



60  
лет

# КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НИПОЛ

АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ, СОЗДАННЫЕ В НИПОЛ, ОБЕСПЕЧИВАЮТ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ НАУЧНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ И ВСЕЛЕННОЙ

ЗА ЭТОТ ПЕРИОД НАМИ СОЗДАНО 69 НАУЧНЫХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ, ЛУННЫХ СТАНЦИЙ И ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ



СПЕКТР-РГ

АРКТИКА-М

ИНТЕРБОЛ

СПЕКТР-Р

БЕРКУТ

ПРОГНОЗ

ЛУНА-25



**XLIX**  
**АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ**  
**ПО КОСМОНАВТИКЕ**  
 ПОСВЯЩЕННЫЕ ПАМЯТИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА  
 И ДРУГИХ ВЫДАЮЩИХСЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ УЧЕНЫХ —  
 ПИОНЕРОВ ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

28-31 января 2025

**ПИЛОТИРУЕМЫЙ И  
 АВТОМАТИЧЕСКИЙ КОСМОС:  
 КОНКУРЕНЦИЯ ИЛИ  
 ВЗАИМОДОПОЛНЯЮЩЕЕ  
 РАЗВИТИЕ**



**28-31 января 2025 года**  
 на базе МГТУ  
 имени Н.Э. БАУМАНА  
 состоялись  
**XLIX АКАДЕМИЧЕСКИЕ  
 ЧТЕНИЯ  
 ПО КОСМОНАВТИКЕ**



**КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ  
 ФЕДЕРАЛЬНОГО  
 ПРОЕКТА**

**СФЕРА**

РОСКОСМОС

БЕРКУТ-2X  
 СКИФ-Д  
 БЕРКУТ-2P  
 БЕРКУТ-2C  
 ГРИФОН  
 СМОРГ

МОЛОДЫМИ УЧЁНЫМИ,  
 АСПИРАНТАМИ  
 И СПЕЦИАЛИСТАМИ  
**НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА**  
 ПРЕДСТАВЛЕНО 14 ДОКЛАДОВ  
 НА СЕКЦИИ № 18  
 имени ГЕОРГИЯ НИКОЛАЕВИЧА  
 БАБАКИНА



**АКТУАЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ  
 И ПЕРСПЕКТИВЫ РОССИЙСКОЙ  
 КОСМИЧЕСКОЙ ИНДУСТРИИ**

ЮРИЙ ВОРИСОВ  
 федеральный директор государственной корпорации Роскосмос

**ПЕРЕДОВЫЕ ИНЖЕНЕРНЫЕ ШКОЛЫ**

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ  
 НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО СОТРУДНИЧЕСТВА

01	02	03	04	05
06	07	08	09	10
11				



## с о д е р ж а н и е

**Ширшаков А.Е., Моишеев А.А., Шостак С.В., Ефанов В.В.**  
На земле, в небе и в космосе (к 60-летию космической деятельности АО «НПО Лавочкина»). Часть 2. В космос! .....3

**Зеленый Л.М., Могилевский М.М.**  
По следам проекта «ИНТЕРБОЛ» .....17

**Оседло В.И., Калегает В.В., Климов П.А., Свертилов С.И., Тулупов В.И., Хамидуллина Н.М., Артемов М.Е.**  
К 60-летию космической деятельности АО «НПО Лавочкина»: годы сотрудничества с НИИЯФ им. Д.В. Скобельцына МГУ им. М.В. Ломоносова .....32

**Халилюлин И.Р., Макриденко Л.А., Геча В.Я., Желубенкова А.Б., Медушев С.В., Аронзон А.Н.**  
Плодотворному сотрудничеству АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и АО «НПО им. С.А. Лавочкина» – 60 лет .....39

**Боровин Г.К., Грушевский А.В., Лавренев С.М., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А.**  
К шестидесятилетию творческого сотрудничества НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в освоении космоса .....47

**Свертилов С.И., Богомолов В.В., Богомолов А.В., Гарипов Г.К., Июдин А.Ф., Калегает В.В., Климов П.А., Мягкова И.Н., Яшин И.В., Ширшаков А.Е., Хамидуллина Н.М.**  
К 60-летию космической деятельности «НПО имени С.А. Лавочкина»: основные результаты экспериментов с аппаратурой РЭЛЕК на борту космического аппарата «Вернов» (МКА-ФКИ № 2) .....59

**Кошлаков В.В., Ловцов А.С., Селиванов М.Ю., Томилин Д.А., Федянин Н.К.**  
Современные электроракетные двигательные установки для малых космических аппаратов .....66

**Гордиенко Е.С., Симонов А.В., Розин П.Е.**  
Об одном замечательном свойстве траекторий перелёта КА Земля – Луна с использованием высокоэллиптических орбит вокруг Земли. ....72

**Занин К.А., Клименко Н.Н.**  
Перспективы развития космических систем оптико-электронного наблюдения. Модульные плоские детекторы изображения с интерферометрическим синтезированием апертуры .....81

**Софьян А.П., Уханов И.Г.**  
Вероятные направления развития космической робототехники .....89

**Карпович Е.А., Комбаев Т.Ш.**  
Проектный облик и характеристики беспилотного самолёта вертикального взлёта и посадки для исследования Марса .....98

### ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

- журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК в категорию **K1** по группе научных специальностей: **2.5.13.** Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; **2.5.14.** Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; **2.5.16.** Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов
- основное содержание журнала – научные статьи (в том числе обзоры) по направлению технические науки (космонавтика и ракетостроение)
- журнал осуществляет рецензирование поступающих статей, соответствующих его тематике, редакция направляет авторам статей копии рецензий, рецензии хранятся в редакции пять лет
- журнал включён в систему Российского индекса научного цитирования (РИНЦ), лицензионный договор от 01.07.2021 № 208-07/2021
- в РИНЦ и на сайте издателя все полные тексты размещаются в открытом доступе
- значение пятилетнего импакт-фактора в РИНЦ – 0,659
- осуществляется доставка обязательного экземпляра в Российскую государственную библиотеку
- плата за публикацию статей не взимается
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- сведения о журнале, членах редакционной коллегии и редакционного совета, статьи, требования к оформлению представленных авторами рукописей, правила рецензирования приведены в журнале и на сайте издателя <https://www.laspaces.ru/ru/>
- подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» 000 ГК «УРАЛ-ПРЕСС» © АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

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

главный редактор  
**Карчаев Харун Жекерияевич,**  
 кандидат экономических наук

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

заместитель главного редактора  
**Ефанов Владимир Владимирович**  
 доктор технических наук, профессор

### редакционная коллегия

чл. СХ СССР, России	<b>В.М. Давыдов</b>
д.т.н.	<b>К.А. Занин</b>
д.т.н.	<b>Д.А. Кузнецов</b>
к.т.н.	<b>А.А. Моишеев</b>
к.т.н.	<b>И.В. Москатиньев</b>
д.т.н.	<b>А.Е. Назаров</b>
	<b>П.В. Федоркин</b>
д.т.н.	<b>В.С. Финченко</b>
к.т.н.	<b>А.Е. Ширшаков</b>

### редакционный совет

академик РАН	<b>О.М. Алифанов</b>
д.ф.-м.н., профессор	<b>В.В. Асмус</b>
д.т.н.	<b>С.Э. Зайцев</b>
академик РАН	<b>Л.М. Зелёный</b>
к.т.н.	<b>Е.Н. Кузин</b>
д.т.н., профессор	<b>А.А. Любомудров</b>
д.т.н., профессор	<b>Ю.А. Матвеев</b>
академик РАН	<b>Г.А. Попов</b>
д.т.н., профессор	<b>В.В. Хартов</b>
д.т.н., профессор	<b>Е.Н. Хохлачев</b>
д.т.н., профессор	<b>С.Н. Шевченко</b>
чл.-корр. РАН	<b>Б.М. Шустов</b>

журнал является  
 рецензируемым изданием

### учредитель

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

адрес учредителя совпадает с адресом редакции

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

ISSN 2075-6941



25001



9 772075 694002

chief editor

**Karchayev Kharun Zhekeriyevich,**  
Candidate of economic sciences

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

deputy chief editor

**Efanov Vladimir Vladimirovich**  
Doctor of engineering, Professor

**editorial board**

member of

UA USSR, URA

d.eng.

d.eng.

c.sc. (eng.)

c.sc. (eng.)

d.eng.

d.eng.

c.sc. (eng.)

*V.M. Davydov*

*K.A. Zanin*

*D.A. Kuznetsov*

*A.A. Moiseev*

*I.V. Moskatiniev*

*A.E. Nazarov*

*P.V. Fedorkin*

*V.S. Finchenko*

*A.E. Shirshakov*

**editorial council**

academician RAN

doctor of physical and mathematical sciences,

professor

d.eng.

academician RAN

c.sc. (eng.)

d.eng., professor

d.eng., professor

academician RAN

d.eng., professor

d.eng., professor

d.eng., professor

corresponding

member RAN

*O.M. Alifanov*

*V.V. Asmus*

*S.E. Zajcev*

*L.M. Zelenyi*

*E.N. Kuzin*

*A.A. Lyubomudrov*

*Y.A. Matveev*

*G.A. Popov*

*V.V. Khartov*

*E.N. Khokhlachev*

*S.N. Shevchenko*

*B.M. Shustov*

**the journal is a reviewed publication**

**f o u n d e r**

«LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»

the founder's address coincides with the editorial office address

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

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

**Shirshakov A.E., Moiseev A.A., Shostak S.V., Efanov V.V.**

On earth, in the sky and in space. On the 60<sup>th</sup> Anniversary of the Lavochkin Association space activities. Part 2. Spaceward! ..... 3

**Zelenyi L.M., Mogilevsky M.M.**

In the footsteps of INTERBALL project ..... 17

**Osedlo V.I., Kalegaev V.V., Klimov P.A., Svertilov S.I., Tulupov V.I., Khamidullina N.M., Artemov M.E.**

On the 60<sup>th</sup> anniversary of the space activities of Lavochkin Association: years of cooperation with the Skobel'syn Institute of Nuclear Physics of Lomonosov Moscow State University ..... 32

**Khalilyulin I.R., Makridenko L.A., Gecha V.Ya., Zhelubenkova A.B., Medushev S.V., Aronzon A.N.**

On 60<sup>th</sup> anniversary of fruitful cooperation between VNIIE Corporation, JSC and Lavochkin Association, JSC ..... 39

**Borovin G.K., Grushevskii A.V., Lavrenov S.M., Stepanyants V.A., Tuchin A.G., Tuchin D.A.**

On the occasion of sixtieth anniversary of the creative cooperation in space exploration between Lavochkin Association and Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS ..... 47

**Svertilov S.I., Bogomolov V.V., Bogomolov A.V., Garipov G.K., Iuydin A.F., Kalegaev V.V., Klimov P.A., Mjagkova I.N., Yashin I.V., Shirshakov A.E., Khamidullina N.M.**

On the 60<sup>th</sup> anniversary of the Lavochkin Association space activities: the main results of experiments with RELEC payload on-board Vernov spacecraft (MKA-FKI № 2) ..... 59

**Koshlakov V.V., Lovtsov A.S., Selivanov M.Yu., Tomilin D.A., Fedyanin N.K.**

Modern electric propulsion system for small satellites ..... 66

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

About a remarkable feature of the Earth-to-Moon SC flight trajectories using highly elliptical orbits' capability ..... 72

**Zanin K.A., Klimentenko N.N.**

Developmental potential of space optical-electronic surveillance systems. Modular flat image detectors with interferometric aperture synthesis ..... 81

**Sofin A.P., Ukhanov I.G.**

Probable directions for the development of space robotics ..... 89

**Karpovich E.A., Kombaev T.S.**

Design and analysis of an unmanned vertical takeoff and landing aircraft for Mars exploration ..... 98

**scientific and technical quarterly journal published since 2009**

- the journal is in the list of Russian peer-reviewed scientific journals of the Supreme Certification Committee of the Russian Federation, in category K1 referring the following scientific categories: 2.5.13. Aircraft design, production, testing and operation; 2.5.14. Aircraft durability and thermal modes; 2.5.16. Aircraft Dynamics, ballistics and control
- the main content of the journal are scientific articles (including reviews) in the field of engineering science (cosmonautics and rocket science)
- the journal performs peer review of incoming articles corresponding to the subject content, editorial office provides copies of editing reviews to the authors; the peer reviews are stored five years in editorial office
- the journal is included into data base of Russian Index of Scientific Citation (RISC), license agreement of 01.07.2021 № 208-07/2021
- all complete articles are publicly available in RISC and on the publisher's website
- the value of five-year impact factor in RISC is 0,659
- the legal deposit copy is delivered to The Russian State Library
- there is no fee for the articles' publication
- the opinion of editorial staff not always coincides with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IM. S.A. LAVOCHKINA»
- information about the journal, the members of editorial staff and editorial board, the articles, the requirements for manuscripts design, the rules of peer review are available in the journal and on the publisher's website: <http://www.laspace.ru/ru/>
- subscription index 37156 in catalogue periodicals «GAZETI I JURNALI» 000 GK «URAL-PRESS» © «LAVOCHKIN ASSOCIATION» © article writers

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

**НА ЗЕМЛЕ, В НЕБЕ И В КОСМОСЕ  
(К 60-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКОЙ  
ДЕЯТЕЛЬНОСТИ  
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»)).  
ЧАСТЬ 2. В КОСМОС!**

**ON EARTH, IN THE SKY AND IN SPACE.  
ON THE 60<sup>TH</sup> ANNIVERSARY  
OF THE LAVOCHKIN ASSOCIATION  
SPACE ACTIVITIES.  
PART 2. SPACEWARD!**



**А.Е. Ширшаков<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
*Shirshakov@laspace.ru;*  
**A.E. Shirshakov**



**А.А. Моисеев<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
*Moisheev@laspace.ru;*  
**A.A. Moisheev**



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



**В.В. Ефанов<sup>1</sup>,**  
профессор, доктор  
технических наук,  
*EfanovVV@laspace.ru;*  
**V.V. Efanov**

*В статье (часть 2) содержится ретроспективный обзор работ, проведённых в АО «НПО Лавочкина», начиная с 1965 года, когда в ОКБ была передана космическая тематика и по настоящее время, а также описание перспективных проектов.*

*Ключевые слова:*

*Георгий Николаевич Бабакин;  
космические аппараты: «ЛУНА-9», «ЛУНА-10»,  
«ЛУНА-16», «ЛУНОХОД», «ВЕНЕРА-7»,  
«ВЕГА», «МАРС-3», «АСТРОН», «ГРАНАТ»,  
«РАДИОАСТРОН», «СПЕКТР-РГ»,  
«ЭЛЕКТРО-Л», «АРКТИКА-М»,  
разгонный блок «Фрегат».*

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.001

## **1. От самолётов-истребителей к космическим технологиям**

В апреле 1965 года Постановлением Правительства СССР в целях повышения эффективности и совершенствования управления Машиностроительный завод им. С.А. Лавочкина вместе с ОКБ были переданы из Министерства авиационной промышленности во вновь образованное Министерство общего маши-

*The part 2 of the article covers a lookback of the Lavochkin Association activities starting from 1965 when the space theme was handed over to the R&D Bureau and up to the present days as well as overview of advanced projects.*

*Key words:*

*Georgy N. Babakin;  
spacecraft: LUNA-9, LUNA-10,  
LUNA-16, LUNOKHOD, VENERA-7,  
VEGA, MARS-3, ASTRON, GRANAT,  
RADIOASTRON, SPEKTR-RG,  
ELECTRO-L, ARKTIKA-M,  
Fregat upper stage.*

ностроения (МОМ), а затем по инициативе С.П. Королева нашему предприятию передаётся одна из тем, которой занималось возглавляемое им ОКБ-1. НПО под руководством главного конструктора Георгия Николаевича Бабакина становится головным предприятием по созданию автоматических космических

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

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

аппаратов для фундаментальных научных исследований Луны и планет Солнечной системы.

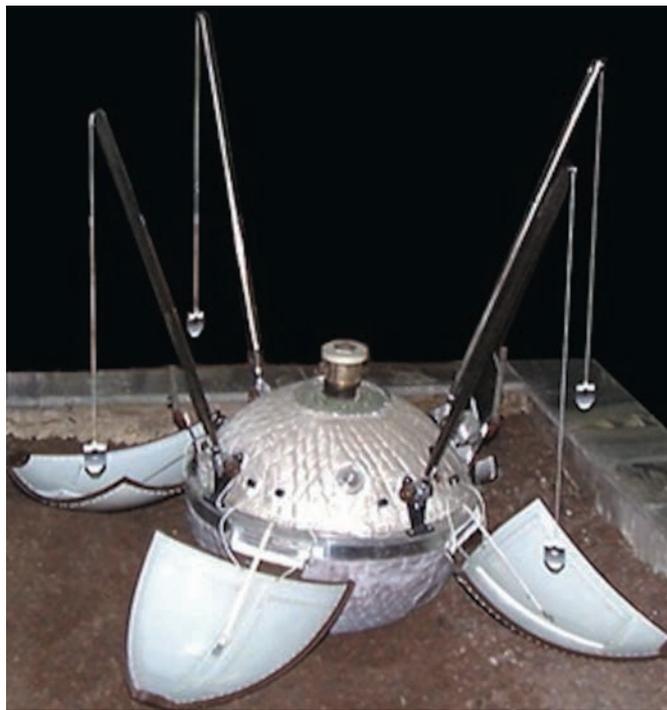
Переход к созданию космических аппаратов резко изменил судьбу нашего предприятия, с этого момента началось «второе рождение» лавочкинской фирмы. В том же году из ОКБ-1 на Машиностроительный завод им. С.А. Лавочкина была передана проектно-конструкторская документация на лунные и венерианские аппараты. В последующие десятилетия в ОКБ созданы десятки аппаратов для исследования Луны и планет Солнечной системы, космических астрофизических обсерваторий, аппаратов дистанционного зондирования Земли и гидрометеорологических космических систем.

## **2. Программа исследования Луны**

К 1965 году экспедиции к Луне совершались довольно часто, можно говорить о настоящем штурме, предпринятом со стороны двух существовавших в то время «космических держав» – СССР и США. Однако добиться желаемого результата никому не удалось. Из 18 попыток в США – восемь в той или иной степени были успешными (три пролёта и пять «жестких посадок» с фотографированием при сближении); в СССР из 21 попытки – девять были с большей или меньшей долей успеха в осуществлении задуманного (четыре пролёта, один облёт с фотографированием обратной стороны, четыре «жестких» прилунения) (*Автоматические космические аппараты...*, 2010). Стратегия исследований предполагала, сочетание дистанционного (в том числе при пролёте или с орбиты искусственного спутника Луны) и контактного её 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.

Первым космическим аппаратом, изготовленным на НПО им. С.А. Лавочкина (в тот период – машиностроительный завод № 301) стала космическая станция «ЛУНА-9». В основном КА был спроектирован с учётом задела ОКБ-1, но в ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина были доработаны некоторые устройства, такие как системы посадки и проведены дополнительные наземные испытания (*Ефанов В.В., Долгополов В.П.*, 2016). На рисунке 1 представлен общий вид космической станции и посадочного аппарата «ЛУНА-9».

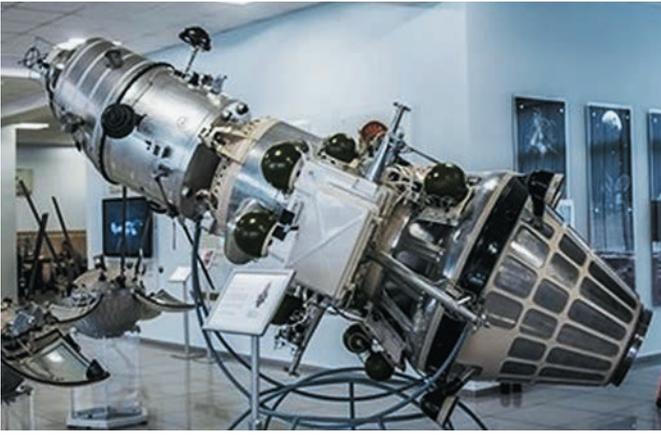
Космическая эпопея предприятия началась с первой и успешно выполненной работы: 3 февраля 1966 года космический аппарат «ЛУНА-9» совершил



**рисунок 1.** Лунная станция «ЛУНА-9»

первую в мировой практике мягкую посадку на поверхность Луны в районе Океана Бурь. Телевизионные изображения лунной панорамы при различных условиях освещённости в течение четырёх сеансов передавались на землю. Длительность активного существования космического аппарата на поверхности Луны составила около 47 часов. Полученная телеинформация дала возможность изучить микрорельеф лунного грунта, определить размеры и форму впадин и камней (*Ефанов В.В., Мошшеев А.А.*, 2021).

Работы по новой тематике не выявили каких-либо проблем в ОКБ и на заводе. Опыт конструкторов и технологические возможности авиационного производства обеспечили довольно быструю адаптацию к космической тематике, а результаты лётных испытаний первых подготовленных и запущенных к Луне КА подтвердили правильность и эффективность привлечения нашего предприятия к реализации программы космических исследований. Этому также в значительной степени способствовала научная школа проектирования и конструирования летательных аппаратов, созданная основателем ОКБ предприятия, членом-корреспондентом АН СССР С.А. Лавочкиным и привнесённая Г.Н. Бабакиным в отечественную космонавтику. Становление и развитие научной школы прослеживается такими успешными проектами, как самолёты-истребители Ла-5, Ла-7, всепогодные сверхзвуковые истребители-перехватчики Ла-200, Ла-250 (Анаконда), зенитные управляемые ракеты для систем ПВО «Беркут»



**рисунок 2.** КА «ЛУНА-10» (музей АО «НПО Лавочкина»)

и «Даль», межконтинентальная крылатая ракета «Буря», беспилотные самолёты-мишени и самолёты-разведчики Ла-17, а теперь подкреплённая и таким уникальным достижением, как первая в мире мягкая посадка на поверхность Луны.

Удачное завершение программы КА «ЛУНА-9» вселило уверенность и страстное желание всего коллектива ОКБ и завода № 301 развивать возможности и технологии предприятия, работать над новыми проектами. Теперь академия наук предложила разработать научно-исследовательский аппарат для исследований на орбите Луны, причём в ближайшее время. Нужно создать первый в мире искусственный спутник Луны! ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина доработало документацию и обеспечило успешный запуск аппарата «ЛУНА-10» – первого искусственного спутника Луны (рисунок 2).

Наша лунная программа в 1966 году была очень напряжённой, но довольно успешной:

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

В результате проведённых работ по программе исследования Луны, мировое научное сообщество получило уникальную информацию, открывающую дорогу к началу масштабного исследования Луны и планет Солнечной системы (*Шириаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022*):

- отработана технология и осуществлена первая мягкая посадка на Луну;

- получена круговая панорама поверхности Луны;
- получены достоверные сведения о микрорельефе, структуре и механических свойствах лунного грунта;
- решена баллистическая задача выведения КА на орбиту ИСЛ и обеспечения посадки на поверхность планеты;
- на орбите ИСЛ проведены исследования интенсивности и спектрального состава гамма- и ИК-излучения лунной поверхности, радиационной обстановки и метеорных частиц;
- с орбиты ИСЛ исследованы характеристики гравитационного поля Луны (по эволюции орбиты КА);
- измерено содержание естественных радиоактивных элементов – калия, урана, тория в лунной коре;
- построена карта магнитного поля, напряжённость которого составила 0,001% от земного, и обнаружено, что у Луны, в отличие от Земли, нет радиационных поясов.

В этот период ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина сформировалось как устойчивое самодостаточное структурное подразделение предприятия. Творческий стиль работы коллектива отличался оригинальными проектными решениями. Конструкторская школа, созданная Лавочкиным, была развита Бабакиным и стала фундаментом всей последующей деятельности ОКБ и всего предприятия на долгие годы.

Между конструктором и производителем установились паритетные и уважительные отношения. Решение конструктора всегда принималось в производстве к исполнению, даже если его оформление завершалось позднее. В то же время рекомендации технолога или рабочего позволяли создать более рациональную конструкцию, и это воспринималось конструкторами ОКБ как совет профессионалов, который отражался затем в соответствующей документации. Каждый проект был уникален по проектным и конструкторско-технологическим решениям, производственная и испытательная базы пополнялись новыми технологиями, формируя новые возможности творческого коллектива.

В 1967 году Г.Н. Бабакин предложил перейти на ракету-носитель тяжёлого класса «Протон» с разгонным блоком «Д». Это позволило создать уникальные для того времени автоматические космические аппараты следующего поколения по исследованию Луны и планет Солнечной системы со значительно большими возможностями.

В 1970 году космическая станция «ЛУНА-16» (рисунок 3) впервые в мире в автоматическом режиме осуществила забор образцов лунного грунта, обеспечив доставку его на Землю.

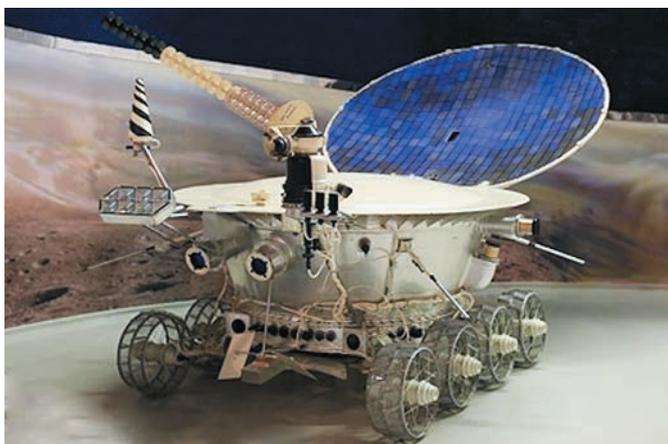


**рисунок 3.** КА «ЛУНА-16»

В конце того же года запущен аппарат «ЛУНА-17» с «ЛУНОХОДОМ-1» на борту – первой в мире мобильной лаборатории, работающей на другом небесном теле в автоматическом режиме и управляемой с Земли (рисунок 4).

В период с 1970 по 1976 годы по программе исследования Луны было проведено семь удачных научных миссий: трижды забор и доставка на Землю лунного грунта, обеспечение работы на поверхности Луны мобильных лабораторий «ЛУНОХОД-1» и «ЛУНОХОД-2», а также получение научной информации с двух искусственных спутников Луны.

Впереди у нас предстоит решение не менее сложных проектов по исследованию Луны. 11.08.2023 с космодрома «Восточный» осуществлён запуск к Луне КА «ЛУНА-25», целью которого было осуществление мягкой посадки на поверхность Луны



**рисунок 4.** «ЛУНОХОД-1»

для проведения научных исследований. Этот запуск стал первым в отечественной космонавтике после длительного перерыва в исследовании Луны – предыдущий запуск к Луне КА «ЛУНА-24» был осуществлён 9 августа 1976 года. Перерыв в 47 лет привёл к потере компетенций (кадров и технологий) в космической отрасли, необходимых для реализации таких сложных посадочных миссий на Луну. Советская лунная программа также началась с неудач, только тринадцатая по счёту миссия «ЛУНА-9» успешно достигла поверхности Луны.

В процессе работы над созданием КА «ЛУНА-25» российской космической промышленностью были фактически заново разработаны ключевые технологии, необходимые для автоматической посадки на Луну, созданы и обучены молодые коллективы разработчиков бортовой аппаратуры и программного обеспечения.

16.08.2024 КА «ЛУНА-25» успешно достиг Луны и вышел на окололунную орбиту. В процессе перелёта к Луне и работы на орбите Луны был успешно проведён ряд научных экспериментов, получены важные для дальнейшего освоения Луны результаты в баллистике, управлении космическими аппаратами, бесценная информация о функционировании бортовых систем в окололунном пространстве.

В соответствии программой полёта КА «ЛУНА-25» на 19.08.2023 был запланирован манёвр для перехода с круговой орбиты искусственного спутника Луны на предпосадочную орбиту. Данный манёвр КА отработал нештатно, в результате чего перешёл на нерасчётную орбиту и столкнулся с поверхностью Луны.

Из анализа телеметрии надёжно установлен факт невыполнения прибором БИУС-Л штатно выданной команды на включение блока акселерометров. Именно это событие стало точкой отказа и началом развития нештатной ситуации. Двигатели малой тяги (ДМТ) включились вовремя, но, поскольку приращение характеристической скорости при выключенных акселерометрах оценивалось равным нулю в течение всего времени работы двигателей, команды от БКУ на их отключение не поступало. Увеличение времени корректирующего импульса привело к недопустимому изменению параметров орбиты, в 14:57 связь с аппаратом прервалась.

Создаваемый в АО «НПО Лавочкина» КА «ЛУНА-26» (рисунок 5) планируется к запуску в 2027 году. Этот аппарат предоставит информацию, необходимую для выбора места посадки будущих миссий. На борту будет установлено оборудование для проведения исследований с орбиты Луны. Для следующих посадочных миссий орбитальная станция станет ретранслятором.



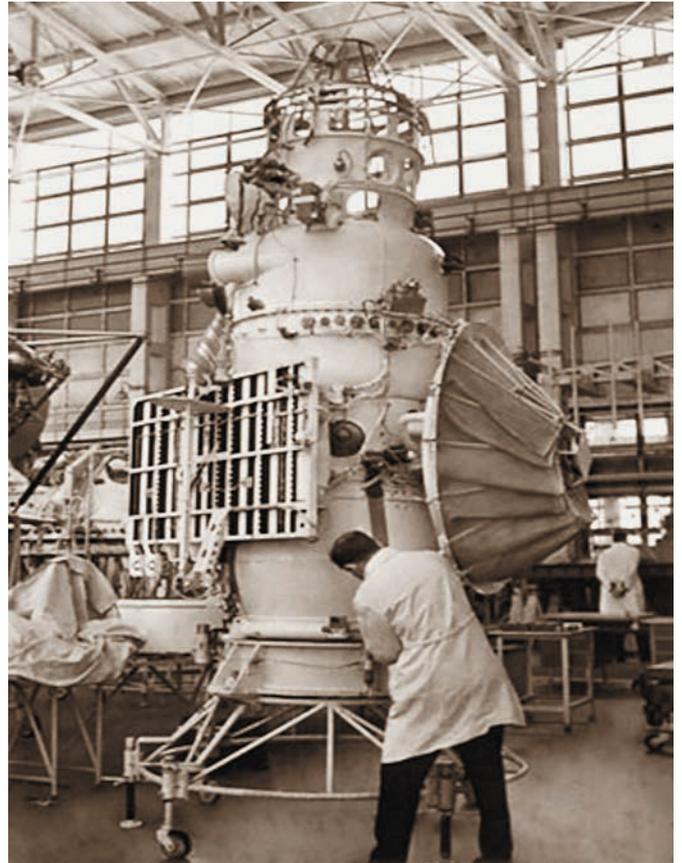
**рисунок 5.** КА «ЛУНА-26»

Сегодня в НПО им. С.А. Лавочкина создаётся новая серия лунных автоматических КА. По мнению Российской академии наук, основным районом изучения должен стать Южный полюс Луны, который будет исследоваться дистанционными и контактными методами, вплоть до доставки на Землю образцов реголита и лунного реликтового водяного льда с сохранением летучих веществ в исходном состоянии.

В 2028 году планируется запуск посадочного модуля «ЛУНА-27». В состав модуля будет входить система обеспечения высокоточной посадки и уклонения от опасностей. На «ЛУНА-27» размещается больше научного оборудования, чем в прошлых отечественных лунных миссиях. Предстоит исследовать реголит, тепловой поток в месте посадки, сейсмичность и экзосферу – пылевую оболочку Луны. В следующей миссии по программе «ЛУНА-28» стоит задача вернуть на Землю образцы лунного грунта, при этом не допустив его разморозки (*Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022*).

### 3. Путь к загадочной планете

Начало программы НПО им. С.А. Лавочкина по исследованию Венеры было драматичным. В октябре 1967 года спускаемый аппарат (СА) КА «ВЕНЕРА-4» успешно входит в чрезвычайно плотную атмосферу планеты Венера и шлёт на Землю ценнейшую информацию об условиях при спуске. В связи с отсутствием достоверной модели атмосферы Венеры, СА межпланетной автоматической станции «ВЕНЕРА-4» не сумел достичь поверхности планеты. В 60-х годах предполагалось, что атмосферное давление на поверхности Венеры колеблется в пределах 10–20 атмосфер, поэтому в недалёком прошлом планету Венера часто называли «Голубая планета», «сестра Земли». Первые советские спускаемые аппараты станций «ВЕНЕРА-3, -4, -5, -6», были раздавлены ещё на высотах в 25–30 км. И лишь станция «ВЕНЕРА-7» (рисунки 6, 7), созданная с расчётом на «живучесть» при 540°C и давлении в 150 атмосфер смогла в 1970 году впервые в истории осуществить мягкую



**рисунок 6.** КА «ВЕНЕРА-7» в сборочном цехе НПО им. С.А. Лавочкина

посадку на поверхность другой планеты и в течение 22 минут 57 секунд передавать научные данные.

В результате установлено, что в месте посадки температура у поверхности планеты составляет 475°C, а давление – 91,1 атмосферы (*Автоматические космические аппараты...*, 2010). Полученные результаты явились одним из самых досадных разочарований учёных на заре космической эры. Теперь наиболее подходящая сравнительная оценка отношения к Венере – «экстремальная сестра Земли».



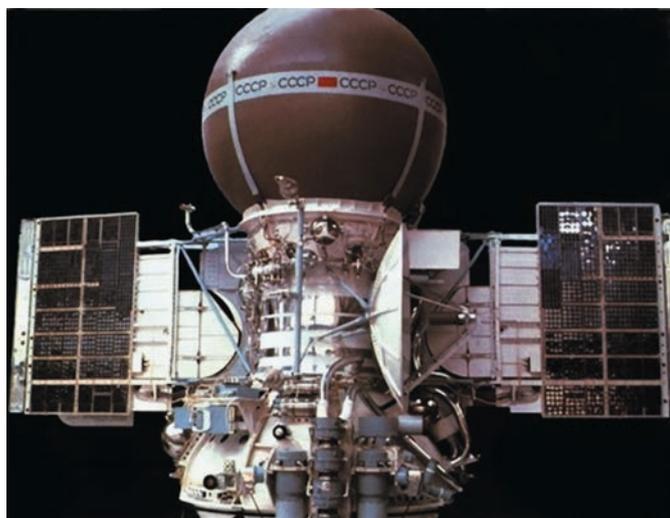
**рисунок 7.** Спускаемый аппарат «ВЕНЕРА-7»

В 1972 году СА «ВЕНЕРА-8» подтвердил ранее полученную информацию. Таким образом, с помощью космических аппаратов «ВЕНЕРА-4, -5, -6, -7, -8» удалось успешно завершить первый этап исследования планеты. Это были уникальные достижения мирового масштаба, после чего программа исследования Венеры была существенно дополнена (*Шуришаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022*).

Следующее поколение космических аппаратов по исследованию Венеры открывается аппаратом «ВЕНЕРА-9» (рисунок 8), запущенным в 1975 году.

