16}$  1/см<sup>3</sup>.

В создании и наземных испытаниях блока научной аппаратуры с импульсным плазменным инжектором «ИПИ-500» для МКС активное участие принимал начальник отдела НИИ ПМЭ МАИ, кандидат технических наук Николай Николаевич Антропов (1943–2018). Он остался в памяти друзей и коллег как прекрасный и верный товарищ, талантливый руководитель научного коллектива и известный учёный в области создания электрореактивных двигателей космических аппаратов и импульсных плазменных инжекторов для космических комплексов «Мир» и РС МКС.

## список литературы

*Губарев В.Я. и др.* Экспериментальное определение скоростных характеристик импульсного эрозийного ускорителя // Плазменные ускорители / Под общей ред. академика Л.А. Арцимовича. М.: Машиностроение, 1973. С. 211-214.

*Иванков А.А., Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М.* Расчётное исследование собственной внешней атмосферы космических аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 30-37. DOI: 10.26162/LS.2020.49.3.004.

*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. DOI: 10.26162/LS.2020.48.2.006.

*Antropov N. et all.* Ablative Pulsed Plasma Thruster Study and Development for Small Spacecraft // The 5<sup>th</sup> International Spacecraft Propulsion Conference. Heraklion, Greece. 2008.

*Antropov N. et all.* Study of Physical Processes and Performance of Ablative Pulsed Plasma Thrusters // Space Propulsion 2010. San Sebastian, Spain. 3-6 May 2010.

*Kazeev M.N. et all.* Dynamics and Distribution of Electron Density in the Channel of Pulsed Plasma Thruster // The 38<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference. Indianapolis, USA. 2002.

*Popov G. et all.* Experimental Study of Plasma Parameters in High-Efficiency Pulsed Plasma Thrusters // The 27<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, IEPC-01-163. Pasadena, USA. 2001.

*Статья поступила в редакцию 28.07.2021*

*Статья после доработки 29.07.2021*

*Статья принята к публикации 29.07.2021*

## 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 генерального директора. 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. К статье следует приложить диск с файлами:
    - сформированной статьи;
    - рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
    - фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
    - сведений об авторах.
- 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 03.12.2021. формат 60×84/8.

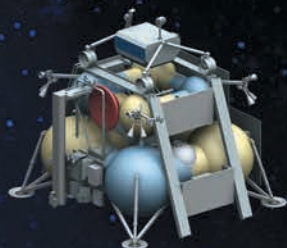
бумага офсетная. печать офсетная. объём 10,0 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в книжной типографии ИП Дудкин В.А.,  
614 090, Пермский край, г. Пермь, ул. Емельяна Ярославского, 42-10.

## РОССИЙСКАЯ ПРОГРАММА ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ АВТОМАТИЧЕСКИМИ КА

Планируется реализовать несколько лунных проектов, общей целью которых является получение базовых знаний о полярном реголите и полярной экзосфере в окрестности Южного полюса. Изучение полярных районов естественного спутника Земли имеет как чисто научное значение, связанное с разработкой проблем происхождения и эволюции Луны, а также практические вопросы выяснения возможностей освоения её в будущем таких как изучение распределения природных ресурсов (и прежде всего воды), исследование структуры и состава реголита, пылевых и микрометеоритных условий, радиационной обстановки и др.

ТАКИМ ОБРАЗОМ,  
ЗАПУСК  
АВТОМАТИЧЕСКОГО  
КА «ЛУНА-25» МОЖЕТ  
СТАТЬ ПЕРВЫМ  
ШАГОМ В ИЗУЧЕНИИ  
И ОСВОЕНИИ НАШЕЙ  
СТРАНОЙ ОДНОГО  
ИЗ НАИБОЛЕЕ  
ПЕРСПЕКТИВНЫХ  
ПОЛЯРНЫХ РАЙОНОВ,  
КОТОРЫЙ СТАНЕТ  
МЕСТОМ  
СТРОИТЕЛЬСТВА  
РОССИЙСКОЙ  
ПОЛЯРНОЙ ЛУННОЙ  
СТАНЦИИ



### ЛУНА-28 2028

несёт возвратную ракету, которая доставит на Землю образцы лунной «вечной мерзлоты» для детальных исследований, будет выяснено происхождение лунной воды, тогда можно ожидать в лунном веществе сложных высокомолекулярных соединений, включая аминокислоты



### ЛУНА-27 2025

продолжение исследования полярной области естественного спутника Земли, в частности, будут исследованы образцы полярного вещества взятые с глубины до двух метров, которые по современным представлениям, могут быть фрагментами льдистой «вечной мерзлоты»



### ЛУНА-26 2024

глобальный обзор лунной поверхности спутником на низкой полярной орбите, на основе этих данных будет выбран район посадки последующего автоматического КА



### ЛУНА-25 2022

впервые начнутся исследования Южного полярного района Луны

Межорбитальные космические буксиры (разгонные блоки) «Фрегат», «Фрегат-МТ», «Фрегат-СБ», «Фрегат-СБУ» значительно увеличивают возможности ракет космического назначения среднего класса «Союз-2» и «Союз-5» по выведению искусственных спутников Земли и межпланетных станций на высокоэнергетические орбиты и отлётные траектории. По массовым и энергетическим параметрам они обеспечивают оптимальные показатели этих ракет.

# 103/729

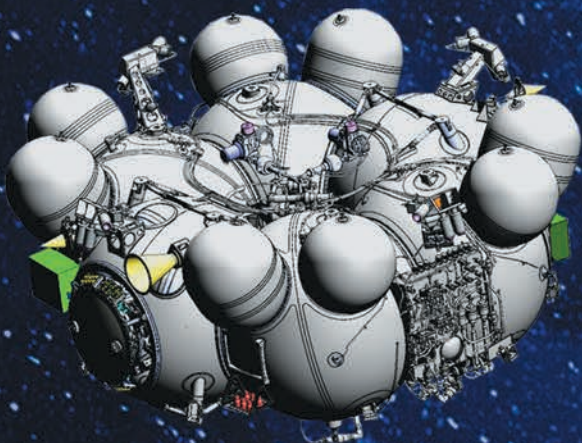
К МОМЕНТУ ВЫПУСКА ЖУРНАЛА ОСУЩЕСТВЛЕНО 103 ЗАПУСКА, ВЫВЕДЕНО 729 КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



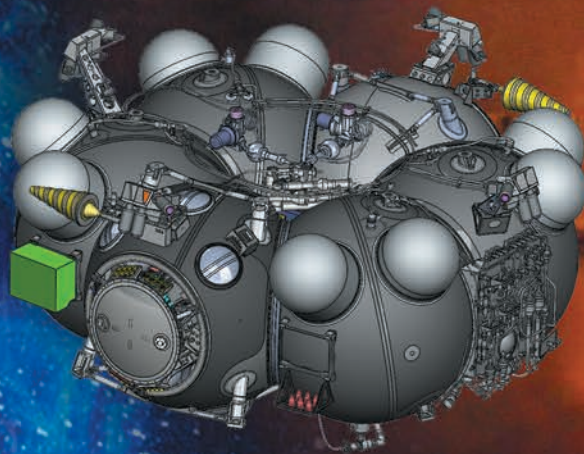
РБ «ФРЕГАТ»



РБ «ФРЕГАТ-СБ»



РБ «ФРЕГАТ-МТ»



РБ «ФРЕГАТ» С МАЛЫМИ  
ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМИ ЁМКОСТЯМИ