Основными задачами этой космической экспедиции являлись:

- передача на Землю через орбитальный аппарат (ОА) результатов измерений основных физико-химических параметров, полученных в процессе спуска в атмосфере (давление, температура, плотность, освещённость, химический состав), результаты исследования облачного слоя;
- осуществление мягкой посадки на поверхность планеты;
- передача фототелеметрических изображений поверхности в месте посадки и результатов измерения характеристик грунта.

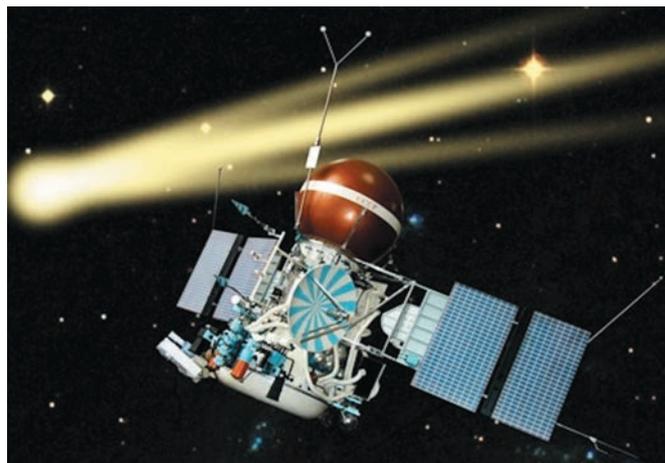


**рисунок 8.** Общий вид КА «ВЕНЕРА-9»

Информация (телевизионное изображение панорамы поверхности и данные с научной аппаратуры и бортовых приборов) со СА «ВЕНЕРЫ-9», а потом и «ВЕНЕРЫ-10» передавалась на Землю около одного часа. Орбитальные аппараты «ВЕНЕРА-9, -10» стали первыми искусственными спутниками Венеры и использовались в качестве ретрансляторов для передачи информации со спускаемых аппаратов на Землю. Запущенные впоследствии КА «ВЕНЕРА-11, -12, -13, -14» дополнили ранее полученные данные о планете, её атмосфере и условиях у её поверхности.

Автоматические станции «ВЕНЕРА-15, -16» за восемь месяцев работы на орбите искусственных спутников Венеры провели картографирование северного полушария Венеры и передали информацию на Землю для построения высотного профиля поверхности планеты (*Автоматические космические аппараты..., 2010*).

Самую насыщенную научную программу выполнили космические межпланетные станции «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2», стартовавшие в декабре 1984 года (рисунок 9).



**рисунок 9.** КА «ВЕГА-1»

Международный проект «ВЕНЕРА – комета Галлея» («ВЕГА») – один из самых сложных проектов исследования Солнечной системы при помощи космических аппаратов на тот исторический период. На Венеру были отправлены десантный аппарат и исследовательский зонд (аэростат), а после проведения баллистического манёвра КА направлен к другому телу Солнечной системы – к комете Галлея (*Шуришаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022*).

В рамках программы «ВЕГА» выполнены важные научные эксперименты:

- продолжение изучения атмосферы, облачного слоя и поверхности Венеры с помощью спускаемых аппаратов;
- проведение принципиально новых экспериментов по изучению циркуляции атмосферы планеты и её метеорологических параметров с помощью аэростатных зондов;
- поисковое сближение пролётных аппаратов с кометой Галлея с пролётом сквозь кому кометы на минимальном удалении от её ядра;
- проведение комплексного исследования кометы с пролётной траектории (в том числе получение телевизионных изображений её ядра).

В АО «НПО Лавочкина» продолжают перспективные проектные работы по созданию космического

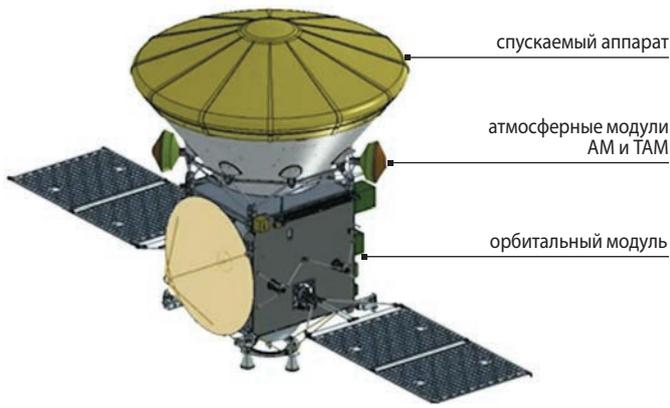


рисунок 10. КА «ВЕНЕРА-17»

комплекса для детального исследования атмосферы и поверхности Венеры, включающего орбитальный, атмосферный и спускаемый на поверхность Венеры аппараты, а также отделяемые дополнительные полезные нагрузки.

При реализации проекта конструкторы НПО им. С.А. Лавочкина предполагают применить большое количество инновационных научных и технологических решений. Научная аппаратура проекта представляет собой совершенно новый уровень приборов, многие из которых планируется использовать впервые. Концепция проекта «ВЕНЕРА-17», включает орбитальный модуль, спускаемый аппарат и дополнительные полезные нагрузки (рисунок 10).

Основные задачи орбитального модуля (ОМ) – исследовать динамику, природу суперротации атмосферы Венеры, вертикальное строение и состав атмосферы и облаков, распределение и природу неизвестного поглотителя ультрафиолетового излучения, излучательную способность поверхности на ночной стороне.

Спускаемый аппарат (СА) предназначен для доставки на поверхность планеты посадочного модуля (ПМ), а также атмосферных модулей (АМ) и (ТАМ) в атмосферу Венеры для выполнения научных задач (Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж. и др., 2023).

#### 4. Космические экспедиции к Марсу

В ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина периодически возвращались к проектам по исследованию Марса и его окрестностей автоматическими аппаратами. В начале 70-х годов прошлого столетия были разработаны принципиально новые аппараты «МАРС-2, -3», предназначенные для исследования Марса и околопланетного пространства, которые были запущены в 1971 году. Посадочный аппарат КА «МАРС-3» (рисунок 11) впервые в мире совершил мягкую посадку на марсианскую поверхность (Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022).

В ходе полёта по трассе Земля – Марс и с орбиты искусственного спутника Марса бортовым научным комплексом КА «МАРС-3» получены:

- данные по составу частиц солнечного ветра, по отдельным компонентам солнечной плазмы;
- данные по температуре грунта, его диэлектрической проницаемости;
- данные о содержании углекислого газа в атмосфере и др.

Посадочный аппарат на поверхности Марса проработал, к сожалению, короткое время. В результате этой миссии полностью отработана технология обеспечения мягкой посадки спускаемого аппарата, но научной информации с поверхности Марса получено не было.



рисунок 11. Спускаемый аппарат КА «МАРС-3»

Для проведения комплексных исследований планеты Марс (с подлётной траектории и с орбиты ИСМ), а также исследований его естественного спутника Фобоса (дистанционно и контактно), в НПО им. С.А. Лавочкина был создан КА «ФОБОС» (рисунок 12). Планировалось провести сближение с Фобосом вплоть до состояния «бреющего полёта» над его поверхностью и десантирования на него стационарного и подвижного исследовательских зондов.

Запуск аппарата состоялся в 1988 году. Частично научная программа была выполнена, однако сам аппарат при сближении с Фобосом был потерян (Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж. и др., 2019).

Следующей работой НПО им. С.А. Лавочкина по исследованию Марса был проект космического комплекса «МАРС-96» (рисунок 13). Основными его задачами являлись создание искусственного спутника планеты Марс и доставка на его поверхность исследовательских зондов (пенетраторов и малых автономных станций). Запуск состоялся в 1996 году, однако из-за аварийной работы разгонного блока «ДМ» аппарат не вышел на отлётную

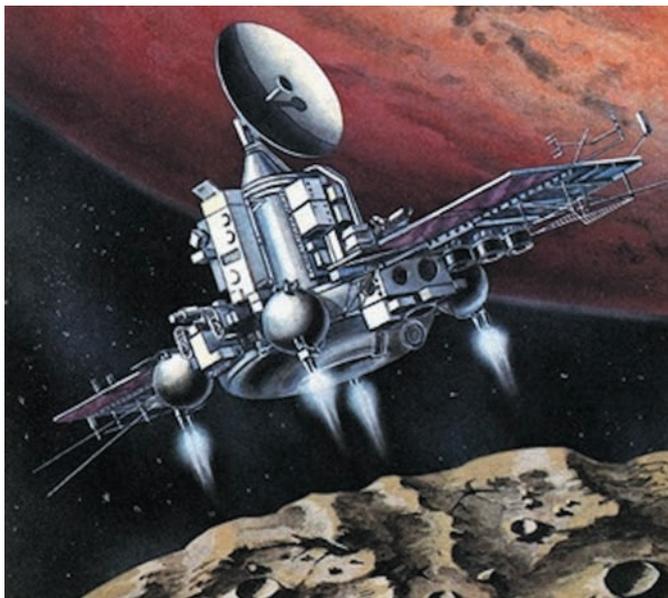


рисунок 12. Общий вид КА «ФОБОС»

траекторию. Этот проект оставил в истории отечественной космонавтики уникальные научно-технические решения по созданию автоматических исследовательских зондов, работающих при экстремальных внешних воздействиях (Шириаков А.Е., Карчаев Х.Ж. и др., 2019).

Весьма актуальной задачей является изучение естественных спутников Марса – Фобоса и Деймоса с доставкой на Землю образцов их вещества. В 2011 году для реализации этой операции был запущен КА «ФОБОС-ГРУНТ», который, к сожалению, потерпел неудачу при выведении.

В соответствии с соглашением между Федеральным космическим агентством РФ и Европейским космическим агентством о сотрудничестве в исследовании Марса и других планет Солнечной системы робототехническими средствами планировалось участие АО «НПО Лавочкина» в миссии «ЭКЗОМАРС».



рисунок 13. Общий вид КА «МАРС-96»

Задачей миссии «ЭКЗОМАРС» являлось доставка марсохода и посадочной платформы с комплексом научной аппаратуры на поверхность Марса. Миссия предусматривала разработку десантного модуля с посадочной платформой, создаваемой нашим предприятием, и перелётного модуля и марсохода, создаваемых ЕКА. Поскольку в 2022 году решением Совета стран-участниц ЕКА прекращено сотрудничество с Госкорпорацией «Роскосмос» в рамках миссии «ЭКЗОМАРС», проект был остановлен, но уникальные конструктивно-технологические решения, созданные, испытанные и отработанные в процессе работы по проекту, предполагается использовать в перспективных разработках (Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж. и др., 2023).

## 5. Астрофизические исследования

В АО «НПО Лавочкина» среди проектов КА для фундаментальных научных исследований значительное место занимают орбитальные астрофизические обсерватории. Первая отечественная обсерватория – «АСТРОН» (рисунок 14), запущенная в 1983 году, открыла эту новую страницу сотрудничества НПО и Российской академии наук: астрофизические космические исследования.

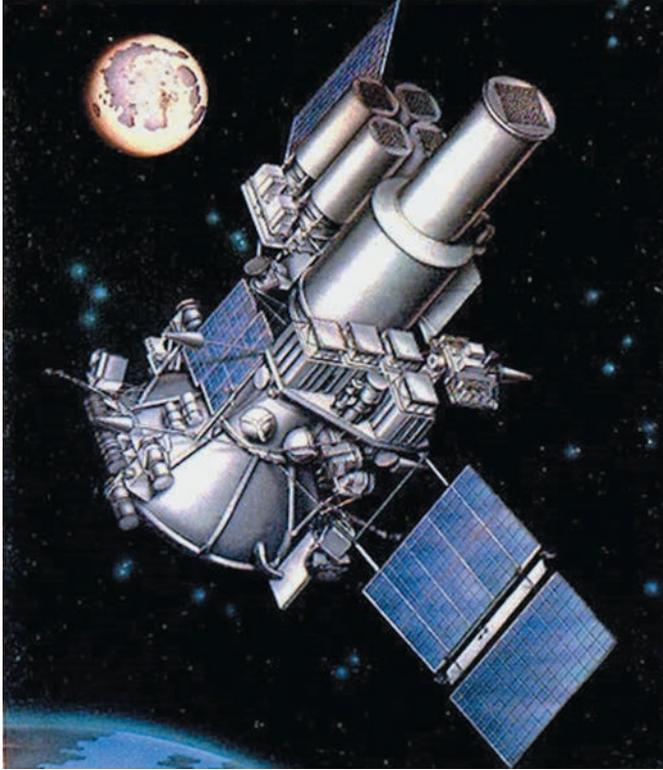
В рамках этого проекта в результате творческого содружества коллективов НПО им. С.А. Лавочкина и Крымской астрофизической обсерватории был создан и выведен на орбиту ИСЗ крупнейший на момент пуска ультрафиолетовый телескоп «Спика».

КА «АСТРОН» реализовал следующую научную программу:



рисунок 14. Общий вид КА «АСТРОН»

- исследование в ультрафиолетовом диапазоне волн звёздных объектов;
- изучение рентгеновских источников и проведение обзора небесной сферы в рентгеновском диапазоне и др.



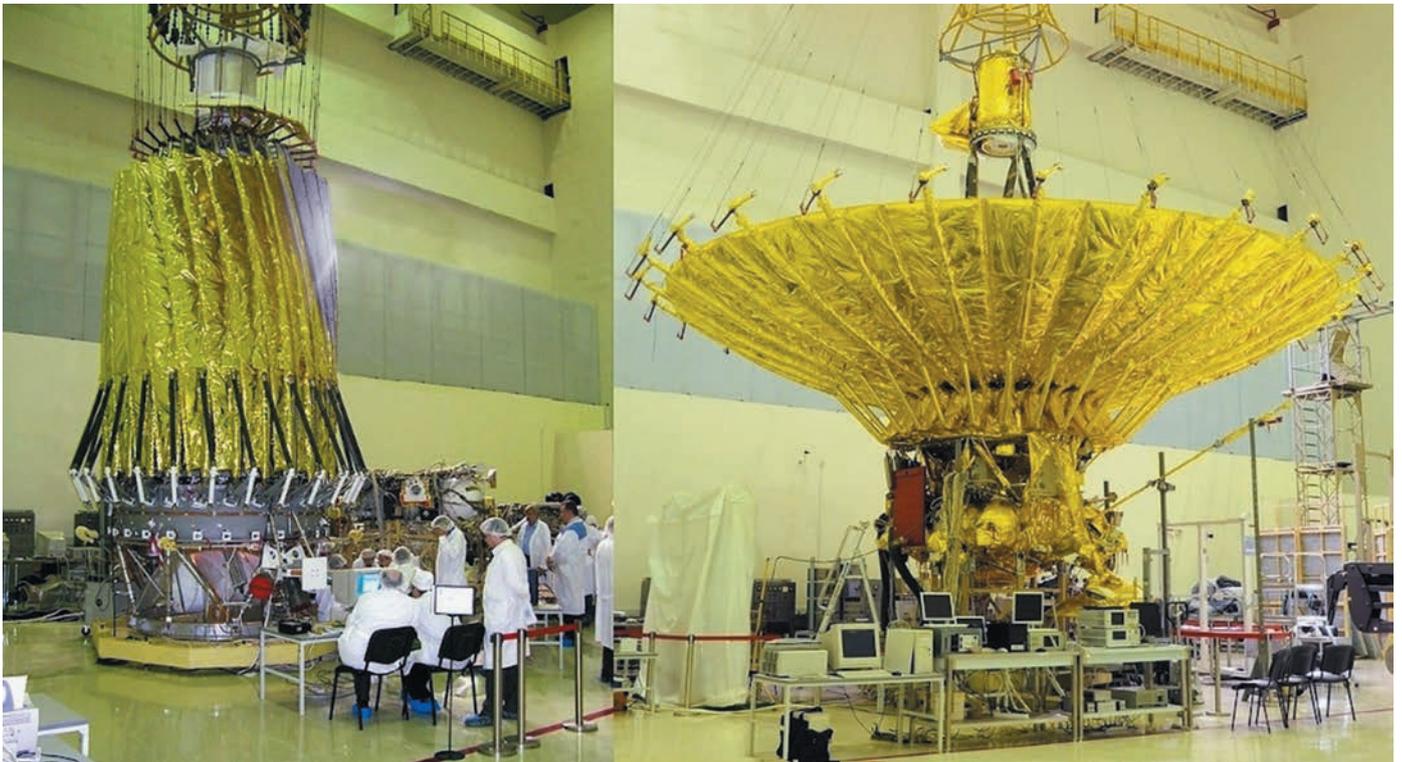
**рисунок 15.** Общий вид КА «ГРАНАТ»

Второй из созданных в СССР астрофизических внеатмосферных непилотируемых обсерваторий стал космический аппарат «ГРАНАТ» (рисунок 15), запущенный в 1989 году. Он предназначался для проведения астрофизических исследований галактических источников космического излучения в рентгеновском и гамма-диапазонах электромагнитного спектра.

Продолжая программу фундаментальных астрофизических космических научных исследований, в 2011 году была запущена на высокоэллиптическую орбиту астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-Р», (рисунок 16), работающая в радиодиапазоне электромагнитного излучения.

Этот КА с установленным на нём радиотелескопом образует наземно-космическую систему радиоинтерферометрии (проект «РАДИОАСТРОН») со сверхдлинными базами, достигающим порядка 360000 км (рисунок 17), предназначенную для исследования структуры космических объектов со сверхвысоким угловым разрешением около 10 микросекунд дуги. Наземное плечо интерферометра обеспечивает более 30 радиотелескопов России, Австралии, Великобритании, ЮАР, США и др. (Кардашев Н.С. и др., 2016).

В рамках научной программы изучаются в основном три группы небесных объектов: квазары – ядра далёких галактик; пульсары – нейтронные звёзды нашей галактики; мазеры – области образования звёзд.



**рисунок 16.** КА «СПЕКТР-Р» в сборочном цехе АО «НПО Лавочкина» (слева – антенна радиотелескопа сложена в транспортное положение, справа – рабочее положение антенны)



**рисунок 17.** Схема работы обсерватории «РАДИОАСТРОН»

Отработав на орбите более двух гарантийных сроков, КА «СПЕКТР-Р» в начале 2019 года достойно завершил свою работу.

В соответствии с Программой фундаментальных астрофизических космических научных исследований в НПО создана и в 2019 году запущена на орбиту в окрестность точки Лагранжа  $L_2$  системы Солнце – Земля орбитальная астрофизическая обсерватория, предназначенная для изучения Вселенной в рентгеновском диапазоне длин волн.



**рисунок 18.** Общий вид КА «СПЕКТР-РГ» в сборочном цехе АО «НПО Лавочкина»

Международный проект «СПЕКТР-РГ» с участием Германии позволяет в течение года наблюдать практически всю небесную сферу. КА несёт на борту телескопы: ART-XC (Россия), eRosita (Германия) (рисунок 18). Проведение астрофизических исследований планируется проводить в течение шести с половиной лет, из которых четыре года – в режиме сканирования звёздного неба, а два с половиной года – в режиме точечного наблюдения объектов во Вселенной по заявкам мирового научного сообщества (*Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж. и др., 2023*). КА «СПЕКТР-РГ» успешно работает на орбите по настоящее время, выполняя научную программу исследований.

Для проведения фундаментальных астрофизических исследований Вселенной в ультрафиолетовом диапазоне планируется запуск международной орбитальной астрофизической обсерватории «СПЕКТР-УФ» (рисунок 19). Космический аппарат состоит из многофункционального служебного модуля «Навигатор» и комплекса научной аппаратуры (КНА), основу которого составляет космический УФ-телескоп Т-170М с диаметром главного зеркала 170 см. Головной разработчик проекта – АО «НПО Лавочкина», головной разработчик комплекса научной аппаратуры – Институт астрономии РАН.

КА «СПЕКТР-УФ» планируется вывести на 24-часовую круговую орбиту с высотой, равной высоте геостационарной орбиты с наклоном 35–40°

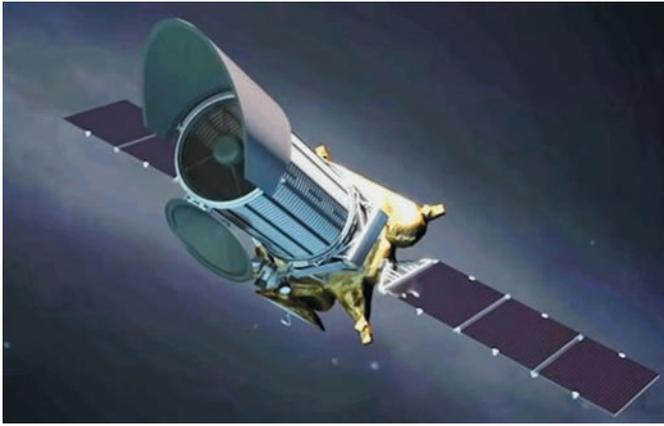


рисунок 19. КА «СПЕКТР-УФ»

с небольшим эксцентриситетом, чтобы избежать столкновения с геостационарными спутниками.

На последующий период планируются работы по астрофизическим проектам: «СПЕКТР-МИЛЛИМЕТРОН» и «ГАММА-400».

По мере развития космонавтики становится все более очевидным, что факторы космического пространства оказывают значительное влияние на многие технологические системы как внеземного, так и наземного базирования, а также влияют и на биологические объекты, включая и человека. Поэтому одной из актуальнейших задач современной астрофизики становится более точный прогноз космической погоды, изучение и прогноз солнечно-земных связей

С 1972 по 1996 годы в ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина были созданы и запущены десять аппаратов серии «Прогноз» и два аппарата «Интербол» (рисунок 20) для исследования солнечно-земных связей, солнечного ветра, космической плазмы и магнитосферы Земли (Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж. и др., 2023).

На более отдалённую перспективу в ОКБ им. С.А. Лавочкина разрабатываются проекты:

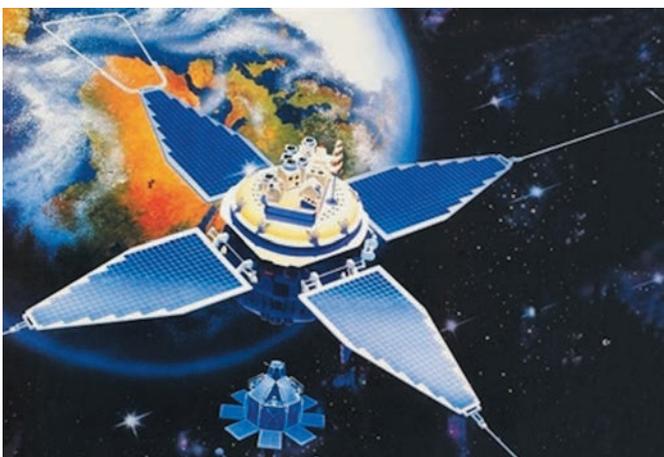


рисунок 20. КА проекта «ИНТЕРБОЛ»

- «РЕЗОНАНС» – для исследования магнитосферы Земли, солнечной плазмы и ветра;
- «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД» для изучения Солнца с относительно близкого расстояния (Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022).

## 6. КА гидрометеорологического назначения

По заказу Росгидромета в АО «НПО Лавочкина» был создан гидрометеорологический геостационарный спутник нового поколения «ЭЛЕКТРО-Л» (рисунок 21). Первый космический аппарат системы прогноза погоды был запущен в 2011 году. Спутники «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 и «ЭЛЕКТРО-Л» № 3 запущены на геостационарную орбиту в 2015 и в 2019 годах. Всего программой предусмотрена группировка из трёх спутников. Все они входят в Глобальную Систему Наблюдений, развиваемую под эгидой Всемирной Метеорологической Организации (Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж. и др., 2023).



рисунок 21. КА «ЭЛЕКТРО-Л»

Область применения данных, получаемых с КА «ЭЛЕКТРО-Л»:

- обеспечение подразделений Федеральной службы России данными по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды;
- контроль чрезвычайных ситуаций;
- экологический контроль и охрана окружающей среды.

В НПО имени С.А. Лавочкина развёрнуты работы по созданию спутниковых систем на высокоэллиптических орбитах для информационного обеспечения задач оперативной метеорологии, гидрологии, агрометеорологии, мониторинга климата и окружающей среды в арктическом регионе.



рисунок 22. КА «АРКТИКА-М»

Два космических аппарата «АРКТИКА-М» в составе высокоэллиптической гидрометеорологической космической системы (ВГКС) «АРКТИКА-М» (рисунок 22) обеспечат круглосуточный всепогодный мониторинг поверхности Земли и морей Северного Ледовитого океана, а также постоянную и надёжную связь и другие телекоммуникационные услуги, что будет способствовать динамичному социально-экономическому развитию северных регионов нашей страны. Первый космический аппарат «АРКТИКА-М» запущен 28 февраля 2021 года, второй – 16 декабря 2023 года.

Климат Земли зависит от погоды в Арктике. Движение льдов, изменения снежного покрова, параметры

арктических ветров – впервые в мире космические аппараты «АРКТИКА-М» получают эти данные, необходимые для построения климатической карты нашей планеты, создания глобальных моделей, определяющих развитие климата на Земле. Спутники находятся на уникальной высокоэллиптической орбите и ведут съёмку с расстояния 30–40 тысяч км над Землёй, попеременно сменяя друг друга, обеспечивают потребителей данными для мониторинга поверхности Земли и морей Северного Ледовитого океана, ретрансляцию сигналов от аварийных радиобуев международной спутниковой поисково-спасательной системы КОСПАС-САРСАТ и получение информации с автоматических измерительных платформ сбора данных Росгидромета (Шуришаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022).

## 7. Малоразмерные космические аппараты

В начале 2000-х годов в ОКБ всё большее внимание уделяется созданию и развитию малоразмерных космических аппаратов (МКА), в результате чего была разработана унифицированная платформа «Карат», технические возможности которой позволяли создать ряд МКА для решения научных задач, интересующих Российскую академию наук.

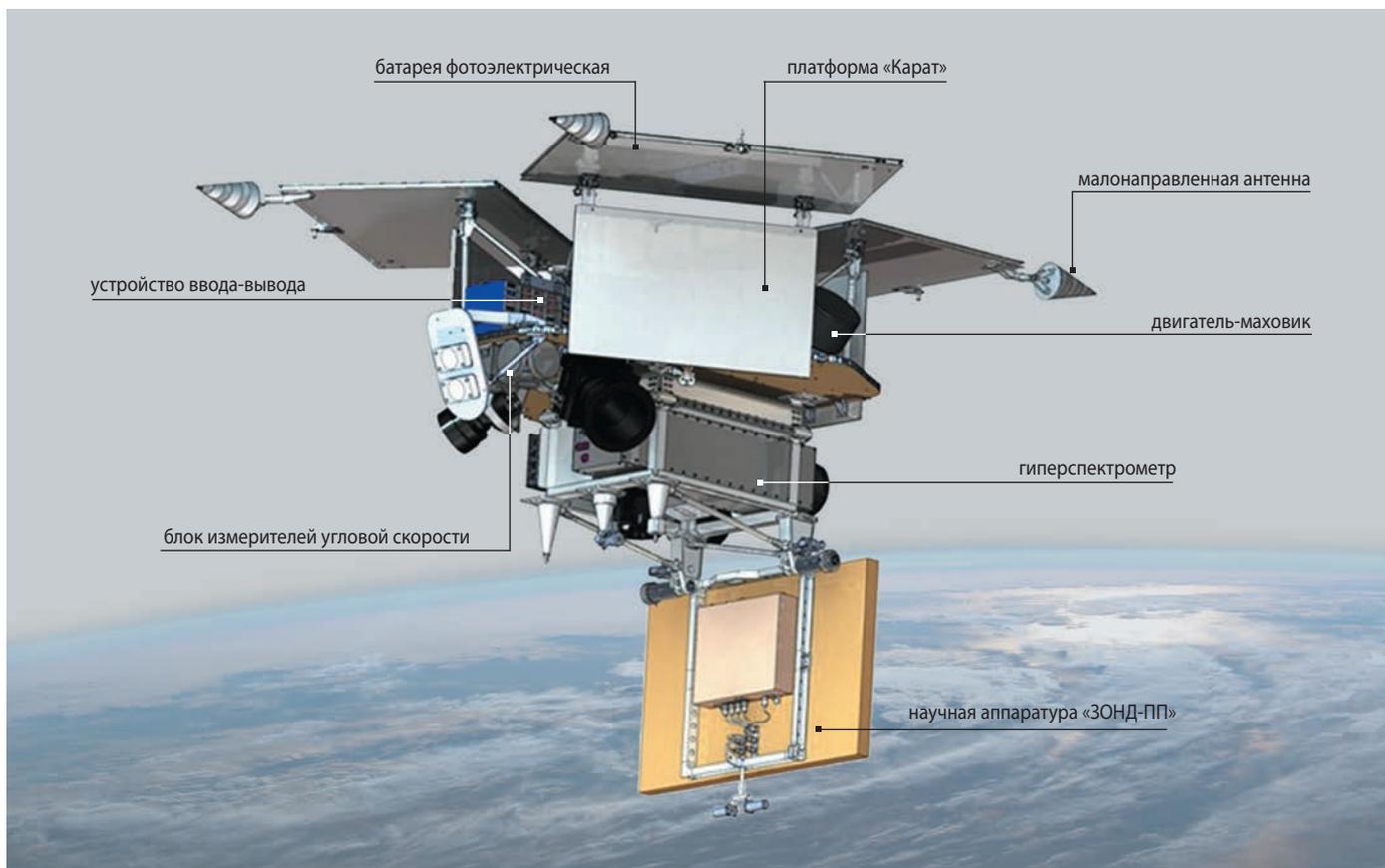


рисунок 23. МКА «ЗОНД-ПП»



**рисунок 24.** МКА «РЭЛЕК» в сборочном цехе АО «НПО Лавочкина

22 июля 2012 года выведен на орбиту ИСЗ МКА «ЗОНД-ПП» (рисунок 23), предназначенный для изучения физических явлений и процессов в системе «атмосфера – земная поверхность» с помощью радиометра  $L$ -диапазона.

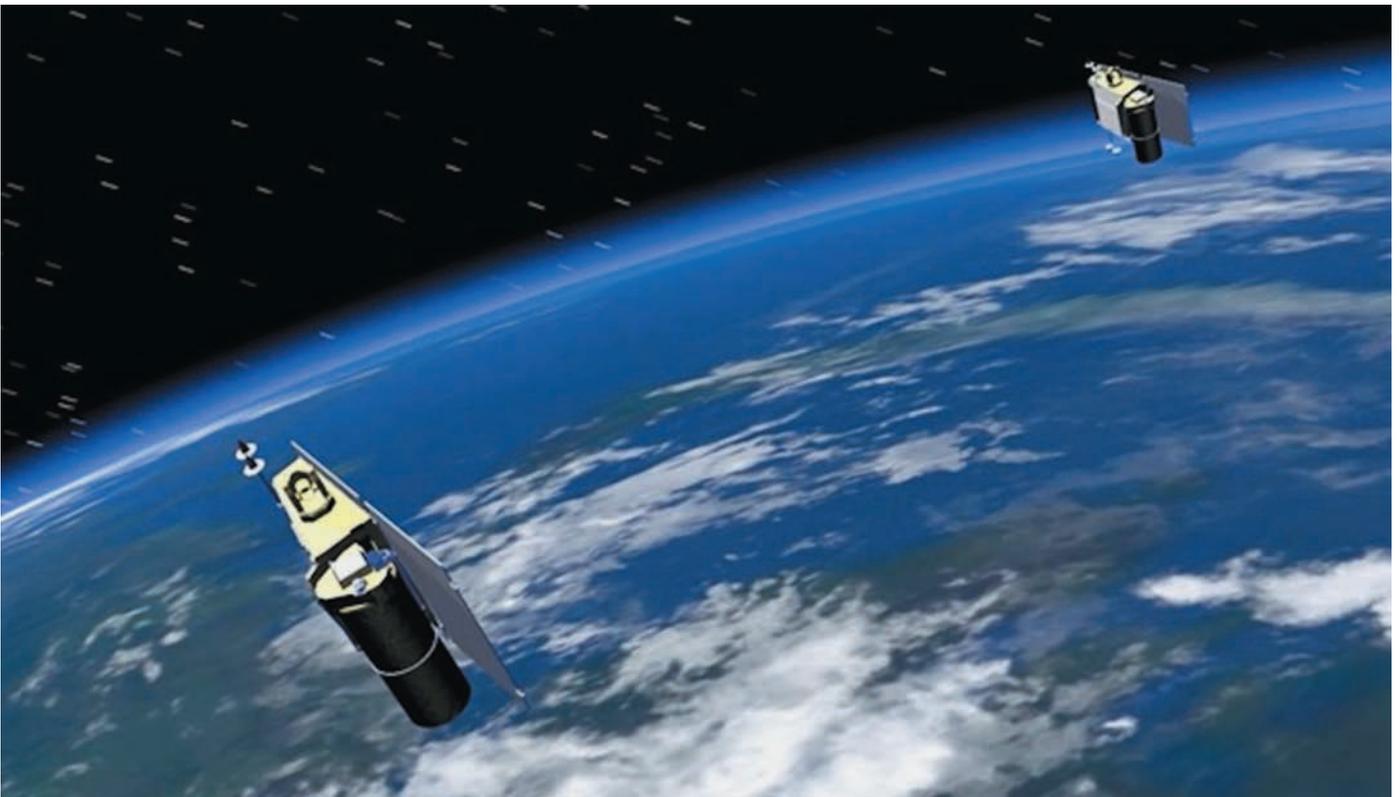
МКА «РЕЛЕК» («ВЕРНОВ») (рисунок 24), выведенный на орбиту ИСЗ 8 июля 2014 года с космодрома Байконур, предназначен для изучения высы-

пания релятивистских электронов из радиационных поясов, их воздействия на атмосферу и ионосферу Земли (Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж. и др., 2023).

Возросшие технологические возможности, новый подход к проектированию, конструированию и наземной экспериментальной отработке КА и их систем, появление новых конструкционных материалов, развитие технологий микроэлектроники позволяют снизить массу систем КА и бортовой аппаратуры, сделать их более компактными. Это даёт возможность использовать для выведения современных КА более лёгкие ракеты-носители, увеличить состав научной аппаратуры и тем самым повысить эффективность решаемых задач и увеличить сферу досягаемости объектов Солнечной системы. Кроме того, идея унификации, закладываемая в проектируемые изделия, позволяет в значительной степени снизить затраты на создание КА в дальнейшем.

В продолжение проектно-конструкторских решений по созданию малых космических аппаратов (МКА) АО «НПО Лавочкина» совместно с кооперацией работают над проектами «ПИКСЕЛ-ВР» и «БЕРКУТ-ВР» (рисунок 25). Целью этих проектов является создание группировки космических аппаратов, предназначенных для дистанционного зондирования Земли высокого разрешения. в рамках федерального проекта «Сфера».

Проект предполагает три стадии развития:



**рисунок 25.** КА «БЕРКУТ-ВР»

- первая стадия – запуск двух МКА, на которых подтверждается правильность выбора технических решений, применяемых для создания целевой аппаратуры и служебной платформы;
- вторая стадия – отработка технологии перехода к серийному изготовлению МКА и расширению группировки до 4–14 КА;
- третья стадия – тиражирование МКА на основе принципов конвейерной сборки.

Спутники будут работать на солнечно-синхронной орбите высотой 500–700 км (Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж. и др., 2023).

## 8. Средства выведения

В 1965 году от ОКБ-1 С.П. Королёва в НПО им. С.А. Лавочкина вместе с космической тематикой был передан для изготовления разгонный блок «Л» – четвёртая ступень ракеты-носителя «Молния». За долгие годы производства и эксплуатации, начиная с 1966 года проведено 264 успешных запусков, блок доказал свою высокую надёжность.

В начале 90-х годов в НПО им. С.А. Лавочкина инициативно с последующей поддержкой Роскосмоса и Министерства обороны РФ проведены работы по созданию нового разгонного блока «Фрегат» (рисунок 26), применение которого должно повысить эффективность существующих и перспективных средств выведения (Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022).



**рисунок 26.** Разгонный блок «Фрегат» в сборочном цехе

Первый запуск РБ «Фрегат» состоялся в 2000 году. На сегодняшний день успешно отработали 120 межорбитальных буксиров, выведено на орбиты искусственных спутников Земли и на отлётные траектории к другим планетам более 800 автоматических космических аппаратов как российских, так и зарубежных. «Фрегат» адаптирован к ракетам-носителям серий «Союз», а пуски осуществляются с космодромов

Байконур, Плесецк и Восточный, а также с космодрома Куру (Французская Гвиана).

Отмечая шестидесятилетие космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина, следует высоко оценить ту атмосферу творческого сотрудничества коллективов ОКБ и завода, сформированной в годы С.А. Лавочкина и распространяемой на весь последующий период нашей работы. В историческом обзоре реализованных проектов АО «НПО Лавочкина» космического периода было много страниц, помеченных тезисом «ВПЕРВЫЕ В МИРЕ». Да, мы были первыми на Луне, на Венере, на Марсе! Творцами этих событий были наши товарищи, ветераны предприятия и молодые специалисты, руководители и исполнители. Конструктор и рабочий, проектант и испытатель, технолог и контролёр – каждый вкладывал свой опыт, знания, умение и терпение – все ради достижения единой цели: добиваться выполнения порученной задачи, как бы сложной она не была, быть всегда впереди. В этом мы видим залог успеха нашего предприятия.

## список литературы

*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований // Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.*

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

*Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А., Ширшаков А.Е. 85 лет НПО Лавочкина. Книга 2. АО «НПО Лавочкина», 2023. 583 с.*

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

*Кардашев Н.С., Алакоз А.В. и др. «РАДИО-АСТРОН»: итоги выполнения научной программы исследований за 5 лет полета // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 4-24.*

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

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

*Статья поступила в редакцию 27.12.2024*

*Статья после доработки 28.12.2024*

*Статья принята к публикации 28.12.2024*

## ПО СЛЕДАМ ПРОЕКТА «ИНТЕРБОЛ»



**Л.М. Зеленый<sup>1</sup>,**  
академик РАН,  
профессор,  
lzelenyi@cosmos.ru;  
**L.M. Zelenyi**

Осознание важности комплексного изучения солнечно-земных связей и процессов в земной магнитосфере привело международное научное сообщество к созданию обширной программы исследований, пик которой приходится на середину 90-х годов, и которая по своему масштабу напоминает Международный Геофизический Год. Проект «ИНТЕРБОЛ» занимал одно из центральных мест в этой программе. Уникальность проекта была связана с тем, что наряду с изучением глобальных, крупномасштабных явлений в околоземном космическом пространстве будет исследоваться тонкая, мелкомасштабная структура явлений, что возможно на основе сопоставления данных основных спутников и субспутника.

*Ключевые слова:*  
история космических исследований;  
искусственный спутник Земли;  
космическая группировка;  
магнитосфера;  
ионосфера;  
космическая плазма;  
международное сотрудничество.

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.002

<sup>1</sup> ФГБУН Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.

## IN THE FOOTSTEPS OF INTERBALL PROJECT



**М.М. Могилевский<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
mogilevsky2012@gmail.com;  
**M.M. Mogilevsky**

The acknowledged importance of complex study of the Sun-Earth connections and Earth magnetosphere processes lead the international research community to develop an ambitious research program with the peak at mid 90ies last century, and which in scale kind of like the International Geophysical Year. The INTERBALL project hold one of the central positions in the program. The distinguishing characteristic of the project was attributed to the fact that alongside with study of global largescale events in near Earth space the fine small-scale events' structure shall be studied that is feasible by comparison of data from main satellites and subsatellite.

*Key words:*  
space exploration background;  
Earth artificial satellite;  
space constellation;  
magnetosphere;  
ionosphere;  
space plasma;  
international cooperation.

Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

## 1. Задачи проекта «ИНТЕРБОЛ»

Основным элементом проекта служили пара спутников, предназначенных для исследования физических механизмов, ответственных за передачу энергии солнечного ветра земной магнитосфере, её накопление в магнитосфере и последующее высвобождение в авроральных областях магнитосферы в форме электрических токов, ускорения заряженных частиц, ярких и красочных полярных сияний.

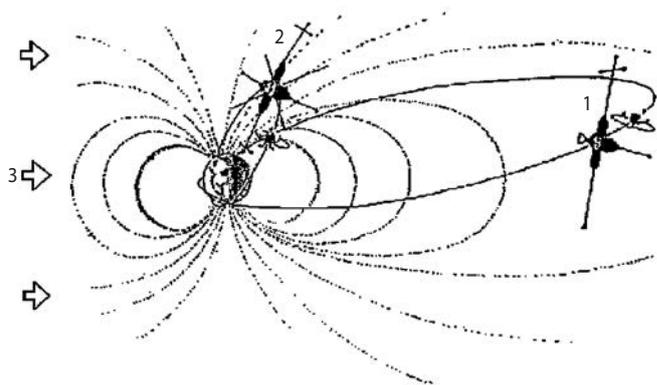
Одной из главных научных задач проекта «ИНТЕРБОЛ» было изучение активных процессов в хвосте магнитосферы Земли и их связей с явлениями в авроральной (полярной) магнитосфере. Эти процессы включали в себя:

- изменение конфигурации магнитного поля в хвосте магнитосферы при накоплении в нем магнитной энергии;
- генерацию продольных электрических токов, поддерживающих связь ионосферных токовых систем с магнитосферой;
- ускорение заряженных частиц – электронов и ионов – в хвосте магнитосферы и в полярных областях;
- генерацию мощного аврорального радиоизлучения в километровом диапазоне волн, выходящего в магнитосферу из областей полярных сияний;
- взрывное высвобождение энергии, накопленной в магнитосферном хвосте, в форме пучков ускоренных частиц, электрических токов, ионизации ионосферы;
- резкие изменения картины полярных сияний и свечения ночного неба, отражающие поглощение энергии магнитосферной плазмы в верхней атмосфере.

Для решения этих задач на высокоапоейные полярные орбиты вокруг Земли были запущены две пары спутников/субспутников: первая пара «ИНТЕРБОЛ-1» и «МАГИОН-4» была запущена в ночь со 2 на 3 августа 1995 года на орбиту с апогеем около 190000 км, наклонением около 62° и периодом обращения около четырёх суток, и вторая пара «ИНТЕРБОЛ-2» и «МАГИОН-5» были запущены 29 августа 1996 года на орбиту с тем же наклонением, апогеем около 20000 км, и периодом обращения около шести часов (рисунок 1).

Спутники «ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2» были созданы на базе ИСЗ серии «ПРОГНОЗ», разработанных в НПО им. Лавочкина. Субспутники «МАГИОН-4» и «МАГИОН-5» разработаны в Чехии при содействии российских и австрийских специалистов.

На спутниках были установлены системы управления, измерения ориентации космических аппаратов, системы сбора бортовой научной информации и телеметрические системы для ее передачи на Землю.



- 1 – спутник «ИНТЕРБОЛ-1» и субспутник «МАГИОН-4»;  
 2 – спутник «ИНТЕРБОЛ-2»;  
 3 – солнечный ветер.

**рисунок 1.** Схематическое изображение расположения спутников проекта «ИНТЕРБОЛ»

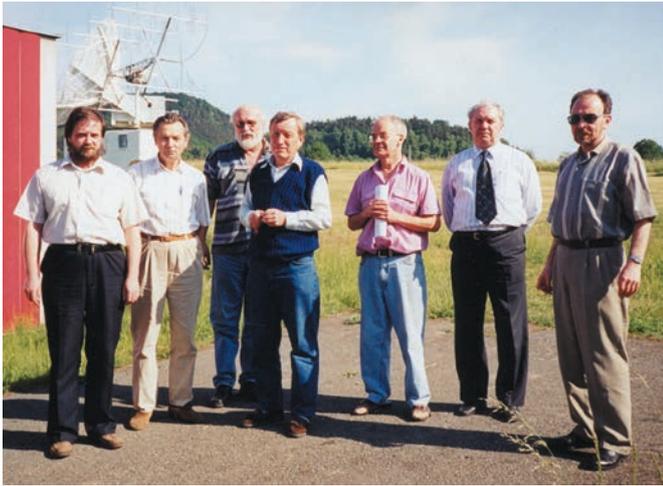
Научная аппаратура, установленная на спутниках «ИНТЕРБОЛ» и субспутнике «МАГИОН-4», включала в себя приборы для измерений следующих характеристик околоземной плазмы:

- потоков частиц плазмы солнечного ветра и магнитосферной плазмы, а также их энергетических, угловых и массовых распределений;
- электрических и магнитных полей и плазменных волн;
- характеристик энергичных частиц в околоземном пространстве;
- солнечного радио-, ультрафиолетового и рентгеновского излучений;
- изображения планетарной картины полярных сияний.

Научные приборы разработаны и изготовлены специалистами России, Австрии, Болгарии, Венгрии, Великобритании, Германии, Греции, Италии, Канады, Киргизии, Кубы, Польши, Румынии, Словакии, Финляндии, Франции, Украины, Узбекистана, Чехии, Швеции и Европейского Космического Агентства. Запуск спутников производился с космодрома Плесецк (Россия), управление полётом и приём информации проводился на наземных станциях, расположенных на территории России, Украины и Чехии.

## 2. Некоторые научные результаты, полученные в проекте «ИНТЕРБОЛ»

1. Граница магнитосферы – магнитопауза служит «щитом», предохраняющим околоземное космическое пространство от прямого доступа потоков солнечного ветра. При измерениях на спутниках «ИНТЕРБОЛ-1» и «МАГИОН-4» была подробно исследована структура возмущений магнитопаузы. Доказано, что магнитопауза реагирует как «упругими»



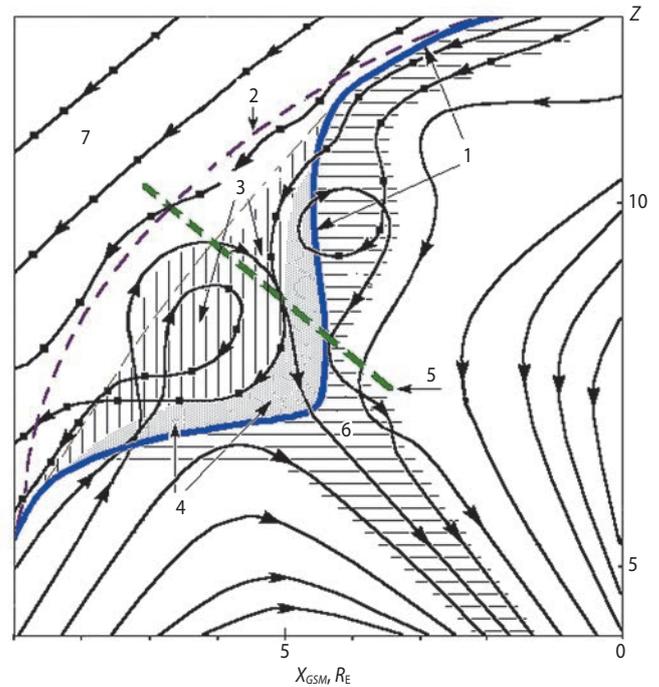
(слева направо): Владимир Храпченков (ИКИ РАН), Павел Триска (ИФА ЧАН, руководитель работ по субспутникам «МАГИОН»), Ярослав Войта (ИФА ЧАН), Ян Шмилауэр (ИФА ЧАН), Геннадий Михайлович Тамкович (ИКИ РАН, Председатель Госкомиссии), Михаил Могилевский (ИКИ РАН).

**фото.** Российские и чешские участники проекта на чешской приёмной станции в Панска Вес

колебаниями, так и рифлением своей поверхности на изменения в солнечном ветре, а также на внутренние взрывные процессы в магнитосфере (суббури). Это определяет механизмы прорыва плазмы солнечного ветра внутрь магнитосферы, т.е. локального разрушения магнитного барьера. Детально исследована функция распределения частиц плазмы при таких прорывах. Она имеет зернистую, далекую от максвелловской форму, т.е. состоит из отдельных пучков заряженных частиц. Эти результаты качественно согласуются с предположением о локальном и импульсивном «пересоединении» магнитных полей на границе магнитосферы, в связи с чем, предстоит большая работа по теоретическому анализу этих новых детальных измерений.

2. В высокоширотных областях магнитосферы существуют магнитные воронки, называемые полярными каспами, обусловленные «ветвлением» магнитного поля, через которые происходит прямое проникновение солнечной плазмы в высокоширотные области магнитосферы и полярной ионосферы. Наряду с появлением крупномасштабных плазменных вихрей в них развиваются многочисленные плазменные неустойчивости.

Рисунок 2 был подготовлен Сергеем Петровичем Савиным. Невозможно спутать особую и хорошо узнаваемую эстетику представления результатов Сергея Петровича. Будучи увлекающимся человеком, он много сделал для постановки и проведения волнового эксперимента на спутнике «Хвостовой зонд». Он старался на одном рисунке представить всё великое



- 1** – положение магнитопаузы по результатам измерений со спутника «ИНТЕРБОЛ-1»;
- 2** – теоретическое положение магнитопаузы;
- 3** – «застойная» область в горловине каспа;
- 4** – турбулентный пограничный слой;
- 5** – орбита спутника «ИНТЕРБОЛ-1» 21.04.1996 в период 03-06UT;
- 6** – область магнитосферного каспа (горизонтальная штриховка);
- 7** – магнитослой – область между отошедшей ударной волной и магнитопаузой.

**рисунок 2.** Представление результатов измерений вблизи магнитопаузы по результатам измерений на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1»



**фото.** С.П. Савин

многообразии своих мыслей и догадок. В результате его деятельности иллюстративный материал становился ещё и художественным явлением.

Магнитные поля на полярной границе каспа могут пересоединяться с межпланетным магнитным полем при его ориентации на север от плоскости эклиптики. Орбита спутника «ИНТЕРБОЛ-1» оказалась очень удачной для исследования этой критической области магнитосферы.

На рисунке 2 схематически показана геометрия магнитного поля и движения плазмы, полученная по результатам измерений на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1». Впервые в горловине каспа обнаружена застойная область размером в несколько радиусов Земли, заполненная горячей термализованной плазмой, представляющей собой в основном плазму солнечного ветра, но с примесью ускоренных магнитосферных ионов.

3. Ещё одной важной пограничной областью магнитосферы являются её боковые фланги. «ИНТЕРБОЛ-1» позволил исследовать картину проникновения плазмы солнечного ветра в хвост магнитосферы на низких широтах, т.е. по её бокам. Показано, что она принципиально отличается от описанной выше картины наполнения магнитосферы солнечной плазмой через высокоширотные полярные каспы и лежащую за ними «плазменную мантию». На низких широтах вблизи границы хвоста плазма солнечного ветра нагревается и практически беспрепятственно, без заметных резких границ, может проникать в магнитосферу, пополняя её плазменный слой. На боковой границе магнитосферы существует переходный слой, в котором «тёплая» плазма солнечного ветра перемешана с «горячей» плазмой хвоста магнитосферы. Открытым остаётся вопрос об относительной важности этих двух путей проникновения солнечной плазмы в магнитосферу: с боков хвоста или через её высокоширотные области.

4. Серия измерений, выполненных на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1», позволила исследовать глобальную перестройку динамики всей магнитосферной системы в зависимости от ориентации межпланетного магнитного поля.

Несмотря на малость магнитной энергии в потоке солнечного ветра, даже слабые изменения его направления (смена знака компоненты межпланетного поля, перпендикулярной плоскости эклиптики, например, с южного на северное) кардинально меняют крупномасштабное движение плазмы внутри магнитосферы. Установлено, что при этом существенно возрастает роль диффузии плазмы через низкоширотные бока магнитосферы.

Сложность динамики магнитосферы и предсказания её поведения, т.е. «космической погоды», обусловлена чувствительностью магнитосферных

электрических токов даже к небольшим изменениям магнитного поля солнечного ветра. Вспышки полярных сияний наглядно демонстрируют происходящие в околоземном космосе процессы взрывного нагрева плазмы, ускорения заряженных частиц, генерации мощных электрических токов.

Измерения на системе спутников «ИНТЕРБОЛ» помогли разработать аналитический аппарат предсказания различных проявлений электромагнитной «погоды» в космосе в зависимости от процессов, разыгрывающихся на Солнце и в межпланетном пространстве.

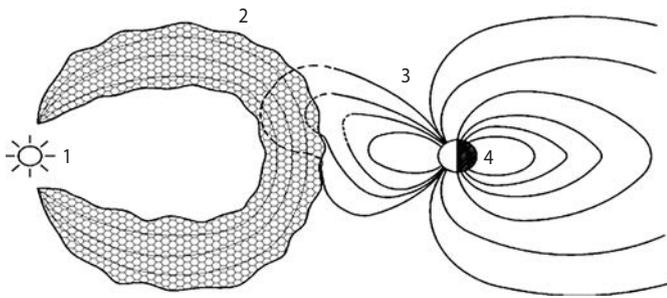
5. Магнитосферные суббури являются основным механизмом диссипации энергии, аккумулированной в магнитном хвосте. Измерения, выполненные в 1995–1997 годы, позволили существенно углубить понимание этих явлений. Доказана и исследована локальность возмущений магнитосферных суббурь. Они не занимают весь поперечник хвоста, а концентрируются в относительно узких его областях. Это осложняет прогноз и предсказание влияния процессов в межпланетном пространстве на околоземные явления. Суббури не есть плазменный взрыв всего хвоста, а сильное, но локализованное возмущение горячей плазмы в относительно небольшой его части. Очень важны и причинно-следственные связи различных стадий развития «взрыва» в магнитосфере.

Удачный выбор орбиты спутников «ИНТЕРБОЛ-1» и «МАГИОН-4» и расположения других аппаратов космической флотилии (см. далее) позволил установить временную последовательность вариаций в хвосте магнитосферы и на поверхности Земли в ряде интересных геофизических событий: пересоединение в хвосте происходит раньше, чем активизация процессов, связанных с суббурей, наблюдаемых на поверхности Земли. Это даёт серьёзные аргументы в споре специалистов, что является исходным элементом суббури – процессы в хвосте или явления в ионосфере. Однако для локальных активизаций в хвосте видимо возможна и обратная последовательность событий (см. п. 10).

6. Одним из важнейших проявлений солнечно-земных связей является крупномасштабное возмущение магнитосферы, неизменно возникающее при набегаии на неё гигантских «магнитных облаков». Такие «облака», характеризующиеся плотной солнечной плазмой и специфичной структурой магнитного поля, формируются в межпланетном пространстве при выбросе из внешних областей Солнца – солнечной короны – больших масс горячей плазмы.

Обычно такие события достаточно редки, но когда функционировали спутники «ИНТЕРБОЛ», оказалось, что эти события были очень «урожайными».

Большое возмущение магнитосферы было зарегистрировано в октябре 1995 года и не менее пяти

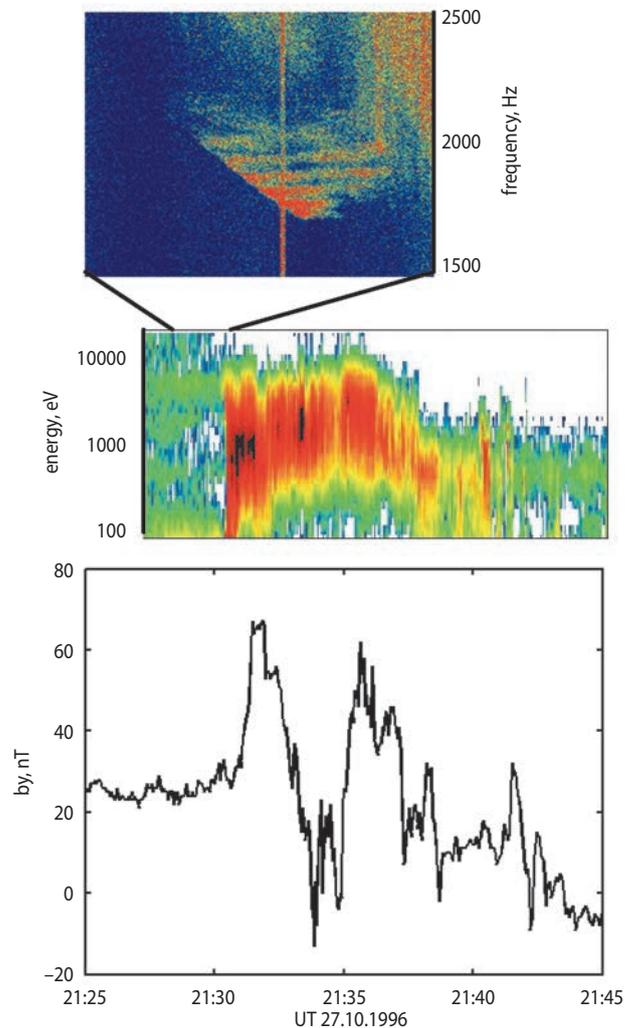
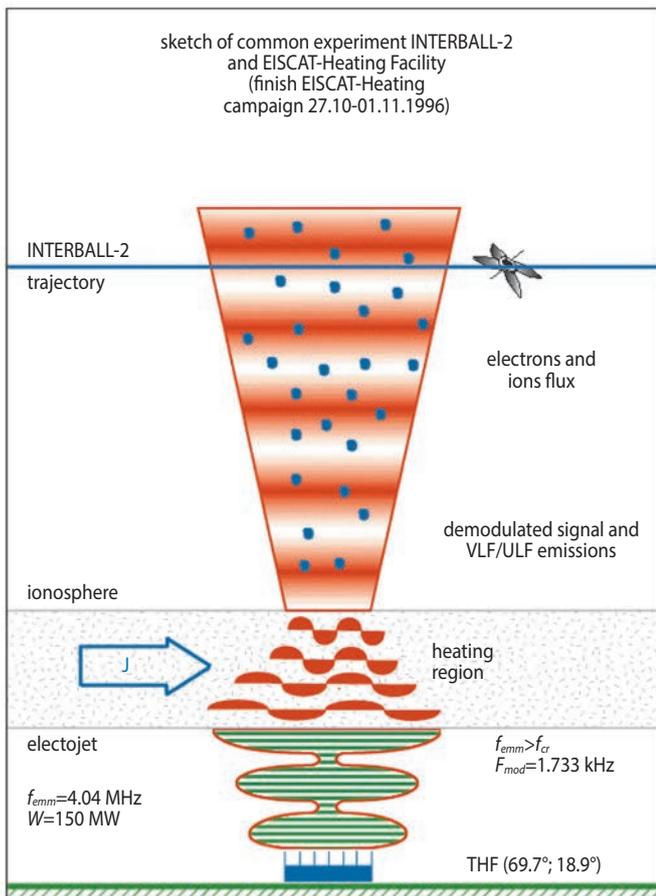


- 1 – Солнце;
- 2 – «магнитное облако»;
- 3 – деформированная облаком магнитосфера Земли;
- 4 – радиационные пояса.

**рисунок 3.** Иллюстрация деформации магнитного поля Земли под действием солнечной плазмы коронального выброса массы

событий произошли в этом году, среди них самое сильное – 10–11 января 1997 года. Каждый раз во время прихода к Земле «магнитного облака», как показано схематически на рисунке 3, наша магнитосфера сильно сжимается (расстояние до дневной магнитопаузы уменьшается почти вдвое), её внутренние полости заполняются экстремально большими потоками энергичных частиц и развивается сильная магнитная буря.

Такие события могут оказывать серьёзное воздействие не только на полярную ионосферу и работу различных радиосистем, но и на энергосети, проводные линии связи в Арктике, на токи в трубопроводах и др. Это лишний раз было продемонстрировано полным выходом из строя 11 января с.г. американского телевизионного ретрансляционного спутника



слева – схема проведения комплексного эксперимента по воздействию электромагнитного излучения на ионосферно-магнитосферную плазму; справа – результаты воздействия мощного электромагнитного излучения на ионосферу и магнитосферу земли: верхний рисунок – генерация излучения типа «блюдце» («соусер») потоками частиц, восходящими из нагретой ионосферы в магнитосферу, средний рисунок – искусственно нагретые ионосферные электроны достигли высоты спутника, нижняя картинка – вариации магнитного поля, вызванные восходящими частицами.

**рисунок 4.** Схема проведения активного эксперимента с участием нагревного стенда и спутника «ИНТЕРБОЛ-2», результаты измерений, полученные в этом эксперименте

Telstar-401 в результате усиленного его облучения энергичными частицами.

7. В проекте «ИНТЕРБОЛ» исследовалось также движение плазмы из хвоста магнитосферы в её внутренние области. На спутнике «ИНТЕРБОЛ-2» обнаружены «провалы» потока протонов средних энергий в определённых областях магнитосферы. Это явление наблюдается во внутренней магнитосфере (в диффузной авроральной зоне) на широтах 63–69° на высоте 15–20 тыс. км. Анализ показал, что эффект «провала» связан с тем, что время дрейфа протонов с такими энергиями из геомагнитного хвоста в утренний и полуденный секторы внутренней магнитосферы на этих траекториях оказывается большим, чем время их жизни, определяемое потерями из-за перезарядки протонов на нейтральных атомах водорода геокороны и из-за взаимодействия волн с частицами.

8. Магнитосфера Земли является источником мощного радиоизлучения в диапазоне частот 200–600 кГц (Авроральное Километровое Излучение – АКР), которое генерируется потоками энергичных частиц в авроральной области (рисунок 5). На спутнике «ИНТЕРБОЛ-2» многократно было зарегистрировано явление АКР в полярной шапке.

Изначально казалось, что этот результат входит в противоречие с ранее проводившимися измерениями, в которых АКР наблюдалось только в авроральной области – в источнике излучения. Однако, как показал предварительный анализ, это противоречие может быть устранено: предварительные оценки показывали, что эти наблюдения могут объясняться спецификой распространения АКР в полярной магнитосфере (низкое содержание холодной плазмы и высокое содержание энергичной компоненты) и особенностями орбиты спутника, удачно проходящей вдоль отклонённых лучей.

9. Взаимодействие частиц плазмы с электромагнитными полями как естественного, так и искусственного происхождения во многом определяет динамику плазмы в магнитосфере Земли. Для изучения физических механизмов такого взаимодействия был проведен эксперимент, в котором использовался международный нагревный стенд EISCAT (мощный коротковолновый (КВ) передатчик, излучающий вверх), а измерения проводились на спутнике «ИНТЕРБОЛ-2»).

Во время эксперимента было обнаружено сильное влияние модулированного КВ-излучения на процессы в магнитосферной плазме: высыпание заряженных частиц, возникновение продольных токов, генерация электростатической турбулентности, стимуляция широкополосного электромагнитного излучения вблизи частоты модуляции, вынос из ионосферы в магнитосферу нагретой плазмы, подавление естественных излучений (АКР) в силовой трубке

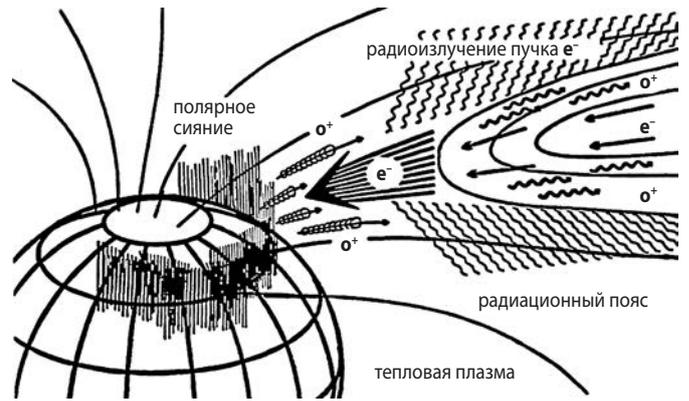


рисунок 5. Схематическое изображение процессов в авроральной области

с плотной плазмой, нагретой КВ сигналом. Эти результаты дают основание для дальнейших исследований возможности управления процессами в магнитосфере Земли.

10. При измерениях энергичных частиц со спутника «ИНТЕРБОЛ-2» были обнаружены поднимающиеся из ионосферы в магнитосферу потоки энергичных электронов. Восходящие пучки энергичных электронов наблюдались в течение 10–20 минут. В это же время нисходящий пучок подобных электронов отсутствовал.

Качественно эти наблюдения можно объяснить тем, что магнитные силовые трубки, в которых обнаружены восходящие пучки энергичных электронов, уходят далеко в хвост магнитосферы на расстояния в сотни тысяч км. Плазма и магнитное поле в нейтральном слое хвоста на этих расстояниях могут сильно флуктуировать. Под воздействием вторгающегося пучка энергичных электронов локальное равновесие в хвосте может нарушаться, что создаст усиленный поток частиц, высыпавшихся в ионосферу из хвоста магнитосферы. Здесь мы, вероятно, встречаемся с новым типом причинно-следственных связей в магнитосфере: верхняя ионосфера – хвост – авроральная вспышка, в отличие от известной: изменение в солнечном ветре и на магнитопаузе – активизация хвоста – вспышка полярных сияний.

Проблема, которая пока остаётся открытой, это механизм ускорения восходящих потоков электронов до энергии в десятки кэВ. По-видимому это может быть связано с многократным прохождением одних и тех же частиц через область ускорения.

11. Фундаментальной проблемой являются детальные измерения тонкой структуры процессов и закономерностей распределения частиц в плазме хвоста магнитосферы – основном резервуаре горячей плазмы в магнитосфере, на магнитопаузе и в областях каспа. Распределения частиц далеки от равновесных, стационарных, они состоят из отдельных фрагментов, пучков ускоренных частиц или гранул.



**фото.** Научная дискуссия между «авроральной» и «хвостовой» физикой (ведущие по КНА «Хвостового зонда» Г.Н. Застенкер и по КНА «Аврорального зонда» М.М. Могилевский)



**фото.** Группа управления проекта «ИНТЕРБОЛ» в Евпатории. На фотографии (слева направо): Надежда Прокопчук, Сергей Гаврилин, Владимир Молодцов (НПОЛ), Жанна Дикарева, Надежда Николаева (ИКИ РАН)

При их изучении важное значение приобретают новейшие теории динамического хаоса, неадиабатического нагрева плазмы и взаимодействия заряженных частиц с плазменными волнами. Поэтому эксперименты в естественной плазменной лаборатории – в магнитосфере – вносят важный вклад в общую теорию плазмы, в астрофизику, в физику Солнечной системы, где каждая планета обладает своей особенной магнитосферой.

Результаты, полученные в проекте «ИНТЕРБОЛ» остаются востребованными до настоящего времени – в прошлом году Г.А. Котова с соавторами опубликовала работу о неоднородностях плотности плазмы на границе плазмосферы Земли. Эта работа базируется на измерениях, сделанных в проекте.

**таблица 1** – Публикации по проекту «ИНТЕРБОЛ» в 1998–1999 годах

название журнала	количество публикаций
Космические исследования	35
Journal of Geophysical Research	16
Geophysical Research Letters	14
Annales Geophysicae	15
Advanced of Space Research	12
Czechoslovak Journal of Physics	15
другие журналы	87
всего	194

**таблица 2** – Тематические выпуски научных журналов по проекту «ИНТЕРБОЛ»

название выпуска	год	номер
Космические исследования	1996	4
	1998	1, 3 и 6
	1999	6
Annales Geophysicae	1997	5
	1998	9
Czechoslovak Journal of Physics	1999	4a

**таблица 3** – Научные конференции по проекту «ИНТЕРБОЛ»

название конференции	место проведения	год
конференция по проекту «ИНТЕРБОЛ»	Кошице	1998
специальная сессия на Ассамблее Европейского Геофизического союза	Ницца	1998
симпозиум по проекту «ИНТЕРБОЛ»	Звенигород	1999
специальная сессия на Ассамблее Европейского Геофизического союза	Гаага	1999

### 3. Проект «ИНТЕРБОЛ» и международная программа исследования солнечно-земных связей

Жизненная важность и фундаментальная значимость исследования цепи солнечно-земных связей и физических процессов в околоземном космическом пространстве, необходимость координации всех этих исследований привели к тому, что специалисты многих стран объединили свои усилия в осуществлении сложных и дорогостоящих космических проектов. Учёные 20 стран непосредственно участвуют в научных экспериментах проекта «ИНТЕРБОЛ», и одновременно сам проект явился одним из ключевых элементов еще более широкой международной программы исследования солнечно-земных связей. В последние годы координация работ по этой программе проводится под эгидой Консультативной Группы Космических Исследований (IACG), куда входят представители космических агентств: России, США (NASA), Европы (ESA) и Японии (ISAS).



**фото.** Ю.И. Гальперин, Т.М. Буринская и В. Кальверт (США) обсуждают результаты измерений на спутнике «Авроральный зонд» в ИКИ РАН

Как раз на середину 90-х годов приходился пик активности всех основных космических агентств в спутниковых исследованиях проблем солнечно-земной физики. В 1995–1998 годах уникальная международная «космическая флотилия» проводила планомерные и детальные исследования процессов на Солнце, в солнечном ветре, магнитосфере и ионосфере Земли.

Песоцкий Лев Владимирович был техническим руководителем по комплексу научной аппаратуры (КНА) и его роль в подготовке проекта была определяющей. Кроме этого он реализовал кардинально новый подход к бортовой организации научных приборов: в проекте «ИНТЕРБОЛ» впервые в космическом приборостроении КНА был аппаратно оформлен как единое целое. Вся информация от научных приборов

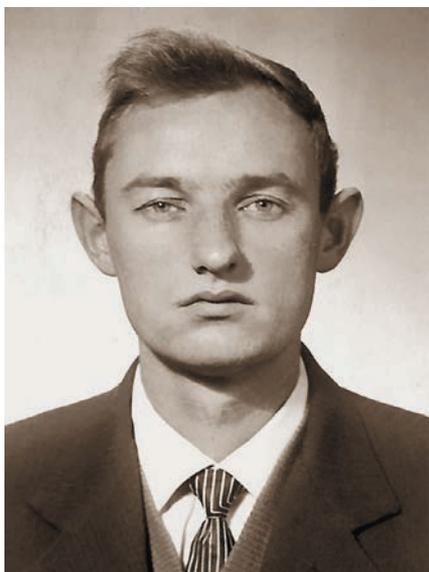
собиралась системой ССНИ, формировался единый измерительный блок, который затем передавался на ТМ.

Такой подход позволил существенно упростить наземную отработку КНА и реализовать научный комплекс в полёте. Приборная архитектура на спутниках проекта «ИНТЕРБОЛ» получила высокую оценку специалистов и сегодня ВСЕ спутники с бортовым комплексом научной аппаратуры в нашей стране используют подход, задуманный Львом Владимировичем (Бортовая архитектура 2Л: Лев Песоцкий и Лев Чесалин – который реализовал идею Л.В. Песоцкого).

Смысл создания четырёхспутниковой системы измерений – проследить динамику процессов в магнитосфере, и для решения этой задачи необходим т.н. ситуационный анализ – прогноз магнитного сопряжения каждого из элементов системы. Эту задачу в проекте решила Виктория Ивановна Прохоренко – женщина-математик, женщина-танцор и, вообще, женщина.

Ключевую роль при подготовке и управлении в полёте спутником «Хвостовой зонд» играла Татьяна Павловна Лесина. Опытный сотрудник комплексного отдела, она хорошо знала борт в части научной аппаратуры и обладая устойчивым характером и внешним спокойствием Татьяна Павловна умело рулила аппаратом в окружении эмоциональной толпы «хвостовых учёных».

Успешная подготовка и проведение исследований в рамках проекта «ИНТЕРБОЛ» – результат плодотворного сотрудничества коллектива НПО им. С.А. Лавочкина и научных организаций во главе с ИКИ РАН. Особо хочется отметить некоторых сотрудников НПОЛ, внесших большой вклад в решение проблем, возникавших при подготовке спутников.



**фото.** Л.В. Песоцкий



**фото.** В.И. Прохоренко



**фото.** Т.П. Лесина



**фото.** Ф.И. Долгополический



**фото.** В.Н. Карачевский



**фото.** И.В. Собачкин

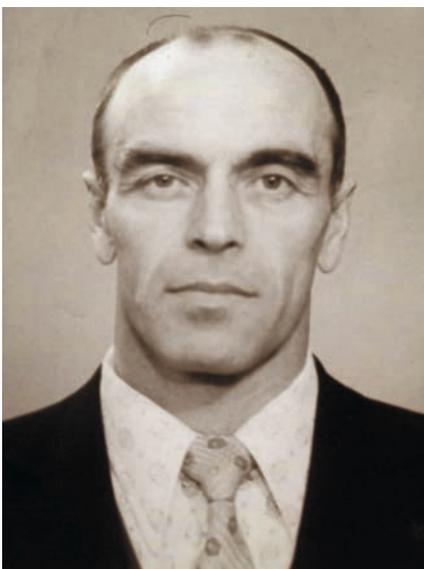
Первым представителем НПОЛ, который встречал разработчиков научных приборов был Филипп Исаакович Долгополический. Сочетание строгости (иногда напускной), знание производства и умение общения с разными людьми помогали решать вопросы.

Большую и непростую задачу по созданию «интерфейса» между ИКИ и НПОЛ смог успешно решить Виктор Николаевич Карачевский. Будучи ведущим по проекту Виктор Николаевич смог «поместить в рамки» пожелания науки и одновременно расширил творческий и неординарный подход сотрудниками НПОЛ в решении возникавших задач.

Активную роль в испытаниях научных приборов играл Иван Васильевич Собачкин. Обладая колоссальным опытом подготовки и проведения комплекс-

ных космических миссий, он находил неординарные решения при возникновении противоречий между требованиями научных приборов и возможностями космического аппарата.

После запуска спутника «ИНТЕРБОЛ-2» возникла проблема устойчивости его ориентации – спутник начинал раскачиваться вокруг направления на Солнце и для устранения этой раскачки было необходимо тратить большое количество рабочего тела, что приводило к ограничению работы КА до одного-двух месяцев. Юрий Николаевич Глинкин со своими сотрудниками за короткое время нашёл оригинальное решение по управлению динамикой спутника, что позволило проводить измерения в течение долгого времени.



**фото.** Ю.Н. Глинкин



**фото.** К.Г. Суханов

Нам, участникам проекта «ИНТЕРБОЛ» очень повезло – руководителем ГОГУ проекта был Константин Георгиевич Суханов, который смог решить как регулярные, так и неожиданные проблемы, возникавшие за время работы спутников. Константин Георгиевич блестяще знал и понимал работу всех систем спутника, вопросы управления, а также систему взаимоотношений с различными организациями и структурами, которые могли повлиять на условия работы группы управления и соответственно работы спутников. При этом во всех ситуациях, в том числе, конфликтных, он был корректен и доброжелателен. Заинтересованность в результате работы, а не фраза в отчёте, были видны всем участникам проекта и создавали ту особую обстановку, благодаря которой была создана творческая обстановка в проекте.

При подготовке проекта «ИНТЕРБОЛ» каждый из научных приборов должен был иметь четыре документа: габаритный чертёж, паспорт (формуляр), техническое описание и инструкцию по эксплуатации. Сегодня такие же приборы должны иметь 27 документов каждый. Документы благополучно выпускаем, а КА нет. Давайте постараемся сохранить традиции наших предшественников, не будем цепляться за бумагу, не будем бояться высказать свою точку зрения (даже спорную) и не бояться новых подходов. Только так мы сможем восстановить позиции страны в космосе.

*Авторы благодарны А.А. Мошнееву, сумевшему найти фотографии сотрудников НПОЛ. Большая благодарность Т.В. Романцовой за смысловую и техническую помощь в подготовке текста.*

## Послесловие академика РАН Л.М. Зеленого. «ИНТЕРБОЛ»

Взглянем в уже далёкое прошлое – ведь почти 30 лет прошло с 1995 года, когда была запущена первая пара «ИНТЕРБОЛ-1» и «МАГИОН-4». То мрачное ельцинское время сейчас любят показывать в телевизионных сериях – бесконечные ларьки на улицах, нищета, перестрелки, разборки, гуманитарные посылки с Запада, чувство унижения и позора.

Все было и так и не совсем так – институт работал, писались статьи, готовились эксперименты. Небольшие зарплаты выплачивались регулярно. Зарабатывали кто как мог, подрабатывали на стороне, становились детьми капитана Гранта. Институт не просто выживал, а шла активная научная жизнь – работала обсерватория «ГРАНАТ», готовились новые проекты – «ИНТЕРБОЛ», «МАРС-94», ставший потом «МАРСОМ-96».

Стоит здесь с благодарностью вспомнить директора ИКИ РАН тех лет (1989–2001) академика Альберта Абубакировича Галеева, который был и научным руководителем «ИНТЕРБОЛА».



**фото.** Научный руководитель проекта «ИНТЕРБОЛ» академик А.А. Галеев со своим учеником и заместителем Л.С. Зеленым

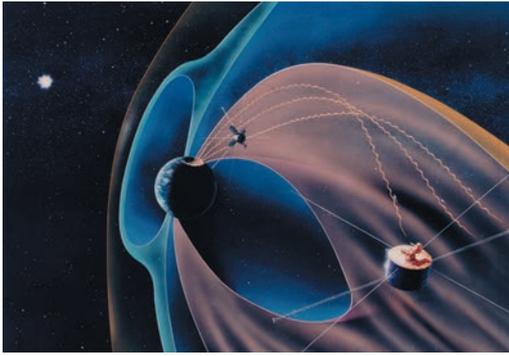
Я, пожалуй, и не вспомню, когда зародились первые идеи многоспутникового отечественного проекта. С первых лет космической эры, когда начались производиться прямые локальные (по латыни «in situ») измерения параметров космической среды, стала ясна принципиальная ограниченность односпутниковых измерений. В космической плазме, где «все течёт и все меняется» возникла очевидная задача разделения пространственных и временных измерений параметров среды, в которой движется аппарат.

Первыми такую задачу в применении к бесстолкновительным ударным волнам начали решать американские коллеги на близко расположенной паре спутников ISEE-1, -2 (ISEE – International Sun-Earth Explorer).

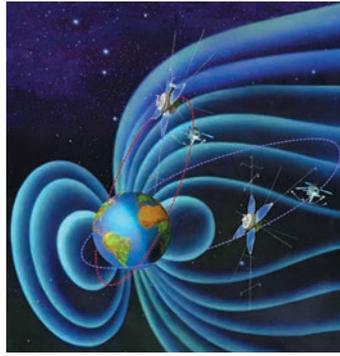
Следующим в мировой космической науке стал наш «ИНТЕРБОЛ». На рисунке 6 показана последовательность космических аппаратов, которые с начала 1990-х пытались (и пытаются сейчас) разобраться в иерархии и последовательности процессов в горячей плазме земной магнитосферы.

Проект «ИНТЕРБОЛ», включающий в себя четыре космических аппарата, стал первой, по-настоящему многоспутниковой миссией. Отцы-основатели А.А. Галеев и Павел Триска заложили в него две принципиально важные возможности (А) – разделение пространственных и временных вариаций как в дальних областях магнитосферы («ИНТЕРБОЛ-2» – «МАГИОН-4»), так и в авроральной области вблизи Земли (В) – выявление причинно-следственных связей между процессами

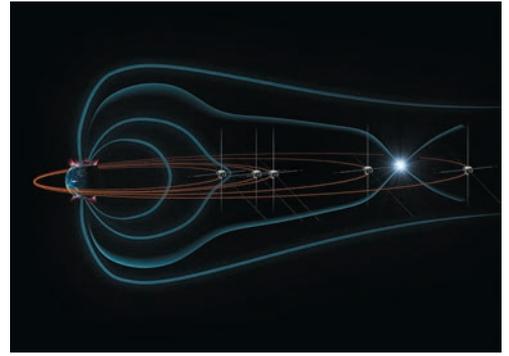
исследование причинно-следственных связей на МГД-масштабах



GEOTAIL (1992). JAXA-NASA

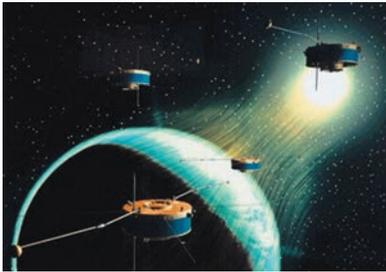


ИНТЕРБОЛ (1995). Россия

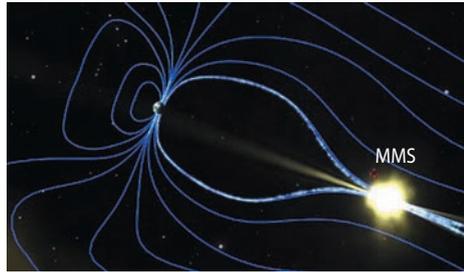


THEMIS (2007). NASA

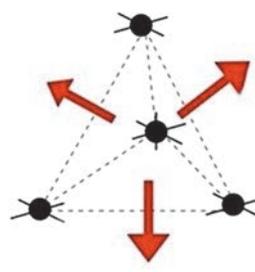
4-спутниковые миссии CLUSTER и MMS позволяют исследовать плазменные процессы на ионных и электронных кинетических масштабах



CLUSTER (2000). ESA



MMS (2015). NASA



- измерение трёх компонент градиентов параметров плазмы и полей
- измерение плотности тока
- измерение направления и скорости движения магнитоплазменных структур

**рисунок 6.** Основные магнитосферные миссии

в солнечном ветре и магнитосферном хвосте с процессами на нижнем этапе цепочки солнечно-земных связей – авроральной магнитосфере («ИНТЕРБОЛ-1» ↔ «ИНТЕРБОЛ-2»).

Моим дебютом в экспериментальной магнитосферной физике стало совещание в Пловдиве в 1982 году «Плазменные процессы в магнитосфере Земли» организованное по поручению А.А. Галеева. Это сове-

щание стало первым в цепочке масштабных предпроектных конференций, где лицом к лицу встретились авторы научных экспериментов на всех четырёх спутниках, инженеры-управленцы, конструкторы космических аппаратов. Участвовали специалисты из ИКИ и других академических институтов, НИИЯФ МГУ, НПО Лавочкина и наши многочисленные зарубежные коллеги из 18 стран.



**фото.** А.А. Галеев



**фото.** П. Триска



**фото.** Н.И. Афаткина

Вспоминаю конференции в Суздале в 1985 и 1987 годах, в Апатитах в 1990 году.

Проектные конференции шли своим чередом, а запуск всё откладывался и откладывался. После распада СССР в 1991 году мало кто верил уже, что запуск вообще состоится.

Многие помнят это время, ожидать каких-то серьёзных научных событий в тогдашней ситуации в стране было наивно.

Но мы верили и продолжали подготовку проекта. И нет худа без добра: перенос ожидаемого запуска по крайней мере на восемь-девять лет дал много времени на подготовку. Мы не давали участникам эксперимента расслабиться, постоянные проектные встречи, на которых отрабатывались полётные сценарии, магнитные сопряжения аврорального и хвостового зондов, циклограммы работы приборов на каждом этапе миссии, совместная работа с зарубежными аппаратами WIND и GEOTAIL и многое другое держали всех в тонусе. Все эти встречи организованы деятельной и душевной сотрудницей международного отдела ИКИ РАН Инной Ивановной Афаткиной.

Как мне кажется, эти встречи сплотили многочисленных участников проекта из разных стран и организаций и сделали их одной дружной интербольской командой. Думаю, это стало одной из составляющих несомненного успеха проекта, когда спутники проекта «ИНТЕРБОЛ» всё же оказались на орбите. С северного космодрома Плесецк в 1995 году в космос ушла первая пара «ИНТЕРБОЛ-1» и «МАГИОН-4», в 1996 вторая пара «ИНТЕРБОЛ-2» и «МАГИОН-5». Сохранилось несколько фотографий, сделанных в Плесецке в эти дни.

Эти слова «все же оказались на орбите» требуют пояснения. Космические аппараты вполне могли



**фото.** Стартовая площадка космодрома Плесецк 29 августа 1996 года



слева направо: А. Устинов, Л. Зеленый (ИКИ РАН), руководство НПО им. С.А. Лавочкина (В.Н. Полецкий и Р.С. Кремнев), руководитель космодрома Плесецк.

**фото.** Плесецк 29 августа 1996 года. Запуск спутника «ИНТЕРБОЛ-2»



**фото.** Г.М. Тамкович

остаться на Земле. Оплата запусков должна была быть произведена из средств тогдашнего Российского аэрокосмического агентства, которое позже стало называться Госкорпорацией «Роскосмос». Средства на это шли в бюджете отдельной строкой, которая была пуста. С запуском «ИНТЕРБОЛОВ», особенно второй пары, были поэтому связаны почти детективные истории. С уверенностью могу сказать, что проблема бы так и не разрешилась без героических усилий тогдашнего заместителя директора ИКИ РАН генерал-майора Геннадия Михайловича Тамковича.

Средства для оплаты запуска отсутствовали, и Геннадию Михайловичу удалось договориться о запуске «в долг» с последующей оплатой из лимита средств,



**фото.** Выступление Л.М. Зеленого на заключительном заседании в Госкомиссии по «ИНТЕРБОЛУ-1» в Евпатории в августе 1995 года (справа один из ведущих сотрудников НПОЛ, ответственный за испытания космических аппаратов В.П. Никифоров)

предназначенных для проектов РАН. Авторитет его в войсковых частях, связанных с работами на космодромах был чрезвычайно велик.

Запуски первой, а затем (через год) и второй пары космических аппаратов прошли блестяще. Даже «МАГИОН-5», вначале закапризничавший, через некоторое время стал работать вполне нормально.

Колорита всей пусковой компании в 1996 году добавила история с коммерческим попутным запуском аргентинского субспутника (точнее спутника «мятежной» тогда аргентинской провинции Кордова). Впрочем, я об этом уже писал в «Обратном отсчёте – 3» и не буду повторяться.

После запусков Государственная комиссия, возглавляемая Г.М. Тамковичем и её бессменным секретарём А.М. Певзнером, быстро из Плесецка перемещалась в Евпаторийский центр дальней космической связи, откуда шло управление аппаратами. Запуск и ввод космического аппарата в эксплуатацию сопровождался традиционными формальностями, сохранившимися от советского времени. Думаю, что сохранение этих военных традиций в объётой хаосом стране держало всех в форме и позволило добиться успеха.

Судьба «ИНТЕРБОЛОВ», их замечательная работа в 1996–2000 годах стали, на мой взгляд, венцом советской программы «ИНТЕРКОСМОС». Инерция дружбы и творческого сотрудничества, с коллегами из стран Восточной Европы, Франции, Швеции, Кубы пережила и СССР и перешла из XX века в XXI век.

Думаю, вплоть до 2022 года многие творческие связи между российскими и европейскими учёными, возникшие в период подготовки «ИНТЕРБОЛА», были живы и активны.



**фото.** Ключевые члены команд «ИНТЕРБОЛА-1» и «ГЕОТЭЙЛА» (слева направо: Ю.И. Ермолаев, J.A. Sauvau (France), Е.Ю. Будник, С.П. Савин и японские учёные MUKAI-san и MAESAWA-san)



**рисунок 7.** Диплом Европейского космического агентства, которым награждена Е.Е. Григоренко за работы по научной интерпретации данных проекта «ИНТЕРБОЛ»

Конечно, мы никогда не забудем совместные работы по «ИНТЕРБОЛУ», а также и над более поздними проектами. Импульс сотрудничества, данный «ИНТЕРКОСМОСОМ», конечно, не вечен, но следующим поколениям исследователей, которые, я уверен, сумеют восстановить научные связи между нашими странами, придётся, все же начинать не с нуля, а опираться на многолетние традиции, заложенные, в том числе, и «ИНТЕРБОЛЬСКИМ» научным сообществом.

Сейчас почти через четверть века после завершения полёта «ИНТЕРБОЛОВ», видно какую роль они сыграли как первопроходцы в продвижении идеи многоспутниковых измерений в магнитосфере Земли. На рисунках 1 и 2 показана логика этих исследований, фактически начатых «ИНТЕРБОЛАМИ».

Природа многомасштабна и все разнообразные физические процессы, разыгрывающиеся на этих масштабах связаны между собой сложными нелинейными зависимостями. Интербол пытался решить эти задачи сразу по двум направлениям, исследуя глобальные явления на масштабах, сравнимых с размером всей магнитосферы, и изучая одновременно явления на мелких масштабах. Первое направление должно было исследоваться парой «ИНТЕРБОЛ-1» – «МАГИОН-4», второе парами «ИНТЕРБОЛ-2» – «МАГИОН-5». Наиболее успешным стало, на мой взгляд, изучение локальных свойств магнитосферных границ, то есть вторая мелкомасштабная задача. Первая задача оказалась, как ни странно, сложнее. Не всё здесь удалось несмотря на изнурительные расчёты магнитных сопряжений «ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2», все эти годы, проводимые Викторией Прохоренко (см. фото В.И. Прохоренко выше).

Процессы в магнитосфере Земли оказались гораздо сложнее, и рассчитывать на простые магнитные сопряжения недостаточно. Более интересными оказались сопоставления данных с двух аппаратов «ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2» с наземными наблюдениями, и очень удачными были совместные измерения «ИНТЕРБОЛ-1» с японским КА «GEOTAIL».

С японским космическим институтом ISAS вообще возникла многолетняя научная дружба. Этому немало способствовали многомесячные стажировки в ISAS молодых специалистов ИКИ РАН, в том числе и тогдашнего молодого учёного Анатолия Петруковича.

Международное сотрудничество в те годы развивалось очень активно. Начало этому дала кампания, организованная Р.З. Сагдеевым, по координации измерений кометы Галлея на Российских КА «ВЕГА», Европейском «ДЖОТТО» и японским КА GEOTAIL.



**рисунок 8.** Глобальные, ионные и электронные масштабы в космической плазме и магнитосферные спутниковые системы, предназначенные для изучения физических процессов, разыгрывающихся на соответствующих межспутниковых расстояниях

Вдохновлённые чрезвычайно успешными кометными исследованиями, руководители ведущих космических агентств в качестве следующего направления совместных исследований, выбрали солнечно-земную физику. Россию в этой международной программе ISTP представлял ИКИ со своим проектом «ИНТЕРБОЛ». Было организовано несколько кампаний совместных измерений (этим как раз пришлось заниматься мне) по исследованию магнитосферных суббурь («ИНТЕРБОЛ-1» – GEOTAIL (ISAS) – WIND (NASA)) и магнитосферных границ («ИНТЕРБОЛ-2» – POLAR(NASA)). Были также и солнечные кампании, основывавшиеся на данных КА SOHO (ESA). Для наших коллег, участников «ИНТЕРБОЛА» из Восточной Европы, это были первые опыты взаимодействия с большой международной наукой. Думаю, об этом тоже не стоит сейчас забывать.

Проект «ИНТЕРБОЛ» доказал чрезвычайную эффективность компактных, пусть даже двухточечных локальных измерений для изучения фундаментальных физических процессов в магнитосферной плазме. Это стало одним из первых шагов в формировании отношения к магнитосфере как естественной плазмофизической лаборатории, а не только как к утилитарному звену в системе предсказания космической погоды.

За «ИНТЕРБОЛОМ» последовал европейский многоспутниковый проект CLUSTER, запущенный российской ракетой («Союз»+«Фрегат») в 2000 году. К сожалению, первая попытка запуска CLUSTERa на новой ракете «АРИАН-5» в 1996 году сорвалась из-за её взрыва (изначально CLUSTER планировался как один из участников программы ISTP, о которой говорилось выше).

На четырёх спутниках CLUSTER основные исследования проводили в компактной связке, когда расстояние между ними измерялось тысячами километров, что и позволяло изучать физику локальных физических процессов в магнитосфере на ионных масштабах (то есть масштабах, сравнимых с характерным размером орбит протонов в магнитных полях дальних областей магнитосферы). Хотя CLUSTER и не имел ни одного российского прибора, опыт, полученный российскими специалистами в проекте «ИНТЕРБОЛ», позволил активно участвовать в научных исследованиях CLUSTER. Эта работа неоднократно отмечалась грамотами и благодарностями Европейского Космического Агентства.

Все относительно, и определение «компактная спутниковая связка» применительно к CLUSTERу вскоре перестало удовлетворять специалистов. Теория, компьютерное моделирование и даже отдель-

ные наблюдения говорили, что какие-то очень важные процессы идут в гораздо меньших масштабах, связанных с движением электронов, которые невозможно разрешить в масштабах межспутниковых расстояний в системе CLUSTER.

Развитие технологий позволило удовлетворить запрос на измерения в «электронных масштабах» (единицы и десятки км) через 1.5 десятилетия после CLUSTERa в 2015 году, когда NASA запустило четырёхспутниковую систему MMS (Magnetospheric MultiScale).

Интересно, что и второе глобальное направление «ИНТЕРБОЛА» тоже получило многочисленные продолжения в XXI-м веке, здесь и распределённая система THEMIS, запущенная NASA в 2007 году и создаваемая сейчас европейско-китайская система SMILE для мониторинга солнечно-земных связей и ещё несколько обсуждаемых супермногоспутниковых проектов.

Интересно задуматься, куда приведут космическую физику XXI века дороги, намеченные «ИНТЕРБОЛОМ» ещё в конце XX-го? Вряд ли возможно дальнейшее движение в сторону существенного уменьшения исследуемых масштабов. Пожалуй, остался один класс явлений, связанный с генерацией сильных электростатических полей на масштабах дебаевского радиуса для которого расстояния между спутниками MMS великовато. Других, ещё более мелких масштабов классическая физика плазмы не предлагает. Зато другое направление – заполнение всей магнитосферы бесчисленными роями малых спутников имеет сейчас на своей стороне поддержку многих энтузиастов.

Сомневаюсь в практической осмысленности такого подхода – магнитосфера как сложная нелинейная система всегда будет в значительной мере оставаться непредсказуемой и увеличение количества точек измерения здесь принципиально не поможет. Необходимо создание минимально необходимой сети наземных и спутниковых наблюдений, способных предсказать крупные, опасные для техники и людей солнечные события, которые могут реально угрожать Земле. Думаю, что такой прагматический подход возобладал, а для желающих продолжать заниматься магнитосферной физикой во второй половине XXI века откроются возможности исследований в сложных магнитосферах Юпитера, Сатурна и Урана.

*Статья поступила в редакцию 06.02.2025*

*Статья после доработки 06.02.2025*

*Статья принята к публикации 06.02.2025*

## К 60-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АО «НПО ЛАВОЧКИНА»: ГОДЫ СОТРУДНИЧЕСТВА С НИИЯФ им. Д.В. СКОБЕЛЬЦЫНА МГУ им. М.В. ЛОМОНОСОВА

**В.И. Оседло<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
osedlo@mail.ru;  
**V.I. Osedlo**

**В.И. Тулупов<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
ikt0840@mail.ru;  
**V.I. Tulupov**

**В.В. Калегав<sup>1</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
klg@dec1.sinp.msu.ru;  
**V.V. Kalegaev**

**Н.М. Хамидуллина<sup>2</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
khamidullinanm@  
laspace.ru;  
**N.M. Khamidullina**

## ON THE 60<sup>TH</sup> ANNIVERSARY OF THE SPACE ACTIVITIES OF LAVOCHKIN ASSOCIATION: YEARS OF COOPERATION WITH THE SKOBELTSYN INSTITUTE OF NUCLEAR PHYSICS OF LOMONOSOV MOSCOW STATE UNIVERSITY

**П.А. Климов<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
pavel.klimov@gmail.com;  
**P.A. Klimov**

**М.Е. Артемов<sup>2</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
ArtemovME@laspace.ru;  
**M.E. Artemov**

**С.И. Свертилов<sup>1</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
sis@coronas.ru;  
**S.I. Svertilov**

*В статье рассказывается о достижениях в изучении космической радиации с помощью приборов НИИЯФ МГУ на космических аппаратах, созданных в АО «НПО Лавочкина»; о совместных работах в прогнозировании радиационных условий полёта; в исследованиях радиационной стойкости элементов космических аппаратов.*

*Ключевые слова:*  
космические аппараты;  
космическая радиация;  
межпланетная среда;  
программный комплекс;  
одиночные сбои и отказы;  
прогноз радиационных условий и эффектов.

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.003

Многолетнее плодотворное творческое сотрудничество коллективов АО «НПО Лавочкина» (НПОЛ) и НИИЯФ МГУ, которое продолжается и поныне, началось в 1965 году. Именно к этому году относится начало «космической» эры НПОЛ, когда произошла передача тематики «Исследование Луны и планет Солнечной системы автоматическими космическими

*The article presents the achievements in study of space radiation using instrumentation by Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics onboard spacecraft developed by Lavochkin Association; in forecasting of flight radiation environment; in studies of spacecraft elements radiation hardeness.*

*Key words:*  
spacecraft;  
space radiation;  
interplanetary space;  
program complex;  
single event setups and failures;  
radiation environment and effects forecast.

аппаратами» из ОКБ-1 С.П. Королёва в ОКБ «Машиностроительный завод им. С.А. Лавочкина», как тогда называлось НПОЛ.

НПОЛ во главе с главным конструктором Георгием Николаевичем Бабакиным и его последователями создало космические аппараты (КА), размещение на борту которых современных научных приборов

<sup>1</sup> НИИ ядерной физики имени Д.В. Скобелцына, МГУ им. М.В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ), Россия, г. Москва.  
Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University (MSU SINP), Russia, Moscow.

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

составило целую эпоху в российских исследованиях межпланетного и околоземного космического пространства (ОКП).

Конструкторам космических аппаратов крайне необходимы были сведения о характеристиках космической среды, в том числе ионизирующих излучений космического пространства, которые, как к тому времени было установлено, весьма агрессивно воздействуют на технику и экипажи космических миссий. Поэтому радиационный контроль непосредственно на борту КА во время полёта был необходим. Учёные НИИЯФ МГУ, естественно, были заинтересованы в исследовании фундаментальных основ космической радиации с научной точки зрения.

Для выдающегося учёного, директора НИИЯФ МГУ академика Сергея Николаевича Вернова (1910–1982), добившегося значительных достижений в области изучения космических лучей галактического и солнечного происхождения с помощью наземных установок и запускаемых на аэростатах приборов, был вполне очевидным переход к исследованиям космических излучений на КА без их искажения атмосферой Земли.

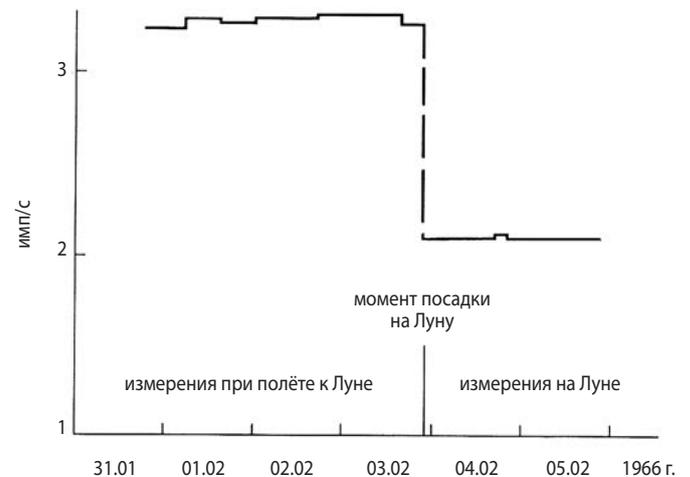
Огромная заслуга в создании и поддержании доверительных рабочих отношений между коллективами НПОЛ и НИИЯФ МГУ принадлежала талантливому ученику Сергея Николаевича профессору М.И. Панасюку (1945–2020), сменившему С.Н. Вернова на посту директора института.

Процессы на Солнце и в межпланетном пространстве сложны, и лишь систематические и планомерные измерения космических лучей и других характеристик межпланетной среды на КА дают необходимый материал для понимания закономерностей солнечной активности и её надёжного прогнозирования. Прогнозирование активности Солнца – важная прикладная задача исследования космических лучей. С её решением связаны условия космических полётов человека и автоматических станций, устойчивость земной и космической радиосвязи, погода и жизнедеятельность людей на Земле.

60–70-е годы прошлого века – годы интенсивного изучения Луны и окололунного пространства. Изучение космической радиации на Луне обладает рядом существенных преимуществ по сравнению с околоземным, ибо Луна более 80% времени находится в полностью открытом космическом пространстве и менее 20% – в хвосте земной магнитосферы, причём на таких больших расстояниях от Земли, что экранирующее влияние земного магнитного поля является незначительным. К тому времени уже имелся некоторый опыт по организации полётов в направлении естественного спутника Земли. Однако о структуре лунной поверхности, (твёрдая или покрыта толстым слоем пыли, радиоактивность пород, потоки частиц

альбедо, важных для выбора конструкции спускаемого аппарата) имелись весьма скудные сведения.

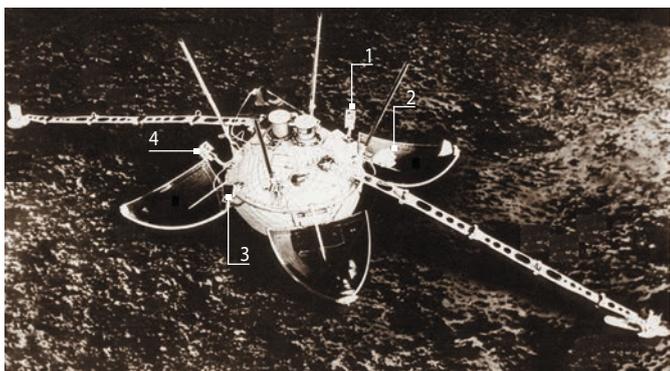
В этих условиях следует отметить успех миссии автоматической лунной станции (АЛС) «ЛУНА-9», первой в «космической» биографии НПОЛ (Ефанов В.В. и др., 2016). «ЛУНА-9» – это первая в мире мягкая посадка 03.02.1966, первая панорама лунного ландшафта и первая регистрация радиации на Луне простейшим прибором, созданным в НИИЯФ МГУ, с газоразрядным счётчиком СТС-5 (Вернов С.Н. и др., 1966). Результаты этого эксперимента представлены на рисунке 1.



**рисунки 1.** Поток радиации в открытом космосе и на поверхности Луны, по данным счётчика СТС-5 на станции «ЛУНА-9»

Эти измерения показали, что потоки космических лучей на поверхности Луны уменьшаются только в 1.6 раза по сравнению с межпланетным пространством, а не в два раза, как этого следовало бы ожидать из-за геометрической экранировки изотропных потоков космических лучей телом Луны. Этот результат был объяснён вкладом в поток излучений на Луне дополнительных потоков частиц альбедо (вторичных частиц, испускаемых лунной поверхностью под действием энергичных частиц галактических и солнечных космических лучей – ГКЛ и СКЛ соответственно) и радиоактивностью лунного грунта. Учёт этих факторов позволил определить радиоактивность лунной поверхности, которая оказалась близкой к радиоактивности земного грунта.

В дальнейшем всё более совершенная научная аппаратура НИИЯФ МГУ для регистрации потоков космической радиации устанавливалась на всех лунных станциях, как орбитальных, так и посадочных, созданных в НПОЛ, включая «ЛУНОХОДЫ-1, -2».



**рисунок 2.** Компьютерная репродукция АЛС «ЛУНА-13» на лунной поверхности

Если говорить об исследованиях Луны с общих позиций, а не только в аспекте изучения космической радиации, то нельзя не упомянуть о второй АЛС – «ЛУНА-13», совершившей также мягкую посадку в том же 1966 году на поверхность Луны. В состав её научной аппаратуры входил радиометр, созданный в НИИЯФ МГУ под руководством известного астрофизика профессора А.И. Лебединского для измерения интегрального теплового потока радиации от поверхности Луны. Радиометр имел четыре одинаковых датчика, размещённых так, чтобы при любом возможном расположении станции относительно Солнца в поле зрения не попадали ни тень станции, ни небо, ни солнечные лучи. На рисунке 2 представлена компьютерная репродукция АЛС на лунной поверхности, на которой датчики радиометра помечены цифрами 1–4.

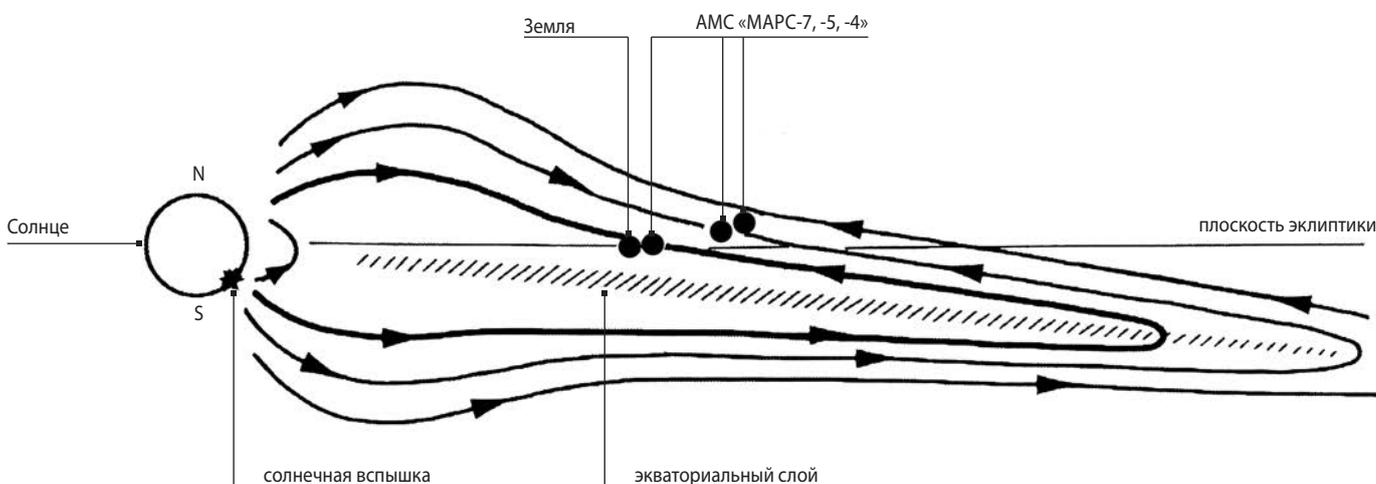
По данным обработки измерений радиометра был вычислен так называемый тепловой параметр поверхности Луны, величина которого оказалась

соответствующей твёрдому пористому веществу, что подтвердилось показаниями приборов по определению механических свойств грунта, установленных на той же станции.

Следует отметить, что под руководством А.И. Лебединского были получены первые научные результаты обработки панорам лунной поверхности по снимкам АЛС «ЛУНА-9». Имя учёного увековечено в названии лунного кратера Lebedinskiy.

На всех автоматических межпланетных станциях (АМС), созданных в НПОЛ, направлявшихся к планетам Венера, Марс, спутнику Марса Фобосу, комете Галлея, были приборы НИИЯФ МГУ, которые использовали многомесячное нахождение этих станций в межпланетном пространстве для получения информации о радиации в космосе (Логачев Ю.И., 2007). Приборы на АМС серий «ВЕНЕРА» и «МАРС», кроме изучения космических лучей, предназначались для изучения возможных радиационных поясов этих планет. Измерения показали, что ни вблизи Марса, ни вблизи Венеры таких поясов не обнаружено. Этот результат согласуется с отсутствием заметного магнитного поля Венеры и слабым магнитным полем Марса.

Особенно удачным был полёт «ВЕНЕРЫ-4», первой АМС, созданной в НПОЛ. Измерения проводились на всей трассе полёта Земля – Венера и около Венеры, и приборы НИИЯФ МГУ зарегистрировали большое число солнечных вспышечных событий. Эти измерения ознаменовали новый важный этап в методике эксперимента и в развитии модельных представлений о распространении СКЛ и структуре межпланетной среды. На «ВЕНЕРЕ-4» были установлены детекторы протонов с энергиями 1–5 МэВ с полями зрения, ориентированными на Солнце и в противоположном направлении. Такая методика позволяла



**рисунок 3.** Взаимное расположение АМС «МАРС-4, -5, -7» и области вспышки на Солнце 7 сентября 1973 года. Сплошные линии – возможная конфигурация силовых линий магнитного поля, обеспечивающая приход частиц в точку регистрации с противоположной от Солнца стороны

определять анизотропию потока СКЛ в этих двух направлениях. После вспышки 1 августа 1967 года, произошедшей в западной части диска Солнца, в течение 16 часов наблюдалась положительная анизотропия 96%. Обратный поток повторял форму потока от Солнца, но отставал по времени, что указывало на групповое отражение от некоторого зеркала, расположенного за детектором.

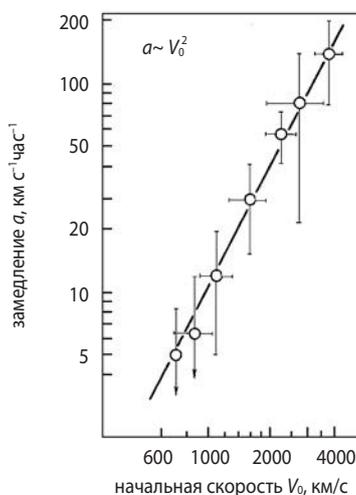
Спустя шесть лет, в сентябре 1973 года, на АМС «МАРС-4, -5, -7» была более детально изучена аналогичная ситуация (Вернов С.Н. и др., 1976). После вспышки на Солнце наблюдалась длительная высокая знакопеременная анизотропия потока частиц. Это было интерпретировано как доказательство существования корональных и межпланетных петель (до 6 а.е.) магнитного поля, соединяющих активные области обоих полушарий Солнца (рисунок 3). Похожие случаи наблюдались и интерпретировались нами по данным других АМС.

Для интерпретации вспышечных возрастных СКЛ, особенно со сложным временным профилем, наблюдавшихся на различных АМС, в 1988 году в НИИЯФ МГУ была предложена расчётная эмпирическая «отражательная» модель коронального и межпланетного распространения СКЛ, основывающаяся на представлении о петлевых магнитных ловушках в короне и межпланетной среде (Любимов Г.П., 1988).

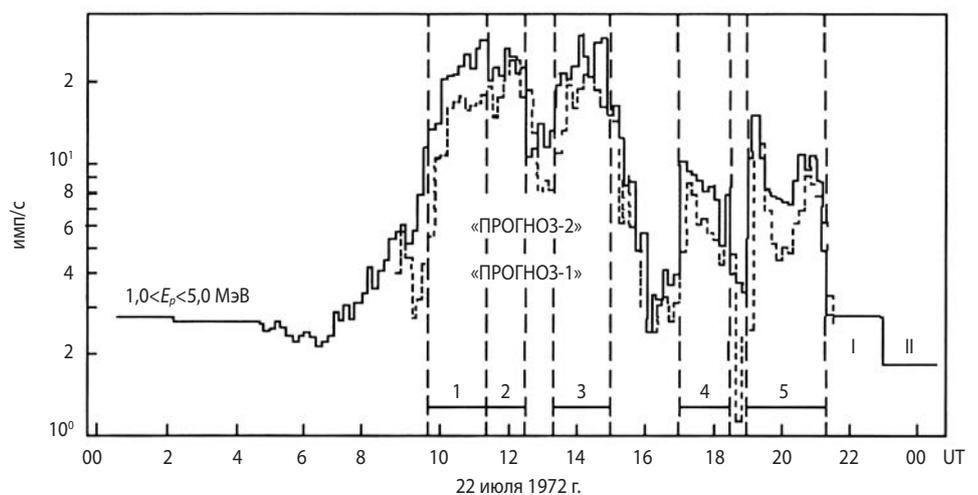
По результатам анализа информации прибора НИИЯФ МГУ на АМС «ВЕНЕРА-4» впервые было обнаружено ещё одно важное явление: торможение в межпланетной среде выбросов плазмы с ударными волнами, возникающими в солнечном ветре при вспышках на Солнце. При анализе использовал-

ся факт некоторого понижения интенсивности ГКЛ в области ударных волн (т.н. форбуш-понижение), регистрируемого прибором. Аналогично вели себя и наземные приборы. По трём временным меткам (на Солнце – начало движения ударной волны, в точке расположения АМС и на Земле) при регистрации форбуш-понижений были определены средние скорости ударных волн на двух отрезках: Солнце – АМС, АМС – Земля. Скорость на первом участке всегда была больше, т.е. по мере движения от Солнца вспышечные ударные волны замедлялись (Любимов Г.П., 1968), см. рисунок 4.

Особую ценность имеет информация, поступающая одновременно с однотипной аппаратуры, установленной на КА, которые находятся в различных точках межпланетного пространства. Одновременные измерения одного и того же явления, например потоков космических частиц от солнечной вспышки, позволяют разделять и изучать пространственные и временные эффекты и тем самым исследовать физические явления в межпланетной среде – генерацию и транспорт энергичных частиц во время солнечных активных процессов. Так, например, максимальная величина возрастных интенсивности потоков протонов от солнечных вспышек в июле 1985 года, наблюдавшихся на высокоапогейных ИСЗ «ПРОГНОЗ-10» и АМС «ВЕГА-1, -2», различалась на два порядка при различии долготных углов этих КА относительно положения активной области на Солнце всего на 50 градусов, что говорит о резких пространственных границах потоков вспышечных частиц (Любимов Г.П. и др., 2003). Ещё один пример из сравнения информации патрульного



**рисунок 4.** Торможение ударных волн и вспышечных выбросов плазмы в межпланетной среде



**рисунок 5.** Пример регистрации на ИСЗ «ПРОГНОЗ-1, -2» структуры потоков солнечных протонов с энергиями 1–5 МэВ

дозиметра НИИЯФ МГУ на самоходном лунном аппарате «ЛУНОХОД-1» во время второго лунного дня и на АМС «ВЕНЕРА-7»: максимум большого возрастания интенсивности СКЛ, заполнивших ловушку на фронте ударной волны, наблюдался на «ВЕНЕРЕ-7» 12 декабря 1970 года на 17 часов раньше, чем на «ЛУНОХОДЕ-1», что соответствовало расстоянию между КА около 60 млн. км.

Следует отметить большую роль ИСЗ серии «ПРОГНОЗ», также созданных в НПОЛ, в разностороннем изучении солнечных вспышек. Спутники имели высокоапогейные орбиты, что давало возможность проводить изучение физических характеристик солнечной плазмы, частиц СКЛ, межпланетного магнитного поля на апогейных участках траектории, не возмущённых земной магнитосферой, и длительную регистрацию электромагнитного излучения Солнца, а на перигейных участках – изучение процессов, происходящих внутри магнитосферы и на её границе. Только приборов НИИЯФ МГУ на первых спутниках «ПРОГНОЗ» насчитывалось более десяти. В НПОЛ с 1972 по 1985 годы было осуществлено десять успешных запусков ИСЗ серии «ПРОГНОЗ» с аппаратурой НИИЯФ МГУ, что позволило охватить наблюдениями 11-летний цикл активности Солнца. Подобную орбиту имел и ИСЗ «ГРАНАТ», который относится к наиболее успешным проектам, реализованным НПОЛ.

Тонкая структура магнитного поля межпланетного пространства и связанных с ним потоков частиц прослеживается по данным измерений солнечных частиц в июле 1972 года, одновременно находящихся в полёте двух ИСЗ – «ПРОГНОЗ-1» и «ПРОГНОЗ-2» (рисунок 5).

На рисунке видна сильно изрезанная картина потоков частиц, которые в пространстве, по-видимому, занимают отдельные рукава. Такая структурность на одном спутнике полностью повторялась спустя десять минут на втором. Это означает, что имеющаяся сложная структура стационарна и вращается вместе с Солнцем (*Morosova T.I. et al., 1976*).

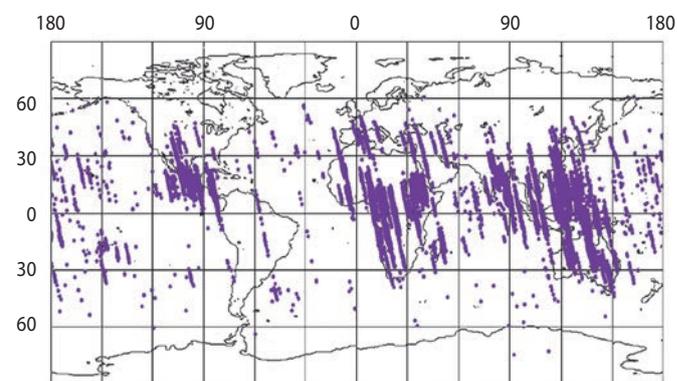
С помощью этих спутников было показано, что Солнце во время вспышек всегда ускоряет не только электроны, но и протоны, причём их спектр по кинетическим энергиям почти одинаков. Тем самым термин «электронные вспышки» был исключён из научного обихода. Была обнаружена необычная мода (названная когерентной) быстрого распространения электронов: в узком интервале углов вблизи силовой линии, связанной с областью вспышки, электроны распространяются практически без рассеяния на большей части пути от Солнца к Земле. Такая же мода наблюдалась для протонов (*Kurt V.G. et al., 1977*).

Перспективным направлением для решения многих научных и прикладных задач в настоящее время

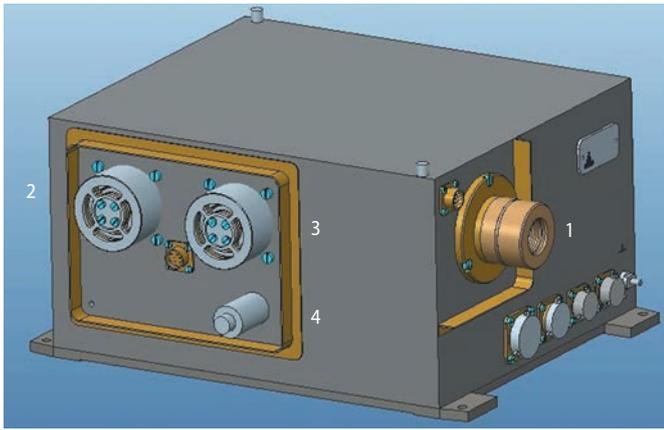
является использование малых космических аппаратов (МКА). К достоинствам этого подхода следует отнести сравнительно низкую стоимость создания и выведения на орбиту МКА более лёгкими ракетами-носителями, относительную простоту конструкции, высокую надёжность и др. В НПОЛ разработана малоразмерная унифицированная платформа «Карат», на базе которой в рамках программы «Малые космические аппараты для фундаментальных космических исследований» (МКА-ФКИ) учёными НИИЯФ МГУ в кооперации с отечественными и иностранными партнёрами был создан комплекс научной аппаратуры «РЭЛЕК» (Релятивистские ЭЛЕКТроны) (*Хартов В.В., 2015*). Спутник, которому было присвоено имя «ВЕРНОВ» в честь выдающегося советского учёного, с этой аппаратурой выведен на полярную орбиту Земли 8 июля 2014 года.

В ходе наблюдений было зарегистрировано несколько гамма-всплесков земного происхождения, так как они наблюдаются в основном над областями активного грозообразования, т.е. в приэкваториальных регионах. Большинство возрастаний интенсивности гамма-излучения в полярных областях были имитациями вспышек тяжёлыми заряженными частицами космических лучей, и только одно, зарегистрированное 22.11.14 в 05:05:03 UT, может рассматриваться как кандидат в гамма-всплески галактического происхождения. Это событие наблюдалось над Антарктидой. Однозначно определить природу события пока не удалось, но оно заслуживает внимания и требует дальнейших исследований.

По данным спутника «ВЕРНОВ» с помощью прибора ДУФ (детектор ультрафиолетового (УФ) излучения) было зарегистрировано более 8500 УФ-вспышек из атмосферы Земли – транзитных атмосферных явлений (*Klimov P.A. et al., 2017*). Большинство событий наблюдается над континентами вблизи экватора, т.е. они генетически связаны с самыми активными грозовыми областями, хотя встречаются события и над океанами, и на высоких широтах (рисунок 6).



**рисунок 6.** Географическое распределение ТАЯ по данным спутника «ВЕРНОВ»



- 1** – спектрометр энергичной космической радиации;  
**2, 3** – спектрометры электронов и протонов горячей магнитосферной плазмы;  
**4** – торцовый интегральный счётчик.

**рисунок 7.** Прибор СКИФ

В ходе наблюдений были зарегистрированы вспышки, не связанные с грозовой активностью (внегрозовые события), доля которых может достигать 10–20% от регистрируемых УФ-всплесков. Наблюдение внегрозовых событий является, по-видимому, одним из наиболее важных результатов, полученных на спутнике «ВЕРНОВ».

Один из важных результатов экспериментов на спутнике «ВЕРНОВ» состоял в изучении вариаций потоков и спектров релятивистских и субрелятивистских электронов в КП. Понимание механизмов таких вариаций на сегодняшний день остаётся одной из наиболее актуальных проблем космической погоды.

Для глобального непрерывного мониторинга радиационных полей в КП в НИИЯФ МГУ разработан спутниковый прибор СКИФ – спектрометр космических излучений, который является унифицированным прибором для различных КА и предназначен для измерений энергетических спектров потоков, временных вариаций и углового распределения протонов и электронов в широких интервалах энергий от горячей магнитосферной плазмы до сотен МэВ (рисунок 7).

Одновременная регистрация потоков частиц широкого энергетического спектра является наиболее востребованным средством наблюдения радиационной обстановки, позволяющим изучать кратко- и средневременную динамику радиационных поясов Земли, её связь с солнечной активностью. Картина становится более полной с привлечением информации идентичных измерительных приборов с КА, выводимых на орбиты с широким диапазоном высот.

Прибор СКИФ функционирует в составе гелиогеофизических аппаратурных комплексов (ГТАК) на борту КА «МЕТЕОР-М» (околополярная, солнечно-синхронная, низкая круговая орбиты), а также на группировках КА разработки НПОЛ: КА «ЭЛЕКТРО-Л» (геостационарная орбита) и КА «АРКТИКА-М» (высокоэллиптическая орбита типа «МОЛНИЯ»). Информация приборов анализируется. Оперативная информация с КА служит для обеспечения Федеральной службы РФ по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды с целью анализа и прогноза гелиогеофизической обстановки в ОКП.

Существует ряд причин, вызывающих необходимость регулярного пересмотра используемых методов защиты оборудования и аппаратуры КА от воздействия факторов космической среды, приводящих к ухудшению их эксплуатационных параметров. В зависимости от характера процессов, инициируемых воздействием космической радиации, происходящие изменения свойств материалов и элементов оборудования могут иметь разный временной масштаб, быть обратимыми или необратимыми, представлять различную опасность для бортовых систем. В связи с резко возросшим вниманием к радиационным одиночным эффектам (сбоям и отказам) в микросхемах бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) при воздействии тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ) космического излучения, начиная с 90-х годов основным направлением исследований стали вопросы исследования механизма возникновения этих эффектов и их прогнозирования в РЭА. В результате этих исследований в НИИЯФ МГУ была разработана модель, учитывающая прямой механизм возникновения одиночных эффектов от ТЗЧ и ядерный механизм их возникновения от высокоэнергетических протонов КП (Кузнецов Н.В. и др., 2000). На базе компьютерных технологий в НИИЯФ МГУ стала разрабатываться расчётная методика прогнозирования радиационной опасности на КА, которая объединила модель одиночных эффектов с моделями потоков заряженных частиц КП и моделями проникновения частиц за защиту (Баширов В.Ф. и др., 1999).

Специалисты НПОЛ и НИИЯФ МГУ объединили усилия для разработки программного комплекса (ПК), который мог бы использоваться при проектировании аппаратуры КА.

Такой ПК, названный SEREIS, созданный специалистами НИИЯФ МГУ в 1998 году, был использован для прогнозирования радиационных условий и радиационных эффектов на КА, проектируемых в НПОЛ. На его основе в последующие годы была создана более совершенная версия, получившая название COSRAD (Кузнецов Н.В. и др., 2011).

В настоящее время используется усовершенствованная версия COSRAD (2016). Расчёты с её использованием легли в основу важного стандарта ГК «Роскосмос» ОСТ 134-1044-2007-изменение 1.

Одновременно специалисты НПОЛ одними из первых в России создали программный комплекс (ПК), рассчитывающий локальные поглощённые и эквивалентные дозы в любом месте КА с применением его компьютерной 3D-модели, выполненной в технологии САПР, и использующий в качестве исходных данных модели НИИЯФ МГУ (*Пичхадзе К.М. и др.*, 2006; *Хамидуллина Н.М.*, 2008). В 2022 году была создана модифицированная версия «LocalDose&SEE»v.2 (*Власенков Е.В.*, 2022), позволяющая рассчитывать вклад в дозу от бортовых радиоизотопных источников тепла и электроэнергии, а также характеристики неионизационных процессов – структурных повреждений.

Для расчёта радиационных условий полёта КА на сложных эволюционирующих околоземных орбитах в НПОЛ был создан ПК «FD-ORBIT\_ERB», а позже – усовершенствованный «FD-ORBIT2» (*Артемов М.Е.*, 2010), в котором использованы модели потоков частиц ГКЛ и СКЛ, разработанные в НИИЯФ МГУ.

Творческое сотрудничество коллективов НПОЛ и НИИЯФ МГУ выдержало испытание временем и продолжается поныне. И нет сомнения в том, что университетские учёные и специалисты НПОЛ и в дальнейшем будут вносить достойный вклад в изучение и освоение Космоса.

## **список литературы**

*Артемов М.Е.* Расчет радиационных условий для сложной эволюционирующей орбиты КА в радиационных поясах Земли // Полет. 2010. № 8. С. 22-25.

*Башкиров В.Ф., Кузнецов Н.В., Ныммик Р.А.* Оценка интенсивности одиночных сбоев микросхем на космических аппаратах // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Радиационное воздействие на радиоэлектронную аппаратуру. 1999. Вып. 1-2. С. 142-145.

*Вернов С.Н., Вакулов П.В., Горчаков Е.В., Логачев Ю.И. и др.* Измерение интенсивности проникающего излучения на поверхности Луны // Доклады АН СССР. 1966. Т. 169, № 5. С. 1044-1047.

*Вернов С.Н., Контор Н.Н., Любимов Г.П. и др.* Об аномальной анизотропии потока солнечных космических лучей в сентябре 1973 г. // Космические исследования. 1976. Т. 14, вып. 2. С. 239-247.

*Власенков Е.В.* Программная реализация методики расчета локальных поглощенных доз и доз структурных повреждений в аппаратуре КА с учетом влияния бортовых радиоизотопных источников // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика ради-

ационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2022. Вып. 3. С. 20-27.

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

*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. Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. Вып. 2. С. 72-78.

*Кузнецов Н.В., Панасюк М.И., Ныммик Р.А.* Одиночные сбои цифровых интегральных микросхем в бортовой микроэлектронике // Новые наукоемкие технологии в технике. 2000. Т. 16. С. 206-237.

*Логачев Ю.И.* Исследования космоса в НИИЯФ МГУ. Первые 50 лет космической эры. М.: ООО Изд-во «КДУ», 2007. 176 с.

*Любимов Г.П.* Замедление ударных волн от солнечных вспышек в космическом пространстве // Астрономический циркуляр АН СССР. 1968. № 488. С. 4-7.

*Любимов Г.П.* Отражательная модель движения СКЛ в петлевых ловушках // Астрономический циркуляр АН СССР. 1988. № 1531. С. 19-20.

*Любимов Г.П., Тулунов В.И.* Серия протонных вспышек в июле 1985 г. по наблюдениям на ИСЗ «ПРОГНОЗ-10» и АМС «ВЕГА-1, -2» // Космические исследования. 2003. Т. 41, № 1. С. 23-32.

*Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефиоров И.В.* Расчет локальных поглощенных доз с учетом реальной конфигурации космического аппарата // Космические исследования. 2006. Т. 44, № 2. С. 179-182.

*Хамидуллина Н.М.* Расчет радиационных характеристик бортовой аппаратуры с использованием трехмерной модели КА // Полет. 2008. № 10. С. 49-55.

*Хартов В.В.* От исследования к освоению ресурсов Луны. Вчера и завтра (к 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 8-13.

*Klimov P. et al.* Vernov satellite data of transient atmospheric events // Journal of Applied Meteorology and Climatology. 2017. Vol. 56, № 8. С. 2189-2201.

*Kurt V.G., Logachev Yu.I., Pissarenko N.F.* Cogherent propagation of non-relativistic solar electrons // Solar Phys. 1977. vol. 53, № 1. p. 157-178.

*Morosova T.I., Pissarenko N.F., Kurt V.G., Kolesov G.A. et al.* Generation and propagation of energetic solar particles in the solar events of July 22, 1972 // Space Research. 1976. vol. 16. P. 775.

*Статья поступила в редакцию 28.11.2024*

*Статья после доработки 29.11.2024*

*Статья принята к публикации 29.11.2024*

## ПЛОДОТВОРНОМУ СОТРУДНИЧЕСТВУ АО «КОРПОРАЦИЯ «ВНИИЭМ» И АО «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА» – 60 ЛЕТ

И.Р. Халилюлин<sup>1</sup>,  
vniiem@vniiem.ru;  
I.R. Khalilyulin

А.Б. Желубенкова<sup>1</sup>,  
vniiem@vniiem.ru;  
A.B. Zhelubenkova

Л.А. Макриденко<sup>1</sup>,  
доктор технических наук,  
vniiem@vniiem.ru;  
L.A. Makridenko

С.В. Медушев<sup>1</sup>,  
vniiem@vniiem.ru;  
S.V. Medushev

В.Я. Геча<sup>1</sup>,  
профессор, доктор технических наук,  
vniiem@vniiem.ru;  
V.Ya. Gecha

А.Н. Аронзон<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук,  
vniiem@vniiem.ru;  
A.N. Aronzon

*В статье рассматриваются различные бортовые системы космических аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина» и АО «Корпорация «ВНИИЭМ», созданные за 60 лет научного сотрудничества.*

*Ключевые слова:*  
*система ориентации солнечных батарей;*  
*гибридный шаговый двигатель;*  
*блок привода;*  
*вращающееся контактное устройство;*  
*сотовые панели;*  
*тепловые трубы.*

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.004

Плодотворное творческое сотрудничество между АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и АО «НПО Лавочкина» продолжается почти 60 лет.

Сегодня многие космические аппараты (КА) разработки НПО Лавочкина имеют в своём составе системы ориентации солнечных батарей (СОСБ) разработки ВНИИЭМ.

В 1968 году главный конструктор ОКБ НПО Лавочкина Г.Н. Бабакин обратился к директору ВНИИЭМ А.Г. Иосифьяну с предложением разработать автономную СОСБ для КА «ОКО-1» одноименной спутниковой системы из четырёх спутников, входившей в космическую систему предупреждения о ракетном нападении (КСПРН).

Для выполнения этой задачи понадобилось обеспечить трёхосную ориентацию КА с точной стабилизацией корпуса КА по каждой оси. В качестве критерия точности стабилизации было выбрано значение отклонения угловой скорости от заданной, величина которого относительно каждой оси не более  $1 \cdot 10^{-3} \text{ } ^\circ/\text{с}$ . Для такого аппарата надо было создать невозможную

## ON 60<sup>TH</sup> ANNIVERSARY OF FRUITFUL COOPERATION BETWEEN VNIIEМ CORPORATION, JSC AND LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC

*The article covers various onboard spacecraft systems by Lavochkin Association, JSC and VNIIEМ Corporation, JSC developed over 60 years of scientific cooperation.*

*Key words:*  
*solar panels attitude control system;*  
*hybrid stepper;*  
*actuating unit;*  
*rotary connection;*  
*honeycomb panels;*  
*heat pipes.*

ую прецизионную систему ориентации солнечных батарей (СБ). Проектанты КА согласны были отдать только седьмую часть общего допуска ( $0,15 \cdot 10^{-3} \text{ } ^\circ/\text{с}$ ) на значение скорости возмущённого движения корпуса, возникающей при движении СБ. Компоновка КА из-за громадной бленды телескопа была такой, что момент инерции СБ относительно оси вращения в 2,5 раза превышал момент инерции корпуса КА (1650 и 650 кг·м<sup>2</sup> соответственно).

СОСБ (система 5А59) состояла из блока привода В16, блока логики В14, блока управления В15 и четырёх блоков датчиков Солнца (В12), расположенных на траверсе СБ.

В конструкцию электромеханического блока привода было внесено столько нового и оригинального, что её следует описать подробно.

К основным техническим решениям, найденным при создании блока В16, следует отнести: применение в качестве выходного звена редуктора герметичной волновой передачи, введение точной подстройки момента инерции компенсирующего маховика под за-

<sup>1</sup> АО «Корпорация «ВНИИЭМ», Россия, г. Москва.

VNIIEМ Corporation, JSC, Russia, Moscow.

данный момент инерции СБ, создание трёхскоростного приводного агрегата, разработку специальной конструкции предохранительной фрикционной муфты и конструкции кабельного барабана, обеспечившего угол поворота выходного вала на 520 угл. град.

Электромеханический блок (ЭМБ) привода приведён на рисунке 1.

Компенсирующий маховик 1 обеспечивает при помощи съёмных юстировочных колец 2 настройку момента инерции под заданный момент инерции СБ в пределах 10% от номинального значения с дискретностью 1%. Приводной агрегат 3 выполнен из двух двигателей переменного тока, имеющих общий ротор – один из них (Д1) асинхронный с частотой вращения 4500 об/мин 4, другой (Д2) – асинхронный с дуговым статором 5, активной частью ротора у последнего служит обод маховика. Частота вращения, обеспечиваемая этим двигателем в установленном режиме работы, 300 об/мин. В состав приводного агрегата входит тормозное устройство (УТ) 17, активной частью которого также является маховик, и тахогенератор 18, служащий для выдачи информации о скорости вращения приводного агрегата. Такая структура приводного агрегата позволяет обеспечить три скорости вращения блока:  $\omega_1$  – одновременным включением двигателя Д1

и тормозного устройства УТ;  $\omega_2$  – включением двигателя Д1;  $\omega_3$  – включением двигателя Д2, а также режим торможения при включении УТ. Кратность скоростей  $\omega_3/\omega_1=300$ .

Передача вращающего момента осуществляется через цилиндрический 6 и волновой 7 редукторы. Применение волнового редуктора в качестве выходного звена позволило существенно увеличить жёсткость и уменьшить люфт кинематической цепи по сравнению с блоком привода (БП) СОСБ КА «МЕТЕОР», в котором выходным звеном является магнитная муфта.

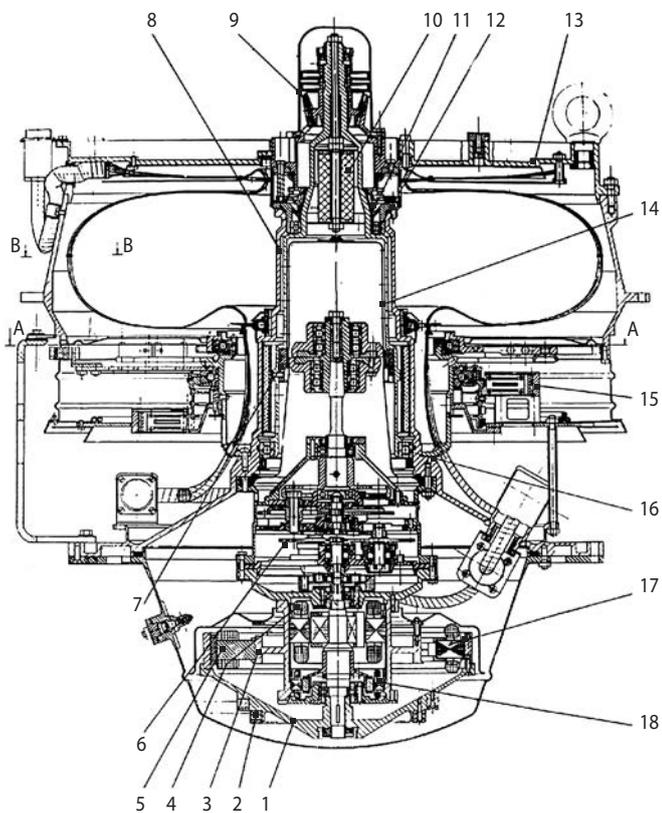
Для предохранения передачи от поломки при приложении к выходному валу крутящего момента, превышающего допустимое значение, в кинематическую цепь привода включена двухконусная фрикционная предохранительная муфта 9.

Маска магнитомодуляционных датчиков углового положения выходного вала БП 15 расположена на выходном валу после муфты, благодаря чему информация об истинном положении выходного вала не теряется даже при несанкционированном провороте муфты.

Быстроходные элементы БП, расположенные в герметичной полости, ограниченной корпусом 8 и гибким колесом 14, работают в условиях нормального атмосферного давления; тихоходные элементы блока – предохранительная муфта 9, подшипники выходного вала 12, 16, расположенные в полости над гибким колесом, – работают в среде микроклимата, создаваемого за счёт испарения смазки ЦИАТИМ-221, размещённой в контейнере 10. Эта полость отделена от окружающей среды сальфонным уплотнением 11.

Для обеспечения требуемого угла поворота вала ЭМБ 520° разработана специальная конструкция кабельного барабана 13, позволяющая существенно уменьшить скачки момента сопротивления вращению за счёт отказа от жгутов, связывающих СБ с потребителями электроэнергии, расположенными на корпусе КА, как это имело место в ранее разработанных блоках. В данной конструкции электрическая связь СБ и потребителей осуществляется через пелену проводов, имеющих возможность закрутки при вращении кабельного барабана.

2 октября 1973 года был осуществлён запуск КА «ОКО-1», на котором была установлена система 5А59. В последующие два года БП был несколько модернизирован. По нашему заказу ФГУП «Научно-исследовательский институт прецизионного приборостроения» (НИИ ПП) разработал гибкий подшипник, который позволил существенно уменьшить массу и улучшить характеристики генератора волн редуктора. В 1978 году были проведены межведомственные испытания системы 5А59. В 1979 году



**рисунк 1.** Электромеханический блок привода

в составе КА «ОКО-1» система 5А59 была принята на вооружение. Испытания подтвердили выполнение всех требований ТЗ на СОСБ и нечувствительность научной аппаратуры к динамическим воздействиям на неё, возникающим в процессе разгона и торможения привода СОСБ. За всё время эксплуатации (более 38 лет) СОСБ 5А59 на всех КА работала без замечаний.

У сотрудников ВНИИЭМ, выполнявших эту работу, сложились не только деловые, но и дружеские отношения с начальником комплекса 400 С.Д. Куликовым, в дальнейшем (с 1996 по 2003 год) – генеральным конструктором и генеральным директором НПО Лавочкина, его заместителем А.Г. Ушаковым, главным конструктором космических систем прикладного назначения А.Г. Чесноковым, а также с нашими кураторами – отделом, возглавляемым Н.Д. Капыриным, и входящей в этот отдел лабораторией, возглавляемой В.Н. Байкиным. Нашими непосредственными кураторами были Ю.Г. Ахтырко и Н.Я. Яшуничкин. Мы продолжали тесно сотрудничать с лабораторией динамики, возглавляемой Ю.В. Рыбачуком, выполняя совместные расчёты с Ю.Г. Алдошкиным, А.Н. Давыдовым, Н.А. Шароновой и И.И. Темновым. Отработка системы в лаборатории входного контроля и МИК осуществлялась совместно с Г.Т. Юрановым, В.И. Малининым, Т.Б. Шиховцевой.

Основной вклад в создание указанных систем внесли сотрудники ВНИИЭМ: В.Я. Авербух, Н.Я. Альпер, А.Д. Беленький, Д.М. Вейнберг, Ю.М. Гандлевский, Н.М. Грузов, Н.Н. Данилов-Нитусов, С.П. Дмитриев, Т.А. Ермилова, С.Н. Лерман, В.М. Лурье, Г.Л. Людин, О.М. Мирошник, К.К. Попов, С.И. Скутельский, Г.Н. Турунов, М.Н. Фиалков, Э.М. Хроменко, А.И. Чашник, А.Н. Шечков, С.К. Эйтминович, В.М. Ярцев.

В начале 1978 года НПО Лавочкина была начата разработка системы УС-КМО. КА этой системы должны были работать на стационарной орбите, поэтому потребовалось создание СОСБ с приводом кругового вращения.

Ранее ВНИИЭМ было предписано создание СОСБ с приводом кругового вращения для многоцелевой космической системы наблюдения (МКСН), поэтому мы приступили к поисковым работам по созданию кольцевого токосъёмника, однако от разработки его рабочего образца были ещё далеки. В то же время в НПО Лавочкина группой конструкторов под руководством Л.Н. Михайлова и электротехником Б.Н. Яшиным был разработан токосъёмник с круговым вращением.

Было принято решение об использовании этого токосъёмника (КТИ-16) в СОСБ 52В6.

Главным конструктором КА был назначен А.Л. Родин. Эта разработка на многие годы нас тесно связала

со специалистами НПО Лавочкина: А.М. Баклуновым, В.С. Федоровым, В.Г. Сумцовым, В.М. Сударевым, А.А. Яриловым, Л.В. Рудковским, А.А. Флоридовым и многими другими.

СОСБ 52В6 КА 71Х6 (Авербух В.Я., Беленький А.Д., Вейнберг Д.М., Шереметьевский Н.Н., 1986) состоит из двух подсистем И10, в каждую из которых входят электромеханический блок И16, блок управления И15 и блок датчиков Солнца И12.

Блок И16 состоит из двигателя постоянного тока, на валу которого установлены компенсирующий маховик, маска датчика оборотов и датчика положения ротора, цилиндрического и волнового редуктора, перегрузочной муфты, датчика углового положения выходного вала и вращающегося контактного устройства (ВКУ). Двигатель ЭМБ является бесконтактным трёхфазным двигателем постоянного тока с возбуждением от редкоземельных постоянных магнитов типа КС-37А и имеет беспазовую конструкцию якоря. Угловое положение выходного вала ЭМБ определяется с помощью четырёх магнитомодуляционных датчиков, закреплённых в гнездах корпуса привода.

Выходной вал цилиндрического редуктора несёт на себе кулачковый генератор волн (деформатор) волнового редуктора. Основой генератора волн служит профильный кулачок, имеющий строго рассчитанную овальную форму. На кулачок насажен гибкий шарикоподшипник, разработанный НИИ ПП по заказу ВНИИЭМ. Под действием кулачка внешнее кольцо подшипника принимает овальную форму и деформирует гибкое колесо волнового редуктора, имеющего 206 зубьев, которое, входя в зацепление с жёстким колесом, имеющим 208 зубьев, обеспечивает передаточное отношение волнового редуктора  $\gamma_{в.р.} = 104$ . Гибкое колесо изготовлено в герметичном исполнении, благодаря чему все быстроходные элементы кинематической цепи блока работают в нормальной воздушной атмосфере. Диаметр волнового колеса уменьшен до 60 мм (на блоке В16 – 80 мм), что позволило существенно снизить массу и габариты блока.

С волнового редуктора вращающий момент передаётся главному выходному валу, входящему в состав токосъёмника ВКУ, через двухконусную фрикционную предохранительную муфту. Ведущей частью фрикционной муфты является жёсткое колесо волнового редуктора, имеющее в своей верхней части коническую поверхность и насаженный на жёсткое колесо нажимной конус. Муфта имеет две конические кольцевые поверхности, усилие трения на которых создаётся и регулируется с помощью гайки, воздействующей на подвижный нажимной конус через плоские кольцеобразные пружины, обеспечивающие стабильность давления на поверхности трения при температурных деформациях элементов муфты.

Ведомым элементом муфты является стакан, закреплённый на валу ВКУ. Стакан изготовлен из бронзы БрАЖ-9-4 и имеет два внутренних конуса, которые так же, как и сопряжённые с ними конические поверхности жёсткого колеса и нажимного конуса, натираются диселенидом молибдена  $MoSe_2$ , имеющим высокую стабильность момента трения.

При изготовлении блока предохранительная муфта регулируется на момент срыва 9,6 Н·м. Таким образом обеспечивается надёжная защита самого слабого звена кинематической цепи привода – гибкого колеса волнового редуктора – при превышении допустимых внешних крутящих моментов, которые могут возникнуть при стыковке к блоку СБ или в процессе штатной эксплуатации при цеплянии СБ за элементы конструкции корпуса, например при старении и разрушении электровакуумной изоляции.

Угловое положение выходного вала ЭМБ определяется с помощью четырёх магнитомодуляционных датчиков, закреплённых в гнездах корпуса привода. Подвижный магнитный экран закреплён на валу ВКУ. Датчики расположены через угол  $90^\circ$  относительно друг друга. Электрическая энергия и телеметрические сигналы от СБ к нагрузкам и приёмникам сигналов, расположенным на корпусе КА, передаются при помощи кольцевого токосъёмника КТИ-16, разработанного НПО Лавочкина.

КТИ-16 состоит из 28 внутренних и наружных обойм и набора подпружиненных контактных колец, расположенных между ними. Он представляет собой набор своеобразных подшипников качения. При вращении вала вместе с ним вращается внутренняя обойма и катит по неподвижной внешней обойме контактные кольца, которые всегда образуют непрерывную связь между ними.

Каждая контактная пара способна пропустить через себя ток от 10 мкА до 15 А, причём именно золотое покрытие обеспечивает надёжное пропускание минимального тока.

В 1991 году с космодрома «Байконур» был запущен на геостационарную орбиту первый спутник нового поколения системы предупреждения о ракетном нападении (СПРН) «ОКО-2», получивший название «КОСМОС-2133». В дальнейшем система была принята на вооружение.

Основной вклад в создание указанных систем внесли сотрудники ВНИИЭМ: В.Я. Авербух, А.Д. Беленький, Д.М. Вейнберг, Н.М. Грузов, Т.А. Ермилова, С.Н. Лерман, Э.А. Лещинский, А.Б. Новиков, Ф.С. Ортенберг, К.К. Попов, Г.Н. Турунов, Э.М. Хроменко, А.И. Чашник, А.Н. Шечков, М.Ю. Щетинин, В.М. Ярцев.

Указанная разработка послужила основой для создания СОСБ КА «Купон». В процессе создания этих СОСБ возникла необходимость в измерении

возмущающих моментов, передаваемых со стороны приводов на корпус КА, к точности динамической стабилизации которого предъявлялись высокие требования. В совместных теоретических и экспериментальных исследованиях по этой проблеме, создании специализированного измерительного стенда (Малаховский Е.Е., 1997; Малаховский Е.Е., Позняк Э.Л., Шуляка А.А., 1995) принимали участие сотрудники ВНИИЭМ: В.Я. Геча, Е.Е. Малаховский, Э.Л. Позняк и сотрудники НПО Лавочкина В.Ю. Ермаков, П.П. Телепнев, А.М. Савостьянов.

В 1986 году по техническому заданию НПО Лавочкина ВНИИЭМ разработал СОСБ для больших КА с двухкоординатным приводом с круговым вращением (СОСБ 14М42).

Главным конструктором КА был назначен В.Н. Тимофеев. Под руководством А.Г. Ушакова разрабатывалось техническое задание, Ю.Г. Алдошкин определял основные требования, предъявляемые к СОСБ для обеспечения необходимых динамических свойств КА.

В число основных требований, предъявляемых к СОСБ 14М42, получившей название Н10, входят:

- обеспечение кругового вращения относительно двух осей;
- обеспечение точного выполнения программы движения (допустимая погрешность отклонения фактической скорости вращения от программной в пределах  $40$  угл. с за  $12$  временных с);
- большая масса (свыше  $500$  кг) и большой момент инерции СБ, равный  $14500$  кг·м<sup>2</sup>, что примерно в  $100$  раз превышает момент инерции СБ КА 71Х6 и в  $8$  раз превышает момент инерции СБ КА «ОКО-1»;
- управление работой СОСБ осуществляется от управляющего информационно-вычислительного комплекса (УИВК) по определённому закону движения, в который входят сведения о заданном угле, мгновенной скорости движения, ускорении и первой производной от ускорения;
- передача через токосъёмники большой мощности –  $12$  кВт при пиковой мощности до  $16$  кВт при напряжении от  $30$  до  $80$  В;
- ограничение массы системы до  $100$  кг.

Поставленная задача потребовала от нас многих нестандартных подходов и поиска оптимальных решений. Главной задачей при определении принципа управления двухкоординатной СОСБ явилось обеспечение возможности выбора различных законов движения выходного вала относительно каждой из двух осей поворота при различных орбитальных и других эксплуатационных условиях. Выбранный оптимальный закон рассчитан на реализацию заданной программы с помощью бортового управляющего информационно-вычислительного комплекса КА

по исходной информации, поступающей из его служебных систем.

Разработанная СОСБ (Авербух В.Я., Лещинский Э.А., Стома С.А., 1996) состояла из двухкоординатного электромеханического блока привода Н16, блока управления Н15 и периферийного адаптера обмена ПАО (изделие 17М223-2) разработки НИИ – Научный центр (Зеленоград).

Основной вклад в создание указанных систем внесли сотрудники ВНИИЭМ: В.Я. Авербух, В.Я. Геча, Е.М. Гнутов, Н.Н. Данилов-Нитусов, Э.А. Лещинский, С.В. Медушев, Г.Н. Турунов, В.В. Федоров, А.И. Чашник.

В 2002 году по техническому заданию, выданному НПО Лавочкина, нами был разработан эскизный проект по созданию системы ориентации солнечной батареи для геостационарного КА второго поколения «ЭЛЕКТРО-Л». В дальнейшем СОСБ – система Э10 (Абдурагимов А.С., Авербух В.Я., Аронзон А.Н., Большакова Л.П., 2017), созданная с использованием технических решений этого эскизного проекта, получила унифицированное применение в составе КА, разрабатываемых НПО Лавочкина на базе универсальной космической платформы (УКП) «Навигатор-М», – как в составе КА дистанционного зондирования Земли, таких как «ЭЛЕКТРО-Л» № 1–5, «АРКТИКА-М» № 1 и 2, так и в составе КА научного назначения – КА «СПЕКТР-Р», «СПЕКТР-РГ», «СПЕКТР-УФ». Наибольший срок эксплуатации система Э10 имеет в составе КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, выведенного на орбиту 11.12.2015.

Эта работа свела нас с целым рядом специалистов со стороны заказчика – К.М. Пичхадзе, В.Е. Бабышкиным, К.Г. Сухановым, С.И. Поликарповым, С.А. Немькиным, П.Н. Жестковым, А.Б. Волгиной, Л.П. Большаковой, М.С. Сахацкой, Д.В. Бабышкиным, Н.Н. Алешиным, А.М. Крайновым и другими.

Во всех СОСБ нового поколения (Авербух В.Я., Лещинский Э.А., 2005), разрабатываемых во ВНИИЭМ, применялись в составе систем малогабаритные электроприводы с двухфазным шаговым электродвигателем. Масса этих электроприводов доведена до 5–7 кг, что существенно ниже массы электроприводов первых разработок СОСБ. Применённые шаговые электродвигатели достаточно просты в управлении. Управление обеспечивается с помощью полупроводниковых преобразователей, включённых в состав блоков управления СОСБ. Требуемому в процессе работы СОСБ направлению движения вала электропривода соответствует прямой или обратный порядок коммутации фаз двигателя, реализуемый в полупроводниковом преобразователе. При этом фазные обмотки статора двигателя питаются импульсным напряжением (током), и от каждого импульса ротор двигателя совершает шаг-поворот на угол  $1,8^\circ$ .

Новым в электроприводах СОСБ, обеспечивающих неограниченный поворот панелей солнечных батарей и транзитные электрические связи между панелями СБ и системой энергообеспечения КА, является вращающееся контактное устройство, разработанное во ВНИИЭМ. В отличие от применявшихся ранее ВКУ разработки НПО Лавочкина, довольно дорогих и трудоёмких в производстве, в новом кольцевом токосъёмнике за счёт использования последних достижений АО «НИИ электроугольных изделий» в области материалов контактных пар и внедрения оригинальных конструктивных решений наших конструкторов снижены затраты на изготовление и обеспечен стабильный технологический процесс производства.

Фотография унифицированной СОСБ – системы Э10 – приведена на рисунке 2.

Основные разработчики СОСБ, входящих в неё блоков и контрольно-проверочной аппаратуры (КПА): В.Я. Авербух, Н.А. Быкова, Э.А. Лещинский, С.В. Медушев, Е.М. Михайлов, Б.К. Навроцкий, А.Б. Новиков, Г.Н. Турунов, В.В. Федоров, Э.М. Хроменко, М.Ю. Щетинин, В.М. Ярцев, а также представители нового поколения разработчиков – М.А. Михайлов, А.Н. Аронзон, Р.С. Городецкий,



**рисунк 2.** СОСБ (система Э10) для КА на базе УКП «Навигатор-М»



**рисунок 3.** Гибридный шаговый двигатель ДШГ-1,8-04

С.В. Папенькин, Н.А. Помелов, И.В. Соколуни, А.И. Красик, А.А. Черобаева.

При разработке остроуправляемых антенн (ОНА) КА «СПЕКТР-Р» и «ЭЛЕКТРО-Л» в НПО Лавочкина возникла проблема установки антенны в заданное положение относительно корпуса КА с точностью порядка 1 угл. с. Так как датчик положений, обеспечивающий информацию с указанной выше точностью, представляет собой очень сложное и дорогостоящее устройство, разработчиками антенны (А.А. Моисеевым, Д.А. Тереховым, Н.В. Морозовым) было принято решение применить привод с шаговым двигателем: нулевое положение ОНА определять при помощи точного датчика, а установку в заданное положение антенны осуществлять путём отсчёта числа шагов двигателя от нулевого положения. Нам было выдано техническое задание на создание шагового двигателя ДШГ-1,8-04, к которому предъявлялось основное требование – отсутствие пропуска шагов во всех режимах работы.

Двигатель ДШГ-1,8 (рисунок 3) представляет собой двухфазный гибридный шаговый двигатель с возбуждением от высокоэнергетических постоянных магнитов, выполненных из материалов неодим-железо-бор Nd-Fe-B. Двигатель питается двупольным импульсным напряжением прямоугольной формы с 90-градусным заполнением полупериода.

Момент в гибридном шаговом двигателе создаётся за счёт взаимодействия магнитных полей обмотки статора и постоянного магнита ротора в зубчатой структуре воздушного зазора. Активный момент образуется за счёт сдвига зубцов северного и южного полюсов ротора на половину зубцового деления

(в ДШГ-1,8-04 – на  $3^{\circ}36'$ ). Применение высокоэнергетических постоянных магнитов позволило создать удерживающий момент при отсутствии напряжения питания двигателя.

Гибридный шаговый двигатель ДШГ-1,8-04 обеспечивает момент 500 г·см на частотах до 500 Гц и сочетает достоинства реактивного шагового двигателя (малая величина шага –  $1,8^{\circ}$ ) и шагового двигателя с постоянными магнитами (наличие фиксирующего момента при снятии напряжения питания не менее 50 г·см).

Шаговый двигатель (ШД) с постоянными магнитами при своём вращении на заданной частоте 130 Гц не пропускает шаги, но после снятия питания ротор ШД может остановиться, притянувшись произвольно, упрощённо говоря, к левому или правому соседнему устойчивому положению. Это может привести к ошибке на единицу формируемой программой числа шагов, выдаваемых для установки в следующее положение. Для устранения этого явления разработчиками ДШГ и привода ОНА было принято совместное решение о сохранении питания на одной обмотке двигателя после его остановки (снятия команды на движение привода). При этом был сохранен срок службы двигателя – 15 лет.

Основные разработчики ДШГ-1,8-04: В.Я. Авербух, Н.А. Быкова, Е.М. Михайлов, Б.К. Навроцкий, Э.М. Хроменко, Р.С. Городецкий, А.И. Красик, А.А. Черобаева.

В ноябре 2024 года ВНИИЭМ завершил разработку технического проекта по созданию СОСБ для комплектования КА «АРКТИКА-М» № 3–6. Для создания новой СОСБ предлагается применить положительно зарекомендовавшие себя в унифицированной СОСБ – системе Э10 – технические решения.

В настоящее время ВНИИЭМ принимает участие в разработке дополнения к эскизному проекту по созданию системы ориентации солнечной батареи для третьего поколения геостационарного КА «ЭЛЕКТРО» – КА «ЭЛЕКТРО-М».

Новым направлением для ВНИИЭМ в создании бортовой аппаратуры для КА является разработка СОСБ и двигателей-маховиков с управлением на базе микроконтроллера и связью с бортовым комплексом управления КА по мультиплексному каналу обмена. Первым применением такой аппаратуры в КА разработки НПО Лавочкина является система ориентации солнечной батареи – система ЛР10 – для применения в составе КА «ЛУНА-РЕСУРС-1» (ОА)» и двигатель-маховик ДМ5-50Ц – для КА типа «БЕРКУТ».

Основные разработчики СОСБ нового поколения, блоков, входящих в их состав, а также КПА для испытаний: С.В. Медушев, А.Н. Аронзон, М.А. Михайлов, Б.К. Навроцкий, А.И. Красик, А.А. Черобаева, М.Ю. Щетинин, С.В. Папенькин, В.В. Некрасов,



**рисунок 4.** ДИ КА «КАНОПУС-В», обезвешенный во время испытаний эффективности гасителей колебаний БФ

Р.С. Городецкий, Н.А. Помелов, И.В. Соколуни, А.С. Медушев, Н.Н. Вдовин.

Основные разработчики двигателей-маховиков с цифровым управлением: С.В. Медушев, В.Н. Кузьмин, В.Н. Кубрак, Е.Ф. Орлова, А.С. Медушев, В.В. Некрасов, Р.С. Городецкий, И.В. Соколуни, М.Ю. Щетинин, Е.В. Осипов, С.В. Папенькин.

Кроме выполнения опытно-конструкторских работ по разработке бортовой аппаратуры для КА, ВНИИЭМ изготавливает и поставляет в НПО Лавочкина

свою серийную продукцию – электродвигатели БК-1316 – применяемые в системе терморегулирования разгонного блока «Фрегат».

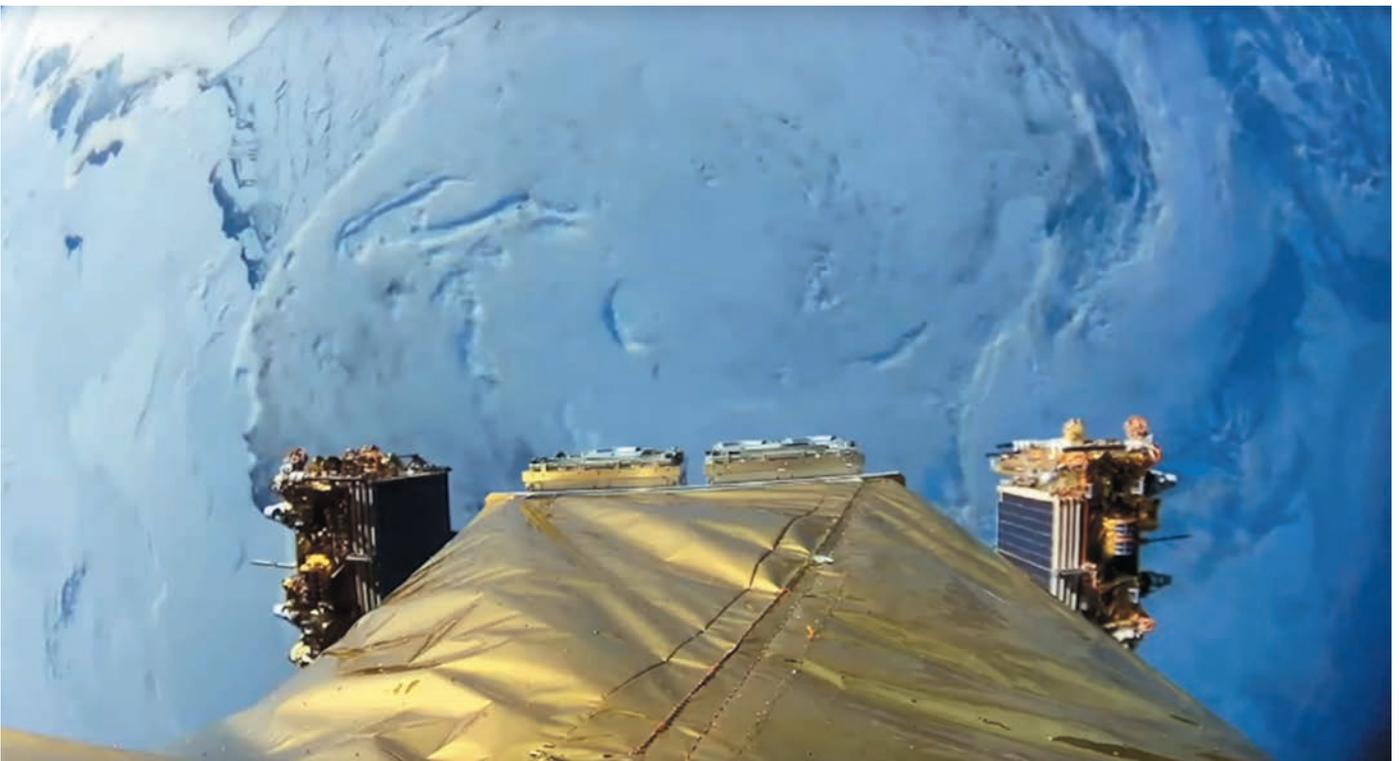
Во многих случаях НПО Лавочкина и ВНИИЭМ меняются функциями исполнителя и заказчика.

В качестве исполнителя НПО Лавочкина выполнял или выполняет следующие работы:

- поставку матов экранно-вакуумной теплоизоляции на ранее разрабатываемые КА «МЕТЕОР»;
- поставку переходных адаптеров между КА разработки ВНИИЭМ и разгонным блоком «Фрегат»;
- расчёт полётного задания разгонного блока;
- поставку сотовых панелей, тепловых труб и терморегулирующих покрытий (ТРП) и ряд других.

С 2005 года доля научной компоненты в работах ВНИИЭМ существенно возросла, соответственно, усилилось и взаимодействие между нашими предприятиями в этом направлении.

Например, для удовлетворения требований к космическому аппарату «КАНОПУС-В» по точности динамической стабилизации и сокращения времени, которое требуется КА для совершения программного разворота и успокоения, было принято решение о применении на солнечных батареях этого КА виброгасителей на основе магнитной жидкости, разработанных во НПО Лавочкина (*Красова Н.А., Пугач И.Ю., Рузаков А.Ю.*, 2014). Основными разработчиками и идеологами применения этих устройств являлись А.М. Савостьянов, П.П. Телепнев, А.Ю. Ермаков. Со стороны ВНИИЭМ в моделировании



**рисунок 5.** Отделение КА «ИОНОСФЕРА-М» № 1 и 2 от РБ «Фрегат»

динамики упругого изделия и проведении испытаний ДМ (рисунок 4) участвовали В.Я. Геча, Б.И. Зубренков, Е.А. Канунникова, И.Ю. Пугач. В результате проведения испытаний была показана значительная эффективность этих устройств.

Необходимо также отметить, что и сама конструкция КА «КАНОПУС-В» и БКА основана на применении современных технологий с использованием сотовых панелей с тепловыми трубами, также разработанными в НПО Лавочкина.

Специалистами ВНИИЭМ (Е.А. Канунникова, И.А. Мешихин) и НПО Лавочкина (В.Е. Бордадымов, Н.Н. Даниловский) в рамках создания современных методов обработки динамики и прочности космических аппаратов производится разработка динамических моделей с применением метода внешних суперэлементов (Геча В.Я., Канунникова Е.А., Мешихин И.А., Бордадымов В.Е. и др., 2011; Геча В.Я., Канунникова Е.А., Мешихин И.А., Пугач И.Ю., 2014). Актуальность данной работы обусловлена одним из этапов обработки космического аппарата, а именно необходимостью создания динамической модели КА для совместного расчёта системы «ракета-носитель (РН) – разгонный блок (РБ) – космический аппарат» на этапе выведения. Такой расчёт проводится разработчиком средства выведения, а модели разгонного блока и космического аппарата поставляются их разработчиками. Принятый в настоящее время в мире порядок расчёта подразумевает применение редуцированных моделей подсистем, или, как их иногда называют, внешних суперэлементов, которые при совместном расчёте присоединяются к остаточной конструкции. Широкое распространение данного подхода в международном авиакосмическом сообществе объясняется в том числе соображениями конфиденциальности при выполнении совместных проектов на уровне нескольких фирм, так как редуцированные матрицы не содержат информации о конструкции.

На сегодняшний день совместными усилиями предприятий осуществлено внедрение в расчётную практику методики создания, тестирования и передачи редуцированных моделей конструкций КА.

Применение указанного подхода позволяет достоверно описывать динамические характеристики системы РН – РБ – КА и определять действующие на КА нагрузки – и тем самым способствовать дальнейшему успешному использованию разгонных блоков «Фрегат» для выведения КА производства ВНИИЭМ.

5 ноября 2024 года с космодрома «Восточный» при использовании разгонного блока «Фрегат» были успешно выведены на орбиту два гелиогеофизических КА «ИОНОСФЕРА-М» № 1 и 2 (рисунок 5).

Уверены, что плодотворное сотрудничество наших предприятий, творческое взаимодействие учёных и специалистов не только сохранится, но и будет расширяться на пользу развития космической отрасли нашей страны.

## **список литературы**

*Абдурагимов А.С., Авербух В.Я., Аронзон А.Н., Большакова Л.П. и др.* Система ориентации солнечной батареи многофункциональной космической платформы «Навигатор». Многофункциональная платформа «Навигатор» / Автор-сост. В.В. Ефанов; под. ред. С.А. Лемешевского. Химки: ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2017. С. 229-249.

*Авербух В.Я., Лецинский Э.А.* Новое поколение систем ориентации солнечных батарей космических аппаратов // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. 2005. Т. 102. С. 35-39.

*Авербух В.Я., Лецинский Э.А., Стома С.А.* Электромеханические системы ориентации солнечных батарей искусственных спутников Земли // Электротехника. 1996. № 5. С. 14-19.

*Авербух В.Я., Беленький А.Д., Вейнберг Д.М., Шереметьевский Н.Н.* Прецизионная система ориентации солнечных батарей с малыми реактивными моментами // Школа-83. 1986. Кн. 1. С. 21-24.

*Геча В.Я., Канунникова Е.А., Мешихин И.А., Бордадымов В.Е. и др.* Создание редуцированных матриц жесткостей и масс для совместного анализа нагрузок // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. 2011. № 121. С. 27-30.

*Геча В.Я., Канунникова Е.А., Мешихин И.А., Пугач И.Ю.* Вопросы создания и верификации динамической модели КА «МЕТЕОР-М» № 2 на этапе выведения // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2014. Т. 142, № 5. С. 27-34.

*Красова Н.А., Пугач И.Ю., Рузаков А.Ю.* Разработка математических моделей, применение технических средств и проведения наземной отработки для обеспечения точности динамической стабилизации КА «КАНОПУС-В» с целью получения изображения высокого качества // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2014. Т. 143, № 6. С. 27-36.

*Малаховский Е.Е.* Точность стабилизации гибких космических аппаратов и нормирование механических воздействий от внутренних источников возмущения // Космические исследования. 1997. Т. 35, № 5.

*Малаховский Е.Е., Позняк Э.Л., Шуляка А.А.* Гибкий управляемый космический аппарат при возмущениях внутренних источников // Космические исследования. 1995. Т. 33, № 5. С. 538-545.

*Статья поступила в редакцию 05.12.2024*

*Статья после доработки 18.12.2024*

*Статья принята к публикации 18.12.2024*

**К ШЕСТИДЕСЯТИЛЕТИЮ  
ТВОРЧЕСКОГО  
СОТРУДНИЧЕСТВА  
НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА  
И ИПМ им. М.В. КЕЛДЫША РАН  
В ОСВОЕНИИ  
КОСМОСА**

**ON THE OCCASION OF SIXTIETH  
ANNIVERSARY OF THE CREATIVE  
COOPERATION IN SPACE  
EXPLORATION BETWEEN  
LAVOCHKIN ASSOCIATION AND  
KELDYSH INSTITUTE OF APPLIED  
MATHEMATICS OF RAS**

**Г.К. Боровин<sup>1</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
borovin@keldysh.ru,  
gkborovin@mail.ru;  
**G.K. Borovin**

**А.В. Грушевский<sup>1</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
alexgrush@rambler.ru;  
**A.V. Grushevskii**

**С.М. Лавренов<sup>1</sup>,**  
доцент,  
кандидат технических наук,  
lasemi@mail.ru;  
**S.M. Lavrenov**

**В.А. Степаньянц<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
vastepan44@yandex.ru;  
**V.A. Stepanyants**

**А.Г. Тучин<sup>1</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
tag@kiam1.rssi.ru;  
**A.G. Tuchin**

**Д.А. Тучин<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
den@kiam1.rssi.ru;  
**D.A. Tuchin**

*Статья написана к 60-летию творческого сотрудничества НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в освоении космоса. Приводится обзор основных результатов сотрудничества НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в области исследования Луны, Солнечной системы и Вселенной. Представлены выполненные, текущие и перспективные космические проекты.*

*Ключевые слова:*  
АО «НПО Лавочкина»;  
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН;  
космический аппарат;  
автоматическая межпланетная станция;  
Луна; Венера; Марс; Юпитер;  
Фобос; комета Галлея;  
навигация; баллистика.

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.005

## **введение**

Космическая деятельность научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина, 60-летие которой мы отмечаем, сыграла важнейшую роль в становлении и развитии отечественной космонавтики.

*The article marks the sixtieth anniversary of the creative cooperation in space exploration between Lavochkin Assotiation and Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS. An overview of the main cooperation outcome between Lavochkin Assotiation and Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS in the Moon, the Solar system and the Universe researches. The completed, current and prospective space projects are presented.*

*Keywords:*  
Lavochkin Assotiation;  
Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences; spacecraft;  
automated interplanetary station;  
Moon; Venus; Mars; Jupiter;  
Phobos; Halley's comet;  
navigation; ballistics.

Прошло 60 лет, однако наиболее важные аспекты развития отечественной и мировой космонавтики не только не стираются в нашей памяти, но ещё более высвечиваются и обретают знаковые формы.

<sup>1</sup> ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Россия, Москва.

Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russia, Moscow.

Юбилей космической деятельности одного из флагманов отечественной ракетно-космической промышленности НПО им. С.А. Лавочкина – повод вспомнить и подробнее описать такие тенденции. Вполне закономерно получилось, что год начала его космической деятельности практически совпал и с началом совместных работ двух организаций: Акционерного общества «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» (далее – «НПО им. С.А. Лавочкина») и Федерального государственного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук» (далее – ИПМ им. М.В. Келдыша РАН) по созданию космических аппаратов (в том числе межпланетных) и их баллистико-навигационному обеспечению (*Боровин Г.К. и др., 2018; Боровин Г.К. и др., 2022*).

Хорошо известно, что НПО им. С.А. Лавочкина ведёт свое начало от авиационного завода, созданного в подмосковных Химках в 1937 году, прославившегося разработкой и созданием истребителей Ла-5, Ла-7, ставших одними из основных истребителей, обеспечивших нашу победу в Великой Отечественной войне. Затем были работы по ракетной тематике: сверхзвуковая крылатая ракета «Буря» – первая в мире крылатая ракета, которая превзошла по своим характеристикам стратегическую крылатую ракету North American SM-64 Navaho (США) и успешно выполнила 11 испытательных полётов; зенитные управляемые ракеты для ПВО Москвы; зенитно-ракетный комплекс «Даль» и др.

С 1965 года НПО им. С.А. Лавочкина было переориентировано на космическую тематику. Эта тематика была передана вместе с заделом из ОКБ-1, возглавляемого С.П. Королёвым, для работы по лунно-планетным исследованиям с помощью автоматических космических аппаратов (КА). Прерогативой НПО им. С.А. Лавочкина стало также создание космических систем связи, разгонных блоков, спутников. Георгий Николаевич Бабакин был назначен Главным конструктором предприятия.

В том же 1965 году по предложению С.П. Королёва и М.В. Келдыша в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в рамках Пятого отдела, руководимого Д.Е. Охоцимским, создан Баллистический центр ИПМ им. М.В. Келдыша (БЦ ИПМ). Долгие годы БЦ ИПМ руководил член-корреспондент РАН Э.Л. Аким. В области исследований Луны, Солнечной системы и Вселенной началось многолетнее плодотворное сотрудничество НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. На БЦ ИПМ были возложены работы по проектированию и баллистико-навигационному обеспечению (БНО) полётов пилотируемых кораблей и автоматических космических аппаратов научно-го и народно-хозяйственного назначения. БЦ ИПМ

вместе с баллистическими центрами Министерства обороны и Министерства общего машиностроения успешно обеспечивал полёты отечественных КА.

Расширение масштабов освоения космоса потребовало решения возникших новых сложных проблем и создания эффективных научных коопераций, реализующих подобные решения. Именно таковым стал научно-технический и творческий союз НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

В НПО им. С.А. Лавочкина были созданы автоматические КА для изучения Луны, Венеры, Марса и астрофизических исследований. Созданные в НПО им. С.А. Лавочкина космические аппараты впервые в мире осуществили мягкую посадку на Луну, произвели автоматический забор лунного грунта и доставили его на Землю. Самоходные аппараты «ЛУНОХОД-1, -2», доставленные на Луну автоматическими КА «ЛУНА-17» и «ЛУНА-21», управляемые с Земли, совершили движение по поверхности Луны. Впервые была осуществлена посадка на поверхности Марса и Венеры, получено множество научной информации и фотоснимков этих планет. Был успешно реализован проект полёта к комете Галлея. Созданные в НПО им. С.А. Лавочкина автоматические КА по эффективности и тактико-техническим характеристикам опережали то время и обеспечили нашей стране мировые приоритеты в космических исследованиях. Во всех этих работах наши организации работали бок о бок. Мы вместе разрабатывали и осуществляли сложнейшие космические проекты, результаты которых вошли в сокровищницу отечественной и мировой науки и техники, самого хода всемирного естествознания.

Баллистический центр ИПМ им. М.В. Келдыша РАН выполнил все возложенные на него задачи по обеспечению полётов КА серии «ЛУНА». Последний полёт этой серии совершил КА «ЛУНА-24» в августе 1976 года. Коллектив ИПМ им. М.В. Келдыша РАН участвовал во всех проектно-баллистических работах, а также в работах по баллистико-навигационному обеспечению полётов КА, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина для исследования Солнечной системы (*Боровин Г.К. и др., 2018; Ивашкин В.В., 2010; Охоцимский Д.Е. и др., 2010*). Наряду с указанными работами НПО им. С.А. Лавочкина с самого начала своей космической деятельности и по настоящее время выполняет большой объём работ по текущим и перспективным космическим проектам. За малым исключением во всех этих работах ИПМ им. М.В. Келдыша РАН осуществляет баллистическое проектирование, подготовку, обеспечивает реализацию и БНО полётов КА, осуществляет их анализ.

Представим наиболее значимые с нашей точки зрения состоявшиеся проекты успешного сотрудничества наших организаций по исследованию космического пространства.

Отечественные космические миссии традиционно доминировали в исследованиях Венеры. Автоматическая межпланетная станция (АМС) «ВЕНЕРА-3» первой достигла поверхности Венеры 1 марта 1966 года. В полётах АМС к Венере в 1978 году и 1981 году «ВЕНЕРА-11» – «ВЕНЕРА-14» была успешно осуществлена пролётно-десантная схема. В разработке и реализации этой схемы полёта активное участие принимали сотрудники ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Мягкая посадка спускаемых аппаратов АМС «ВЕНЕРА-11» и «ВЕНЕРА-12» была реализована в декабре 1978 года, а АМС «ВЕНЕРА-13» и «ВЕНЕРА-14» – в марте 1982 года. Искусственные спутники «ВЕНЕРА-15» и «ВЕНЕРА-16» провели уникальный эксперимент по радиокартографированию Венеры. На его основе построены качественные изображения планеты и её рельефа, создан первый атлас Венеры (1989) (Котельников В.А. и др., 1989). NASA в 1990–1994 годах составила гипсометрическую карту 98% поверхности планеты. Наряду с данными радиовысотометра КА «МАГЕЛЛАН» и КА «ПИОНЕР-ВЕНЕРА-1» были использованы данные отечественных КА «ВЕНЕРА-15» и «ВЕНЕРА-16». Эта карта используется при выборе мест для посадки современных проектируемых миссий не вслепую, а на местность с известной геологической структурой (международный проект «ВЕНЕРА-Д» (Иванов М.А. и др., 2017)) Следует также отметить полёты наших КА «ВЕГА-1, -2» к комете Галлея с доставкой в атмосферу Венеры аэростатных зондов и выведением европейской межпланетной станции «ДЖОТТО» к ядру этой кометы (международный проект «ЛОЦМАН»).

Полёты КА к планетам Солнечной системы предъявили высокие требования к точности знания координат планет. Поэтому принципиальное значение имели работы сотрудников ИПМ им. М.В. Келдыша РАН по уточнению эфемерид планет, опирающиеся на радиолокацию планет и высокоточные радиотехнические наблюдения за движением их искусственных спутников. По данным траекторных измерений всех советских искусственных спутников Луны была построена модель глобальной структуры её гравитационного поля. В интересах проекта картографирования Венеры было выполнено первое определение динамического сжатия планеты по наблюдениям за движением КА «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10».

В 80-х годах прошлого столетия в НПО им. С.А. Лавочкина был создан КА нового поколения (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010) Первыми целями аппаратов этой серии стали Марс и его спутник Фобос. Погрешность знания орбиты Фобоса была настолько большой, что не позволяла непосредственно выполнить сближение с ним. Поэтому была разработана схема маневрирования, обеспечивающая постепенное сближение КА и Фобоса.

В связи с этим в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН были разработаны специальные методы и соответствующие алгоритмы расчёта оценки безопасного полёта искусственного спутника планеты относительно её естественного спутника (*Заславский Г.С.*, 1991; *Байцур С.Г. и др.*, 1991). К сожалению, полностью выполнить намеченную программу исследований не удалось. КА «ФОБОС-1» прекратил существование на траектории перелёта, а КА «ФОБОС-2» – при переходе на вторую квазисинхронную орбиту. Однако полёт КА «ФОБОС-2» дал уникальные научные результаты (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010). Навигационные наблюдения Фобоса позволили уточнить параметры его орбиты (*Навигация космических аппаратов при исследовании дальнего космоса*, 2016).

Для реализации проекта «ФОБОС-ГРУНТ» требовалось априорное знание параметров орбиты Фобоса. В ИПМ им. М.В. Келдыша была построена модель движения Фобоса с использованием всех имеющихся наблюдений Фобоса (*Шишов В.А.*, 2008). При построении модели движения Фобоса были использованы: оптические наземные измерения, начиная с 1877 года; бортовые телевизионные измерения Фобоса КА MARINER-9 (1971–1972), VIKING (1976–1978), «ФОБОС-2» (1989), MARS EXPRESS (2005); измерения лазерного дальнометра с борта MARS GLOBAL SURVEYOR (1998); измерения углового расстояния между центром Фобоса и центром солнечного диска при наблюдениях с находящихся на поверхности Марса американских роверов Spirit и Opportunity (2004).

Кроме решения задач космических проектов, необходимо отметить взаимодействие ИПМ им. М.В. Келдыша РАН и НПО им. С.А. Лавочкина в подготовке научных кадров. Несколько сотрудников НПО им. С.А. Лавочкина получили дипломы об окончании аспирантуры ИПМ им. М.В. Келдыша РАН и готовятся к защите диссертаций на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук.

## 1. Современные космические проекты

В настоящее время ИПМ им. М.В. Келдыша РАН и НПО им. С.А. Лавочкина продолжают свою плодотворную деятельность в отечественных и международных проектах. Это приводит к уникальным решениям баллистико-навигационных проблем.

18 июля 2011 года с космодрома Байконур был выведен на расчётную орбиту КА «СПЕКТР-Р» с радиотелескопом «РадиоАстрон», который получил международное название: космическая астрофизическая обсерватория «Радиоастрон». КА был запущен на орбиту с высотой апоцентра 300 тыс. км. Космическая астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-Р»

совместно с земными радиотелескопами создала радиоинтерферометр со сверхбольшой базой и была предназначена для проведения фундаментальных астрофизических исследований в радиодиапазоне электромагнитного спектра. По результатам полёта удалось получить ряд фундаментальных результатов в области изучения Вселенной. Эволюция орбиты КА «СПЕКТР-Р» позволяла в ходе полёта вести наблюдение участков небесной сферы в различных режимах для решения научных задач проекта. Управление космическим комплексом «СПЕКТР-Р» осуществляла главная оперативная группа управления, созданная на базе НПО им. С.А. Лавочкина, с участием специалистов организаций – разработчиков бортовых систем, с привлечением наземного сегмента управления и наземного научного комплекса. Расчёт целеуказаний, обработку результатов измерений параметров орбиты, реконструкцию и прогнозирование орбиты КА, расчёт баллистических параметров коррекции траектории полёта КА и мониторинг степени затенения КА Землёй и Луной обеспечивали сотрудники ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (*Заславский Г.С. и др.*, 2014). Наряду с работами по оперативному БНО управления полётом КА «СПЕКТР-Р» БЦ ИПМ в тесном сотрудничестве с Астрокосмическим центром ФИАН участвовал в реализации научной программы проекта – проводил исследования по выбору траектории дальнейшего полёта КА и высокоточное определение параметров движения аппарата, необходимое для обработки научной информации (*Заславский Г.С. и др.*, 2016; *Заславский Г.С. и др.*, 2017).

Совместная работа специалистов НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в области баллистики и навигации обеспечила выполнение радиоинтерферометрических наблюдений со сверхдлинными базами. КА «СПЕКТР-Р» находился на орбите 7.5 лет (в полтора раза превысив плановый срок существования). За это время была получена уникальная научная информация.

По программе «Малые космические аппараты для фундаментальных космических исследований» были запущены два космических аппарата: «МКА-ФКИ (ПН1)» и «МКА-ФКИ (ПН2)», разработанных НПО им. С.А. Лавочкина (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2016). Запуск «МКА-ФКИ (ПН1)» осуществлен с космодрома Байконур 22 июля 2012 года «МКА-ФКИ (ПН1)» был выведен на солнечно-синхронную орбиту с высотой апоцентра – 810.6 км и высотой перицентра – 795.6 км. Научная аппаратура КА «ЗОНД-ПП», разработанная в ИРЭ им. В.А. Котельникова РАН, предназначалась для пассивного радиометрического зондирования Земли в дециметровом диапазоне электромагнитных волн. Анализ данных «ЗОНД-ПП» позволил сделать вывод о перспективности создания малых космических аппаратов.

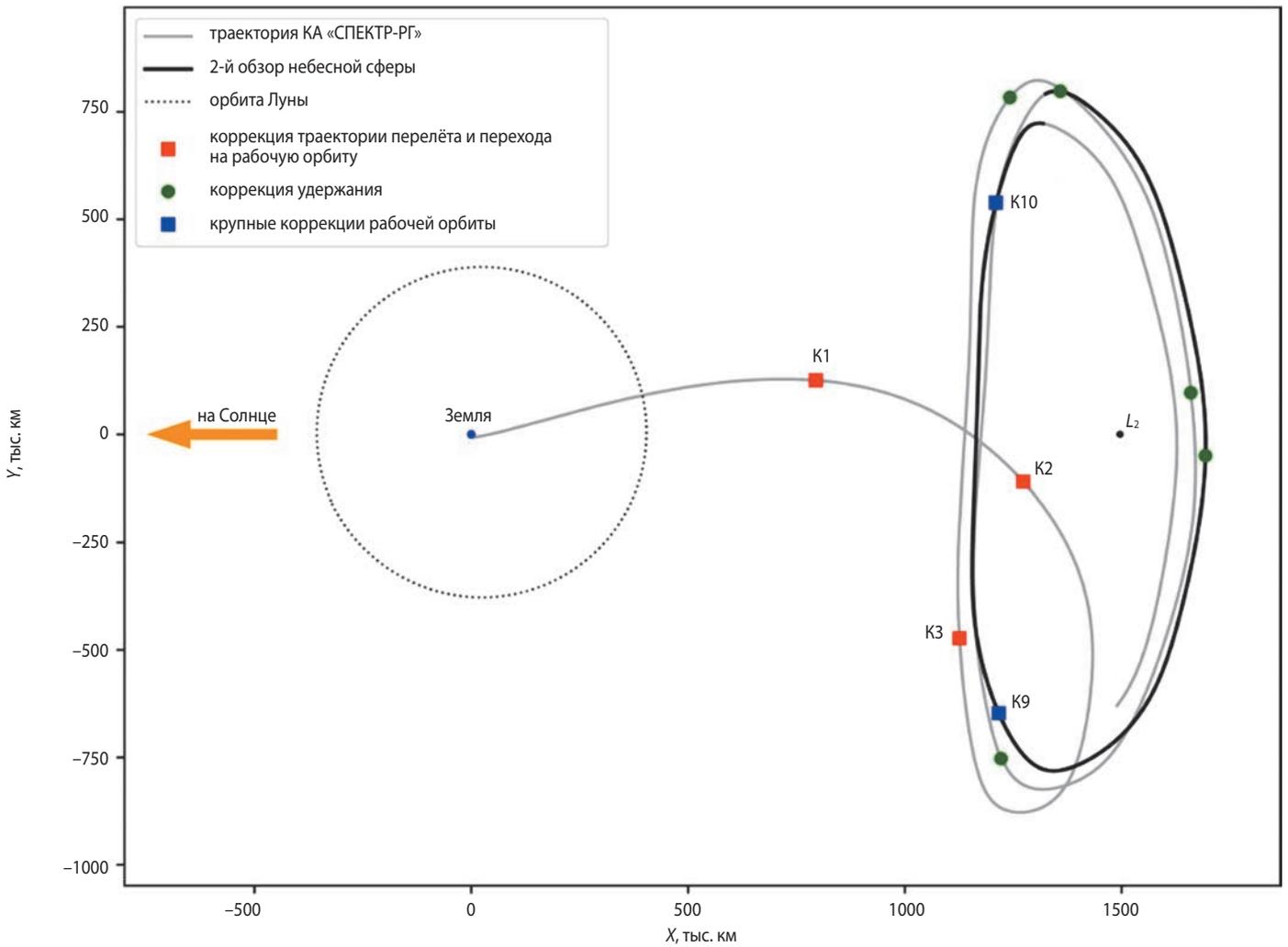
«МКА-ФКИ (ПН2)» был запущен с космодрома Байконур 8 июня 2014 года и выведен на солнечно-синхронную орбиту с высотой апоцентра 817.8 км и высотой перицентра 625.7 км. Научная аппаратура «РЭЛЕК», установленная на борту «МКА-ФКИ (ПН2)», была предназначена для изучения высотных электрических разрядов и атмосферных явлений. Научная аппаратура разработана Научно-исследовательским институтом ядерной физики им. Д.В. Скобельцына МГУ совместно с Физическим институтом им. П.Н. Лебедева и Научно-исследовательской лабораторией аэрокосмической техники.

Центр управления полётом малых космических аппаратов находился в НПО им. С.А. Лавочкина, а Баллистический центр – в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Баллистический центр выполнял функции навигационного обеспечения управления полётом: обработка наземных и бортовых траекторных измерений, определение и прогнозирование параметров движения космического аппарата, расчёт целеуказаний для командно-измерительного пункта в Медвежьих Озёрах и расчёт опасных сближений.

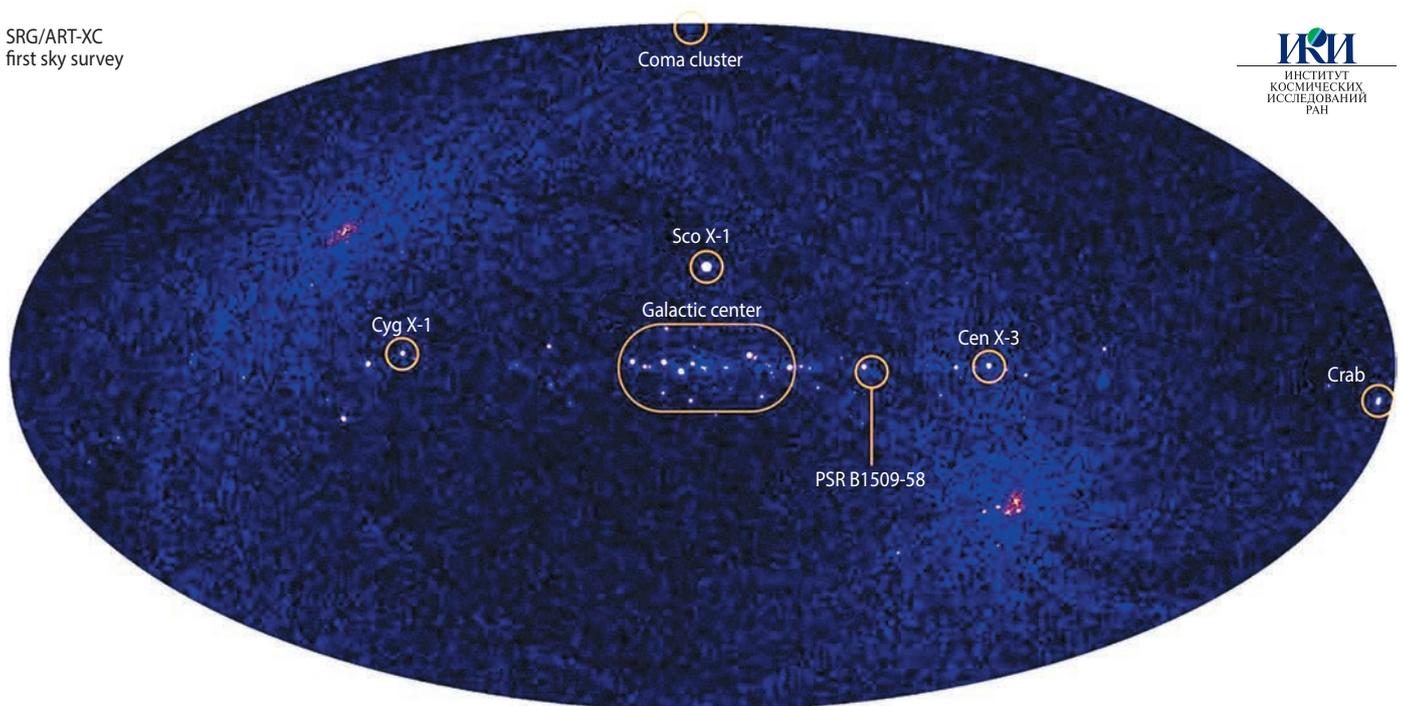
В Баллистическом центре рассчитывались опасные сближения КА с космическими объектами, орбиты которых были доступны по каналам Интернет. Ежедневно выполнялся прогноз опасных сближений на трое суток с публикацией бюллетеней, которые содержали минимальное расстояние сближения, начальные условия и ковариационную матрицу параметров движения космического объекта.

Оценка качества определения орбиты показала, что погрешность её определения в прогнозе на одни сутки составляет около 5 м в радиальном направлении и направлении, ортогональном плоскости орбиты, а в трансверсальном направлении – 90.9 м. Высокоточное определение орбиты обеспечивалось одним наземным измерительным комплексом и бортовой аппаратурой спутниковой навигации. Таким образом, была отработана однопунктовая схема наземных траекторных измерений для малых космических аппаратов.

13 июля 2019 года с космодрома Байконур запущен космический аппарат «СПЕКТР-РГ» – российско-немецкая орбитальная астрофизическая обсерватория, предназначенная для построения полной карты Вселенной в рентгеновском диапазоне энергий 0,2–30 кэВ. Она состоит из двух рентгеновских телескопов: немецкого eROSITA, работающего в мягком рентгеновском диапазоне, и российского ART-XC имени М.Н. Павлинского, работающего в жёстком рентгеновском диапазоне. Космический аппарат создан в АО «НПО Лавочкина» на базе российской спутниковой платформы «Навигатор». Окрестности точки Лагранжа  $L_2$  системы «Солнце – Земля» космический аппарат (КА) достиг 21 октября 2019 года.



**рисунок 1.** Проекция траектории КА «СПЕКТР-РГ», включая схему перелёта к точке  $L_2$ , на плоскость эклиптики



**рисунок 2.** Карта первого обзора ART-XC в диапазоне 4–12 кэВ, в Галактических координатах. Подписаны несколько наиболее ярких объектов и область Галактического центра

Космический аппарат обращается по гало-орбите с периодом шесть месяцев вокруг точки Лагранжа  $L_2$  по орбите радиусом до 400 тыс. км, плоскость которой перпендикулярна прямой, соединяющей эту точку с Солнцем и стала первым отечественным КА, облетевшим точку Лагранжа  $L_2$ . На данный момент «СПЕКТР-РГ» – это одна из лучших рентгеновских обсерваторий на ближайшие 10–15 лет. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН выполняет баллистико-навигационное обеспечение и сопровождение КА «СПЕКТР-РГ». До настоящего времени были выполнены расчёты коррекций, необходимых для поддержания геометрии траектории КА «СПЕКТР-РГ» на квазипериодической орбите в районе либрационной точки  $L_2$  системы Солнце – Земля и обеспечения условий видимости КА с наземных пунктов наблюдения РФ. Выполненные расчёты и их реализация позволили произвести наблюдения телескопами ART-XC и eROSITA, установленными на борту КА «СПЕКТР-РГ», и получить новые научные данные. Для баллистико-навигационного обеспечения полёта КА «СПЕКТР-РГ» разработана методика проведения «больших» коррекций, уменьшающих выход орбиты КА из плоскости эклиптики в сторону Южного полюса мира. Это расширяет радиовидимость КА и увеличивает время пребывания КА в окрестности точки либрации  $L_2$  системы Солнце – Земля после проведения коррекции.

На рисунке 1 представлена проекция траектории КА «СПЕКТР-РГ», включая схему перелёта к точке  $L_2$  на плоскость эклиптики ( $XY$ ) во вращающейся системе координат. Пунктирная линия показывает орбиту Луны. Точками K1 и K2 обозначены основные коррекции траектории перелета. Точка K3 обозначает манёвр перехода на квазипериодическую орбиту вокруг  $L_2$ . Зелёными и синими точками показаны последующие коррекции орбиты.

Наблюдения, выполненные с помощью обсерватории «СПЕКТР-РГ», существенно дополняют наблюдения знаменитого оптического телескопа «Хаббл», работающего в световом диапазоне частот от ультрафиолетового до инфракрасного.

Запуск и надежное функционирование КА «СПЕКТР-РГ» является значимым достижением российской космонавтики в деле изучения более миллиона рентгеновских источников Вселенной (Сюняев Р.А. и др., 2022). В декабре 2022 года научный руководитель российской части миссии «СПЕКТР-РГ» академик Рашид Сюняев сообщил на конференции «Астрофизика высоких энергий сегодня и завтра» (HEA-2022), что «СПЕКТР-РГ» обнаружил свыше 23 тыс. скоплений галактик среди 1,5 млн. рентгеновских источников, открытых телескопом eROSITA за время четырех полных и одного неполного обзора неба. Менее 50% этих скоплений

были известны ранее по оптическим обзорам или по регистрации эффекта Сюняева – Зельдовича (Сюняев Р.А. и др., 2022). Российский телескоп ART-XC на борту «СПЕКТРА-РГ» изучил свыше 1.5 тысяч источников жёсткого рентгена, в том числе несколько сотен активных ядер галактик и переменных звёзд. Это является рекордом для космических миссий, изучающих данную часть спектра. Каталог объектов, излучающих в жёсткой части рентгеновского диапазона, превосходит по числу источников излучения, чувствительности и качеству данных аналогичные каталоги, подготовленные за 17 лет работы обсерватории «Интеграл», а также пять лет наблюдений на борту обсерватории Swift. В течение нескольких лет планируется получить восемь независимых карт всего неба в каждом из энергетических диапазонов.

Измерения, проводимые КА «СПЕКТР-РГ», предоставляют возможность развития рентгеновской навигации (рисунок 2) (Ревнищев М.Г. и др., 2015). На основе карты Вселенной, которая будет построена «СПЕКТРОМ-РГ», Россия планирует разработать систему ориентации (навигатор) по пульсарам для путешествий в космосе, которая любому аппарату покажет с высокой точностью его местоположение. Также предполагается, что она станет навигатором для аппаратов лунной программы РФ, а также для миссий, которые отправятся в дальний космос.

Помимо прочего, БЦ ИПМ выполняет работы по оперативному баллистическому сопровождению запусков космических аппаратов с использованием ракет-носителей «Союз» и разгонного блока «Фрегат». Производится обработка телеметрической информации бортовой системы управления, получаемой на зарубежных наземных станциях, расположенных по трассе полёта разгонного блока. Результатом обработки бортовых измерений телеметрической информации являются параметры орбит разгонного блока до и после проведения динамических операций. Проведены десятки совместных оперативных работ БЦ ИПМ и НПО им. С.А. Лавочкина по контролю выведения космических аппаратов.

## **2. Проект «ЛУНА-25»**

Космическая экспедиция «ЛУНА-25» стартовала в 2023 году, согласно Федеральной космической программе на 2016–2025 годы, и стала первой миссией в рамках российской лунной программы. Основной задачей КА «ЛУНА-25» являлась обработка технологии полёта к Луне и проведение точной посадки в заданной области южного полярного региона Луны (Боровин Г.К. и др., 2018). В этом проекте ИПМ им. М.В. Келдыша выполняла традиционные работы по баллистико-навигационному обеспечению управления полётом, а также в разработке бортовой системы управления движением, в том числе, бортового

программно-алгоритмического обеспечения управления движением КА на этапе посадки на поверхность Луны (Боровин Г.К. и др., 2018). После старта 11 августа 2023 года был успешно осуществлён перелёт КА в окрестность Луны и 16 августа 2023 года реализован успешный выход КА «ЛУНА-ГЛОБ» на окололунную орбиту. Последний этап космической экспедиции с посадкой на лунную поверхность, к сожалению, не стал удачным. Тем не менее, были в значительной степени отработаны высокие требования к алгоритмам управления для будущих лунных посадочных экспедиций как на этапах полёта и выхода на селеноцентрическую орбиту, так и на этапе основного торможения, которые должны гарантировать минимальный расход топлива и одновременно максимальную точность при наличии различных возмущающих факторов. Существующая неопределённость в величинах тяги двигателей, а также неопределённость в знании начальной массы КА при сходе с предпосадочной орбиты и ошибки начального вектора состояния существенно усложняют задачу точного приведения КА в заданное место прилунения. Эта задача решается с помощью терминального алгоритма наведения с адаптацией к фактическим условиям движения (Жуков Б.И. и др., 2016). Созданные для отработки алгоритмов управления на этапе посадки стенды в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН и НПО им. С.А. Лавочкина, включающие бортовой компьютер и математические модели бортовых приборов, безусловно, будут востребованы для следующих посадочных отечественных «Лунников».

### 3. Будущие межпланетные космические проекты. Лунная программа

Россия вновь возвращается к исследованию Луны. Основными научными задачами изучения Луны автоматическими КА являются: полное картографирование лунной поверхности, изучение внутреннего строения Луны и кратеров на южном полюсе Луны, разведка природных ресурсов, выбор одного или нескольких районов, наиболее подходящих для размещения автоматической и обитаемой лунной базы, исследование воздействия на Луну потоков излучения различной природы.

Научные задачи предполагается решать как с помощью дистанционного зондирования с орбиты ИСЛ (проект «ЛУНА-РЕСУРС»), так и в ходе контактных исследований на поверхности Луны с помощью небольших посадочных аппаратов (проект «ЛУНА-ГРУНТ»). Особое внимание при этом должно быть уделено определению состава и условий залегания полезных ресурсов в приполярных областях.

### 4. Проект «ЭКЗОМАРС»

В рамках программы изучения Марса было разработано два российско-европейских проекта – «ЭКЗОМАРС-18» и «ЭКЗОМАРС-22». Орбитальный аппарат первой экспедиции успешно функционирует на орбите Марса, составной КА второй экспедиции планировалось запустить осенью 2022 года.



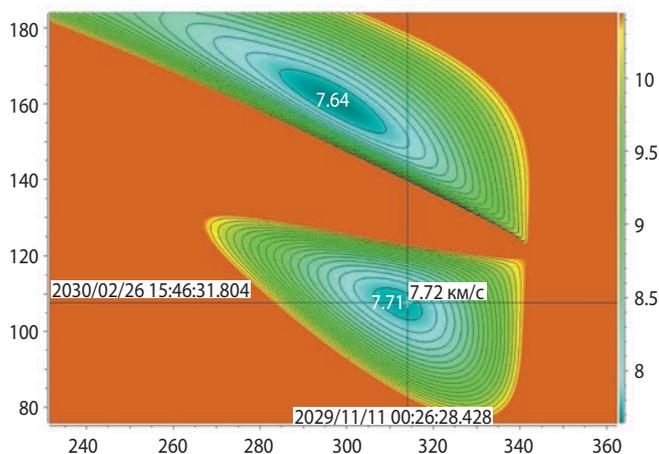
**рисунок 3.** Первые кадры лунной поверхности, переданные АМС «ЛУНА-25» (телеграмм-канал Госкорпорации «Роскосмос», [https://t.me/roscosmos\\_gk/10512](https://t.me/roscosmos_gk/10512))

В состав КА «ЭКЗОМАРС-22» вошли перелётный модуль (ПМ), десантный модуль (ДМ) и адаптер с системой отделения десантного модуля от перелётного модуля. Перелётный модуль разрабатывался Европейским космическим агентством (ЕКА) и был предназначен для доставки десантного модуля к Марсу. Управление КА на участке перелёта и наведение для последующего входа ДМ в атмосферу Марса планировалось осуществлять наземными станциями ЕКА при поддержке российских станций и российских баллистических центров (Тучин А.Г. и др., 2020). Десантный модуль был разработан НПО им. С.А. Лавочкина и предназначался для доставки на поверхность Марса стационарной посадочной платформы (ПП) с комплексом научной аппаратуры и автономного марсохода (ровера) разработки ЕКА. Срок активного существования ПП на поверхности должен быть не менее марсианского года (около двух земных лет). В настоящее время проект заморожен.

## 5. Проект «ВЕНЕРА-Д»

В России ведутся работы по проектированию отечественного КА «ВЕНЕРА-Д» для исследования поверхности Венеры (Иванов М.А. и др., 2017; Голубев Ю.Ф. и др., 2018). Планируемая дата старта: 11 ноября 2029 года. На рисунке 4 показаны изолинии суммарных затрат характеристической скорости для окна стартов перелёта от Земли к Венере в 2029 году (Голубев Ю.Ф. и др., 2018).

Автоматическая межпланетная станция «ВЕНЕРА-Д» состоит из орбитального и посадочного аппаратов для комплексного изучения атмосферы второй от Солнца планеты, её поверхности, внутреннего строения и окружающей плазмы.



**рисунок 4.** Изолинии суммарных затрат характеристической скорости для окна стартов перелёта от Земли к Венере в 2029 году

Разработка экономических баллистических схем полётов КА к Венере и прохождения её сферы действия актуальна и необходима для увеличения полезной нагрузки КА за счёт снижения массы топлива. Баллистическое проектирование подобных схем, в частности, является существенной составной частью перспективного отечественного проекта «ВЕНЕРА-Д», предусматривающего посадку спускаемого модуля на её поверхность в заданном районе. После многолетнего перерыва Венера изучалась лишь с орбиты, например, европейским проектом «ВЕНЕРА-ЭКСПРЕСС» (2005–2015). Проект «ВЕНЕРА-Д» является следующим шагом после успешной серии миссий «ВЕНЕРА» и «ВЕГА» в 70-х–80-х годах. Качественным отличием современного посадочного аппарата от программы «ВЕГА» является оснащённость знаниями о геологии поверхности по результатам радарных исследований КА «ВЕНЕРА-15, -16» и КА «МАГЕЛЛАН». Посадочный аппарат будет садиться не вслепую, как раньше, а на местность с известным геологическим контекстом (Иванов М.А. и др., 2017; Голубев Ю.Ф. и др., 2018; Засова Л.В. и др., 2017; Borovin G.K. et. al., 2019).

## 6. Проект «СПЕКТР-М»

Россия планирует вернуться к проекту создания космической обсерватории «МИЛЛИМЕТРОН» и интерферометра Земля – Космос. На её основе планируется провести исследования астрономических объектов со сверхвысокой чувствительностью в миллиметровом, субмиллиметровом и дальнем инфракрасном диапазонах спектра электромагнитного излучения. Космическая обсерватория и функционирующий на её основе интерферометр с угловым разрешением до 30 наносекунд дуги дадут возможность получения уникальной информации о глобальной структуре Вселенной, о строении и эволюции галактик, их ядер, звёзд и планетных систем, а также об органических соединениях в космосе, объектах со сверхсильными гравитационными и электромагнитными полями.

Космическая обсерватория «МИЛЛИМЕТРОН» должна быть выведена на квазипериодическую орбиту в окрестности точки либрации  $L_2$  системы Солнце – Земля (Боровин Г.К. и др., 2018), обеспечивающую выход из эклиптики (амплитуда по оси  $Z$  вращающейся системы координат) более чем на 1 млн км. Также необходимо соблюсти условия по освещённости аппарата – продолжительность пребывания в конусе земной тени не должна превышать один час.

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в рамках проекта космического комплекса «СПЕКТР-М» провёл исследования по БНО полёта, которые включают: выбор начальных параметров траектории перелёта КА

в район точки либрации  $L_2$  системы Солнце – Земля, разработку методики проведения коррекций и оценку потребных корректирующих импульсов на этапе перелёта и на галоорбите, оценку точности прогнозирования параметров рабочей орбиты КА, оценку точности определения и прогнозирования параметров движения КА «СПЕКТР-М».

Для определения параметров движения КА «СПЕКТР-М» планируется использовать пять станций слежения, две из которых расположены в Северном полушарии (станции в Медвежьих Озёрах и на Байконуре) и три (станции в Маларгуэ (Аргентина), в Хартибисхуке (ЮАР) и в Нью-Норсии (Австралия)) – в Южном полушарии. Основные станции слежения расположены в Медвежьих Озёрах и на Байконуре.

В случае нештатной ситуации или отсутствия видимости КА с одной из основных станций слежения возможно привлечение станции, расположенной в Уссурийске. Длительность интервалов, в течение которых отсутствует видимость аппарата со всех станций слежения, не должна превышать одних суток. Благодаря привлечению к работе станций, расположенных в Южном полушарии, для выбранной орбиты – это условие выполняется.

При выборе орбит для эксплуатации обсерватории «МИЛЛИМЕТРОН» будет учитываться опыт работы обсерваторий «СПЕКТР-Р» и «СПЕКТР-РГ» (Боровин Г.К. и др., 2018).

## 7. Проект «СПЕКТР-УФ»

Космический телескоп «СПЕКТР-УФ» («Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет», сокр. ВКО-УФ, англ. World Space Observatory – Ultraviolet, сокр. WSO-UV) предназначен для получения изображений и спектроскопии в недоступном для наблюдений наземными инструментами участке электромагнитного спектра – ультрафиолетовом (УФ, 100–320 нм).

Космический аппарат «СПЕКТР-УФ» будет состоять из разработанного в НПО имени С.А. Лавочкина многоцелевого служебного модуля «Навигатор», двигательной установки довыведения и УФ-телескопа в качестве полезной нагрузки. Масса нового модуля «Навигатор» почти в три раза меньше, чем у планировавшейся ранее универсальной платформы «Спектр». Это обстоятельство позволит осуществить запуск научного комплекса на более дешёвом носителе среднего класса.

Стартовая масса комплекса составит около 2500 кг. Возможно размещение телескопа на геостационарной орбите. Расчётный срок активного существования телескопа составит не менее пяти лет.

Как уже отмечалось, базовым элементом научной аппаратуры на борту «СПЕКТР-УФ» является ультрафиолетовый телескоп Т-170М с диаметром главного зеркала 170 см и фокальным отношением 10. Использована схема Ричи – Кретьена, фокусное расстояние 17 метров, поле зрения – 30 угловых минут. Помимо него, на борту будет находиться блок спектрографов, состоящий из двух эшелельных спектрографов высокого разрешения ВУФЭС и УФЭС и спектрографа СДЩ с длинной щелью. Эти приборы позволят изучать спектры звёзд до 15–17 звёздной величины. Прибор СДЩ предназначен для получения спектров низкого разрешения точечных и протяженных объектов. Спектрографы производятся в России, изначально планировалось участие других стран.

Блок камер поля состоит из трёх камер, работающих в разных спектрах: ближний ультрафиолет (150–280 нм), дальний ультрафиолет (115–190 нм) и оптический диапазон (200–800 нм). Они позволят получать изображения в УФ- и видимом диапазонах объектов вплоть до 30 звёздной величины.

После введения санкций в 2022 году, зарубежные детекторы в блоке камер поля, предназначенные для построения высококачественных изображений в ультрафиолетовом и оптическом участках спектра, удалось заместить детекторами отечественного производства.

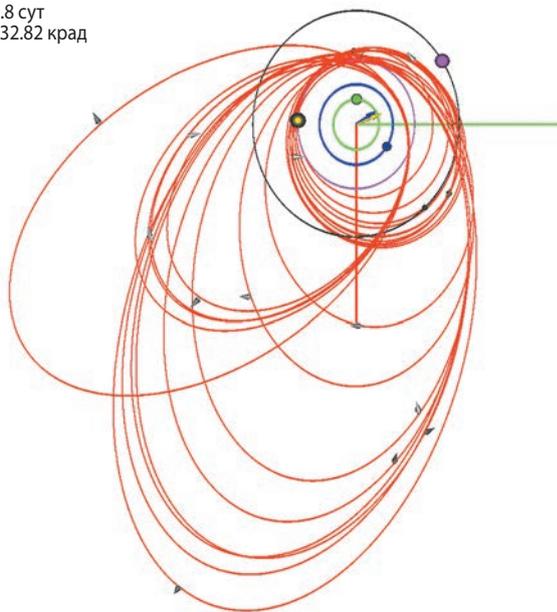
Исторически «СПЕКТР-УФ» является третьим в линейке аппаратов серии «СПЕКТР» («СПЕКТР-Р», «СПЕКТР-РГ», четвёртый – «СПЕКТР-М»). Соответственно представляется вполне реализуемой традиционная кооперация НПО имени С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в рамках проведения исследований по БНО полёта КА «СПЕКТР-УФ» и выбору орбит для эксплуатации.

## 8. Юпитерианский проект

Коллективы НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН работают над перспективными космическими проектами, к которым относится и проект исследования системы Юпитера «ЛАПЛАС-П» (Боровин Г.К. и др., 2022; Голубев Ю.Ф. и др., 2016).

Дополнительная характеристическая скорость полёта КА, получаемая за счёт орбитальной энергии планет или их спутников, даёт возможность для совершения туров к планетам-гигантам и, в первую очередь, к системе Юпитера. И если в первых космических миссиях подобного рода («ПИОНЕР-10», «ВОЯДЖЕР-1») выбранная «мишень» использовалась в качестве «катапульти» нового разгона корабля, то в последующем были использованы более «изопрённые» сценарии, использующие не только

время: 811.8 сут  
радиация: 32.82 крад

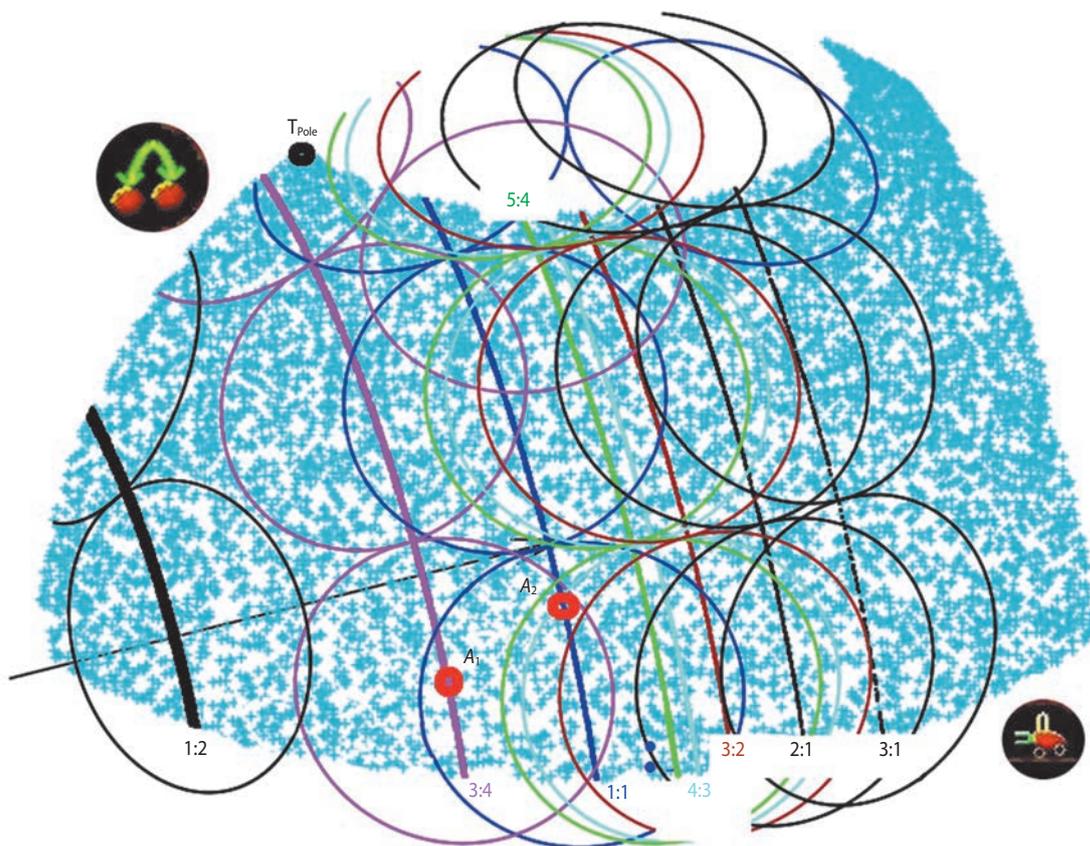


**рисунок 5.** Сценарий сближения КА с Ганимедом

разгонные гравитационные манёвры, но и симметричные им тормозные. В этих случаях, наряду с выбором «окон старта» от Земли, появилась необходимость разработки комбинационного маневрирования с соответствующими сценариями и схемами гравитационных манёвров. На рисунке 5 показан выбранный

сценарий комфортабельного по накопленной дозе радиации тура сближения КА с Ганимедом на средней плоскости системы Юпитера с указанной величиной и направлениями импульсов. На этом рисунке цветами обозначены юпитерианские луны Ио, Европа, Ганимед, Каллисто: зелёным, синим, жёлтым, пурпурным соответственно.

Целью перспективного проекта «ЛАПЛАС-П», как составной части фундаментальных исследований по проблемам происхождения и эволюции планет Солнечной системы, является исследование Юпитера и его спутников. Одной из основных особенностей этого проекта является использование нескольких гравитационных манёвров около естественных небесных тел. Проект «ЛАПЛАС-П» предусматривает посадку на один из спутников Юпитера, которую при наличии ограничений на расход топлива можно обеспечить только с помощью гравитационных манёвров около крупных естественных спутников Юпитера: Ио, Европы, Ганимеда, Каллисто. При этом ограниченные динамические возможности использования спутников Юпитера требуют проведения десятков проходов около них. Становится очевидной актуальность регулярного построения оптимальных сценариев – последовательностей прохождения небесных тел и выработки условий их исполнения (Голубев Ю.Ф. и др., 2016).



**рисунок 6.** Выбор возможной последовательности гравитационных манёвров около Венеры для миссии «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД»

## 9. Проект «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД»

В планах «Роскосмоса» среди важнейших перспективных проектов в дальнем космосе выделен проект «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД», который должен открыть новый этап исследования Солнца – его приполярных областей путём построения высоконаклонённой внеэклиптической орбиты КА. Проекты указанного класса невозможно реализовать без совершения гравитационных манёвров (около Венеры), поскольку операции по изменению наклона орбиты КА являются наиболее энергозатратными. Необходимое проведение сложнейшего, нелинейного 3D-баллистического проектирования синтеза высоконаклонённых орбит с использованием динамических пространственных особенностей ограниченной задачи трёх тел и существования в ней интеграла Якоби было успешно реализовано в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН с использованием эфемеридных моделей (Голубев Ю.Ф. и др., 2017). На рисунке 6 показан выбор возможной последовательности гравитационных манёвров около Венеры для миссии «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД» с помощью инвариантной сферы асимптотической скорости КА относительно Венеры. На нём нанесены линии резонансов между орбитальными движениями КА и Венеры, полюс максимально возможного наклона КА относительно орбиты Венеры ( $30^\circ$ ). В результате становится доступным наблюдение полюса Солнца с орбиты, имеющей наклонение 32 градуса.

Проект «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД» предназначен для исследований внутренней гелиосферы и Солнца с близких расстояний и из внеэклиптических положений на гелиоцентрических орбитах. Ныне действующие солнечные космические миссии (SOHO, STEREO, SDO, Hinode и др.) и исследования прошлых лет (Yohkoh, КОРОНАС-Ф и др.) много дали для понимания того, как устроено Солнце, как оно работает, для изучения солнечно-земных связей. Дальнейшее продвижение в интерпретации происходящих на Солнце и в гелиосфере процессов связано с необходимостью новых исследований. Дистанционное зондирование Солнца с близких расстояний с высоким пространственным разрешением наряду с локальными измерениями вблизи светила, а также внеэклиптические наблюдения станут следующим шагом в нашем стремлении узнать больше о Солнце и околосолнечном пространстве.

В проекте «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД» предполагается, что КА сблизится с Солнцем до расстояний в 60–70 солнечных радиусов и станет постепенно выходить из плоскости эклиптики, т.е. угол между плоскостью орбиты аппарата и плоскостью эклиптики будет возрастать. Для сближений с Солнцем и наклона плоскости орбиты к плоскости эклиптики планируется

использовать многократные гравитационные манёвры у Венеры. Баллистическая схема миссии включает короткую эклиптическую фазу, в которой КА приблизится к Венере с помощью гравитационного манёвра.

Реализация миссии «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД» может пересечься по срокам с другими солнечно-гелиосферными миссиями НАСА Solar Probe+ (PARKER) и ЕКА (SOLAR ORBITER), а также с их проектами по изучению Венеры. Они планируют отправить к Венере автоматические станции: DAVINCHI+ (Deep Atmosphere Venus Investigation of Noble gases, Chemistry, and Imaging (2029–2031)) для изучения плотной атмосферы планеты и определения существования океана на её поверхности и VERITAS (Venus Emissivity, Radio Science, InSAR, Topography, and Spectroscopy, 2028–2029) для составления геологической карты планеты. ЕКА также планирует миссию для выполнения радиолокационного картирования Венеры с высоким разрешением и её атмосферных исследований EnVision (2031). В этом случае может появиться возможность организации координированных наблюдений и измерений с пространственно разнесённых аппаратов, что позволит обеспечить глобальный обзор солнечной активности, более детальную пространственно-временную картину солнечных и гелиосферных явлений: вспышек, выбросов, потоков солнечного ветра и энергичных частиц.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Коллективам НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН предстоят сложные высокотехнологические, важные и ответственные работы по проектированию и реализации полётов автоматических космических аппаратов в целом ряде проектов для исследования Луны, Солнечной системы, в астрофизических проектах.

Коллектив ИПМ им. М.В. Келдыша РАН искренне поздравляет дружественный коллектив НПО им. С.А. Лавочкина с юбилеем! Эффективное и плодотворное сотрудничество наших коллективов в освоении космического пространства в течение более 60 лет позволяет надеяться, что предстоящие совместные работы также будут успешно выполняться.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований* / Под общ. ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-Принт, 2010. 660 с.

Байцур С.Г., Заславский Г.С., Плотникова О.В., Пухликов М.С. Алгоритм расчёта оценки безопасного полёта искусственного спутника планеты в окрестности её естественного спутника // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР. 1991. № 83. 32 с.

*Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Заславский Г.С. и др.* Баллистико-навигационное обеспечение полётов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы / Под ред. А.Г. Тучина. Химки, АО «НПО Лавочкина», 2018. 336 с.

*Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Заславский Г.С. и др.* Упешное творческое сотрудничество НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в освоении космоса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 46-56. DOI: 10.26162/LS.2022.56.2.004.

*Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г. и др.* Формирование орбит космического аппарата с большим наклоном к эклиптике посредством многократных гравитационных манёвров // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2017. № 2. С. 108-132. DOI: 10.7868/S0002338817020081.

*Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Киселева И.П., Корянов В.В. и др.* Баллистическое проектирование полётов к Венере в эпоху 2021-2028 гг. Области достижимости при посадке // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2018. № 76. 28 с.

*Гордиенко Е.С., Ильин И.С., Мжельский П.В., Михайлов Е.А. и др.* Баллистико-навигационное обеспечение полёта малых космических аппаратов «ЗОНД-ПП» и «РЭЛЕК» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 31-43.

*Жуков Б.И., Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин Д.А. и др.* Управление на этапе основного торможения при посадке на Луну космического аппарата с комбинированной двигательной установкой // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2016. № 2. С. 104-114.

*Ивашкин В.В.* Лунные траектории космических аппаратов: пионерские работы в Институте прикладной математики и их развитие // Прикладная небесная механика и управление движением: сб. статей, посвященный 90-летию со дня рождения Д.Е. Охочимского. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2010. С. 73-106.

*Заславский Г.С.* Алгоритм расчёта вероятности выполнения ограничений на движение космического аппарата относительно небесного тела // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР. 1991. № 2. 29 с.

*Заславский Г.С., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Погодин А.В. и др.* Коррекция траектории движения космического аппарата СПЕКТР-Р // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 5. С. 387-398.

*Заславский Г.С., Тучин А.Г., Захваткин М.В., Шишов В.А., и др.* Баллистико-навигационное обеспечение управления полётом КА и выполнения научной программы проекта «Радиоастрон». Пять лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 25-37.

*Заславский Г.С., Захваткин М.В., Кардашев Н.С., Ковалев Ю.Ю. и др.* Проектирование коррекции траектории космического аппарата СПЕКТР-Р при на-

личии погружений его в сферу влияния Луны // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 4. С. 305-320.

*Засова Л.В., Иванов М.А., Воронцов В.А., Хатунцев И.В. и др.* Земля и Венера: разные судьбы соседних планет. Пояснительная записка. Совместный российско-американский проект по исследованию Венеры / под ред. ак. Л.М. Зеленого. М., 2017.

*Иванов М.А., Засова Л.В., Герасимов М.В., Кораблев О.И. и др.* Природа различных типов местности на поверхности Венеры и выбор перспективных мест посадки для спускаемого аппарата экспедиции ВЕНЕРА-Д // Астрономический вестник. 2017. Т. 51, № 1. С. 3-23. DOI: 10.7868/S0320930X17010029.

*Котельников В.А., Барсуков В.Л., Аким Э.Л. и др.* Атлас поверхности Венеры. М.: Главное управление геодезии и картографии при Совете Министров СССР, 1989. 328 с.

*Навигация космических аппаратов при исследовании дальнего космоса* / Под ред. Е.П. Молотова, А.Г. Тучина. М.: Радиотехника, 2016. 232 с.

*Охочимский Д.Е., Энеев Т.М., Аким Э.Л., Сарычев В.А.* Прикладная небесная механика и управление движением // Прикладная небесная механика и управление движением: сб. статей, посвященный 90-летию со дня рождения Д.Е. Охочимского. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2010. 368 с.

*Ревнивцев М.Г., Гаджилы О.Э., Лутовинов А.А., Мольков С.В. и др.* О возможности уточнения орбиты спутников по данным наблюдений одиночных рентгеновских пульсаров // Письма в астрономический журнал. 2015. Т. 41, № 8. С. 490-496. DOI 10.7868/S0320010815080069.

*Сюняев Р.А. и др.* Космическая обсерватория СПЕКТР-РГ: ее телескопы и первые научные результаты // Письма в Астрономический журнал. 2022. Т. 48, № 5. С. 36-88.

*Тучин А.Г., Грушевский А.В., Захваткин М.В., Симонов А.В. и др.* Российский сегмент баллистико-навигационного обеспечения полёта и спуска десантного модуля миссии «ЭКЗОМАРС-2022» // Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗОМАРС-2022» / Под ред. В.В. Ефанова, Х.Ж. Карчаева, в 2-х т. Т. 1. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2020. 232 с.

*Шишов В.А.* Определение параметров движения КА и Фобоса в проекте «ФОБОС-ГРУНТ» // Астрономический вестник. 2008. Т. 42, № 4. С. 341-350.

*Borovin G.K., Grushevskii A.V., Tuchin A.G., Tuchin D.A.* Russian exploration of Venus: Past and Prospects // *Mathematica Montisnigri*. 2019. Vol. XLV.P. 137-148. DOI 10.20948/mathmontis-2019-45-12.

*Статья поступила в редакцию 28.11.2024*

*Статья после доработки 05.12.2024*

*Статья принята к публикации 09.12.2024*

**К 60-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКОЙ  
ДЕЯТЕЛЬНОСТИ  
«НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»:  
ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ  
ЭКСПЕРИМЕНТОВ С АППАРАТУРОЙ  
РЭЛЕК НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО  
АППАРАТА «ВЕРНОВ»  
(МКА-ФКИ № 2)**

**С.И. Свертилов<sup>1</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
sis@coronas.ru;  
**S.I. Svertilov**

**В.В. Богомолов<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
bogovit@rambler.ru;  
**V.V. Bogomolov**

**А.Ф. Июдин<sup>1</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
aiyudin@srd.sinp.msu.ru;  
**A.F. Iyudin**

**В.В. Калегаев<sup>1</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
klg@dec1.sinp.msu.ru;  
**V.V. Kalegaev**

**И.В. Яшин<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
iv\_n@bk.ru  
**I.V. Yashin**

**А.Е. Ширшаков<sup>2</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
SHirshakovAE@  
laspace.ru;  
**A.E. Shirshakov**

*В статье рассказывается об основных результатах экспериментов с полезной нагрузкой РЭЛЕК на космическом аппарате «ВЕРНОВ» (МКА-ФКИ № 2). Аппаратура РЭЛЕК была создана в НИИЯФ МГУ, а космический аппарат «ВЕРНОВ» – в АО «НПО им. С.А. Лавочкина». В ходе экспериментов были получены важные результаты в области физики магнитосферно-атмосферных взаимодействий, о транзитных электромагнитных явлениях в атмосфере, динамики и характеристиках потоков электронов субрелятивистских электронов в околоземном пространстве.*

*Ключевые слова:*  
космический аппарат; космическая радиация;  
электроны, атмосферные гамма-всплески,  
транзитные световые явления.

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.006

<sup>1</sup> НИИ ядерной физики имени Д.В. Скобельцына, МГУ им. М.В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ), Россия, г. Москва. Skobel'tsyn Institute of Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University (MSU SINP), Russia, Moscow.

**ON THE 60<sup>TH</sup> ANNIVERSARY  
OF THE LAVOCHKIN ASSOCIATION  
SPACE ACTIVITIES:  
THE MAIN RESULTS  
OF ESPERIMENTS  
WITH RELEC PAYLOAD ON-BOARD  
VERNOV SPACECRAFT  
(МКА-ФКИ № 2)**

**А.В. Богомолов<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
aabboogg@srd.sinp.msu.ru;  
**A.V. Bogomolov**

**Г.К. Гарипов<sup>1</sup>,**  
ggkmsu@yandex.ru;  
**G.K. Garipov**

**П.А. Климов<sup>1</sup>,**  
доктор физико-  
математических наук,  
pavel.klimov@gmail.com;  
**P.A. Klimov**

**И.Н. Мягкова<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
irina@srd.sinp.msu.ru;  
**I.N. Mjagkova**

**Н.М. Хамидуллина<sup>2</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
KHamidullinaNM@  
laspace.ru;  
**N.M. Khamidullina**

*The article presents the main results of experiments with the RELEC payload on the VERNOV spacecraft (MKA-FKI № 2). The RELEC instruments was elaborated in the MSU Skobel'tsyn Institute of Nuclear Physics, and the VERNOV spacecraft was manufactured in the Lavochkin Scientific and Production Association. During the experiments important results in the physics of magnetospheric-atmospheric interactions, transient electromagnetic phenomena in the atmosphere, and the dynamics and parameters of sub-relativistic electron fluxes in near-Earth space were obtained.*

*Key words:*  
spacecraft; space radiation;  
electrons; terrestrial gamma ray flashes;  
transient lightning events.

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

В ходе многолетнего плодотворного сотрудничества коллективов АО «НПО им. С.А. Лавочкина» (НПОЛ) и НИИЯФ МГУ, в том числе, был реализован проект космических экспериментов с аппаратурой РЭЛЕК («Релятивистские ЭЛЕКТроны») на спутнике «ВЕРНОВ» (МКА-ФКИ № 2).

## **1. Цели и задачи экспериментов с аппаратурой РЭЛЕК на спутнике «ВЕРНОВ»**

Основными объектами научных исследований с аппаратурой РЭЛЕК на спутнике «ВЕРНОВ» были транзиентные (быстропротекающие) энергичные явления (Transient Energetic Phenomena, TEP), наблюдающиеся в атмосфере Земли. Под TEP подразумеваются гамма-вспышки из атмосферы Земли (Terrestrial Gamma-ray Flashes, TGF) и транзиентные молниевые явления (Transient Lightning Events, TLE).

Несмотря на более, чем 20-летний период экспериментальных и теоретических исследований, однозначной интерпретации таких явлений пока нет. Большой интерес имеет предсказанный в 1992 году и к настоящему времени подробно изученный теоретически механизм пробоя на «убегающих электронах» (ПУЭ) (Gurevich A.V. et al., 1992; Dwyer J.R. et al., 2012). Если пробой на «убегающих электронах» происходит вплоть до высот ~65–75 км, то электроны с  $E \sim 1$  МэВ и выше могут проникать в магнитосферу Земли и подпитывать радиационные пояса. Такие электроны могут давать более продолжительный, до ~20–30 мс, отклик в детекторах, регистрирующих гамма-излучение.

Релятивистские электроны, инициирующие высотные разряды в мезосфере могут попадать в эту область из космического пространства, например, при высыпании из радиационных поясов Земли (модель «сверху – вниз», в отличие от модели «снизу – вверх», описывающей распространение лавины «убегающих электронов»).

Динамику релятивистских электронов радиационных поясов Земли можно рассматривать как самостоятельную физическую проблему. Процессы ускорения, переноса и потерь этих электронов обусловлены радиальной и питч-угловой диффузией, а также их локальным ускорением. В настоящее время потоки релятивистских электронов регистрируются на высокоапогейных спутниках (Van Allen Probes, GPS и «ГЛОНАСС»), на геостационарной орбите (GOES и «ЭЛЕКТРО») и на низковысотных спутниках (POES, «МЕТЕОР»). Измерения на спутнике «ВЕРНОВ» существенно дополнили другие эксперименты с релятивистскими электронами радиационных поясов Земли.

Высыпание электронов из радиационных поясов связано, прежде всего, с волновой активностью и одновременные измерения потоков электронов и электромагнитных волн в различных частотных диапазонах (от 0.1 Гц до 15 МГц) на спутнике «ВЕРНОВ» позволили существенно продвинуться в понимании этих связей.

Изучение динамики релятивистских электронов имеет и прикладной аспект: будучи высокопроникающими частицами, они приводят к электризации и деградации элементов конструкции спутников (прежде всего, солнечных батарей), к сбоям в работе электронной аппаратуры и выходу ее из строя.



**рисунок 1.** Общий вид космического аппарата «ВЕРНОВ»

## 2. Космический аппарат «ВЕРНОВ»

Для решения поставленных задач был разработан и изготовлен комплекс научной аппаратуры (КНА) РЭЛЕК, установленный на малом космическом аппарате МКА-ФКИ № 2, получившем наименование «ВЕРНОВ» в честь основоположника отечественной космофизической науки академика Сергея Николаевича Вернова. Аппарат выполнен на базе платформы «Карат», разработки и производства НПОЛ (Хартов В.В., 2011). Общий вид космического аппарата изображён на рисунке 1.

Спутник имел следующие характеристики:

- масса – 283 кг;
- точность ориентации – 6 угл. мин;
- точность стабилизации – 0.0015 °/с;
- скорость передачи данных – 5 Мбит/с.

Рабочая орбита спутника – солнечно-синхронная: апогей – 830 км; перигей – 640 км; наклонение – 98.4°; период обращения – 100 мин.

Функционирование научной аппаратуры осуществлялось по рабочим циклограммам. Основной режим – мониторинговые наблюдения, когда все приборы КНА были включены и работали одновременно. При этом обеспечивался регулярный сброс данных на Землю в объёме до 1.2 Гбайт в сутки. Запуск спутника был осуществлён 8 июля 2014 года, он функционировал на орбите вплоть до 7 декабря 2014 года.

## 3. Комплекс научной аппаратуры РЭЛЕК

Комплекс научной аппаратуры РЭЛЕК должен был обеспечить мониторинговые измерения потоков электронов высоких энергий с высоким временным разрешением (не менее 1 мс) и возможностью определения анизотропии потоков, а также регистрацию ТЕР в широком диапазоне электромагнитного спектра – от радио- до гамма- с временным разрешением не менее 50 мкс и измерения пульсаций электрического и магнитного полей в диапазоне частот от 0.1 Гц до 15 МГц.

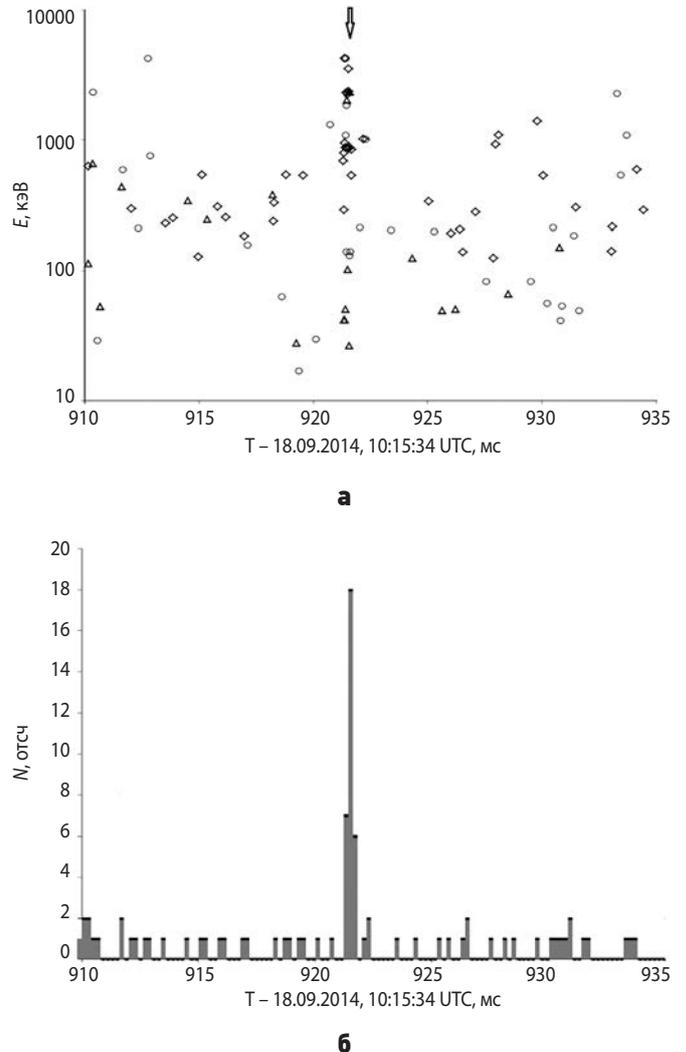
В состав КНА входят пять приборов, включая детектирующие устройства – ДРГЭ (в составе двух идентичных блоков ДРГЭ-1, ДРГЭ-2 и блока ДРГЭ-3), ДУФ, «Телескоп-Т», комплекс НЧА-РЧА, а также блок электроники (БЭ). С помощью указанных приборов на борту спутника «ВЕРНОВ» проводились следующие эксперименты: регистрация всплесков гамма-излучения и высыпаний электронов, наблюдения транзитных световых явлений, мониторинг магнитоволновой обстановки.

При проведении указанных космических экспериментов на спутнике «ВЕРНОВ» все детектирующие приборы КНА (ДРГЭ, ДУФ, Телескоп-Т, НЧА, РЧА) были соединены с прибором БЭ, через который на них от бортовых систем поступало напряжение

питания и команды управления, а от детектирующих приборов на борт спутника – научная и телеметрическая информация.

## 4. Результаты наблюдений гамма-всплесков из атмосферы Земли

В ходе наблюдений на спутнике «ВЕРНОВ» с помощью прибора ДРГЭ-1(2) было зарегистрировано несколько гамма-всплесков земного происхождения (TGF) и несколько десятков кандидатов в TGF (Богомолов В.В. и др., 2017). Поскольку гамма-всплески земного происхождения характеризуются относительно малыми длительностями (<1 мс), для их отбора использовались данные, полученные в режиме пособытийной записи, когда для каждого случая регистрации гамма-кванта фиксировалось время детектирования и определялось энерговыделение в каждом сцинтилляционном кристалле прибора. В таком



**рисунки 2.** Распределение гамма-квантов при пособытийной записи (а) и временной профиль (б) для кандидата в TGF № 4 (18.09.2014, 10.15.34 UTC). Всплеск на диаграмме «энергия – время» отмечен стрелкой

режиме в приэкваториальных областях гамма-кванты регистрировались практически без потерь, что также благоприятствовало поиску гамма-всплесков земного происхождения, так как они наблюдаются в основном над областями активного грозообразования, т.е. именно в приэкваториальных регионах.

Для отбора гамма-всплесков использовалось условие значимого превышения среднего фонового счёта на временном интервале 1 мс одновременно не менее чем в двух детекторах. Поскольку TGF характеризуются жёстким спектром, было принято решение рассматривать для поиска кандидатов только события с энерговыделением  $>400$  кэВ, включая те, для которых энерговыделение превышало верхний предел энергетического диапазона.

В результате было отобрано множество возрастных, однако большинство из них оказалось связанными с регистрацией тяжёлых заряженных частиц галактических космических лучей. После исключения возрастных интенсивности, связанных с регистрацией тяжёлых заряженных частиц, остались собственно кандидаты в гамма-всплески земного происхождения. Всего было отобрано пять надёжных событий, которые интерпретировались как TGF (Богомолов В.В., 2017). Одно из таких событий изображено на рисунке 2.

Был также проведён отбор кандидатов в гамма-всплески земного происхождения по более «мягкому» критерию, не включавшему требование совпадения значимых возрастных интенсивности в нескольких детекторах. Согласно этому критерию отбирались события, для которых в отдельном детекторе за 400 мкс регистрировалось не менее пяти гамма-квантов в экваториальных областях и не менее семи в полярных. В приэкваториальных областях было отобрано несколько десятков событий, которые могут рассматриваться как кандидаты в TGF.

Что касается полярных областей, то для данных, полученных с помощью детектора ДРГЭ-11, для которого время экспозиции было наибольшим, большинство возрастных в полярных областях были имитациями всплесков тяжёлыми заряженными частицами космических лучей, и только одно, зарегистрированное 22.11.14 в 05:05:03 UT, может рассматриваться как кандидат в гамма-всплески. Это событие наблюдалось над Антарктидой. Среди событий, отобранных по более жёсткому критерию, также одно было зарегистрировано над Антарктидой ( $77.6^\circ$  южной широты).

Высокоширотные кандидаты заслуживают отдельного обсуждения. По сравнению с другими кандидатами в TGF эти события отличаются большей длительностью  $\sim 2.5$  мс. Большую длительность событий можно было бы объяснить рождением короткоживущих изотопов в материале детектора под воздействием энергичных заряженных частиц.

Но при регистрации заряженных частиц на диаграмме «энерговыделение – время» должен присутствовать характерный «хвост», что в случае рассматриваемых событий не наблюдается. Альтернативное объяснение может заключаться в том, что имело место два последовательных, перекрывающихся во времени TGF. В качестве возможного фактора имитации гамма-всплесков могут также рассматриваться релятивистские электроны. Однако в каналах детектирования электронов никаких значимых возрастных во время регистрации всплесков не наблюдалось. Хотя однозначно определить природу этих кандидатов пока не удалось, формальных оснований вычеркнуть высокоширотные всплески из числа кандидатов в TGF нет. Если эти кандидаты будут подтверждены как TGF при последующем анализе данных, то впервые будет обнаружена TGF-активность в высоких широтах, вероятно, не связанная с грозовой активностью.

## 5. Результаты наблюдений УФ-вспышек из атмосферы Земли

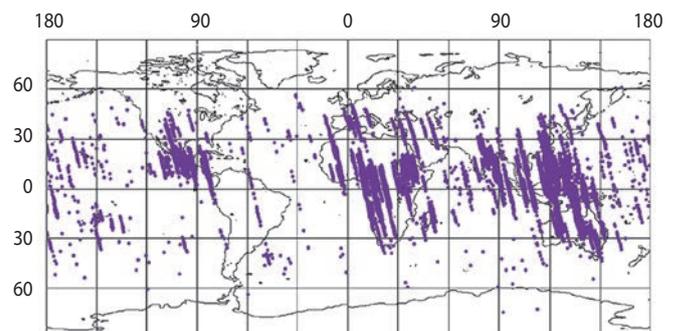
По данным спутника «ВЕРНОВ» с помощью прибора ДУФ было зарегистрировано более 8500 УФ-вспышек из атмосферы Земли. Зарегистрированные вспышки имеют разнообразную временную структуру. Условно их можно разделить на несколько типов:

- короткие одиночные всплески свечения в УФ- и ИК-диапазонах длительностью менее 3 мс;
- повторяющиеся короткие всплески;
- длительные «яркие» (с большим числом фотонов) события, имеющие сложную временную структуру.

Интересно отметить, что большинство вспышек принадлежит к первым двум типам, их доля составляет 62% от общего числа зарегистрированных событий.

Географическое распределение УФ-вспышек, наблюдавшихся в эксперименте на спутнике «ВЕРНОВ» изображено на рисунке 3.

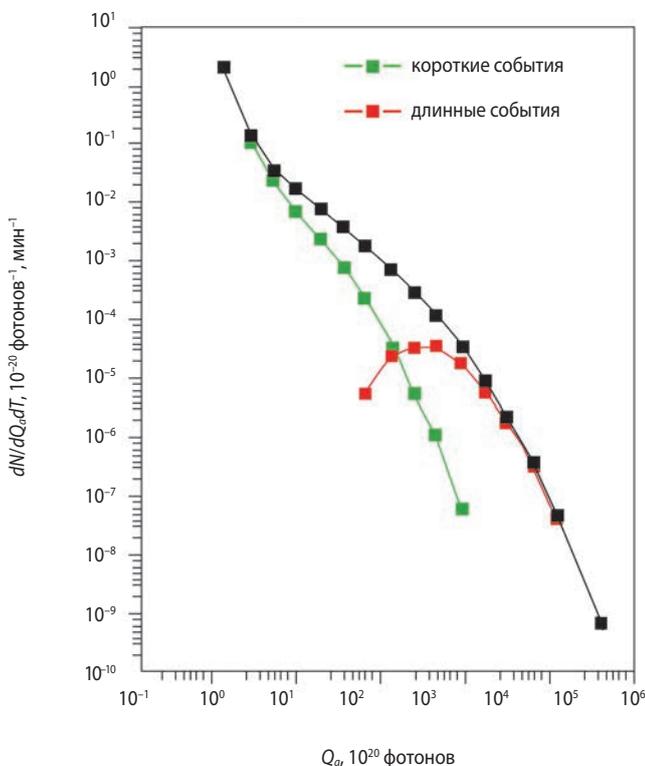
Полученное географическое распределение демонстрирует те же тенденции, что ранее были



**рисунок 3.** Географическое распределение УФ-вспышек по данным спутника «ВЕРНОВ»

получены на спутнике «ТАТЬЯНА-УНИВЕРСИТЕТСКИЙ-2»: большинство событий наблюдается над континентами вблизи экватора, т.е. они генетически связаны с самыми активными грозовыми областями (южная часть Северной Америки, Африка, Индия, Индонезия и Австралия), хотя имеются события и над океанами, и на высоких широтах. При этом события с малым числом фотонов, статистика которых по данным спутника «ВЕРНОВ» в сравнении с данными «ТАТЬЯНА-УНИВЕРСИТЕТСКИЙ-2» существенно выше, распределены более равномерно по долготам и широтам. Такие события часто встречаются на высоких широтах и, как правило, относятся к первому типу, т.е. регистрируются по одному.

Так же, как и на спутнике «ТАТЬЯНА-УНИВЕРСИТЕТСКИЙ-2» более интенсивные вспышки часто регистрировались сериями вдоль траектории полёта спутника (длительность серий могла достигать 15 минут). Но в данных спутника «ТАТЬЯНА-УНИВЕРСИТЕТСКИЙ-2» не было сведений о том, что происходит в минутном интервале между вспышками серии. На спутнике «ВЕРНОВ» за счёт уменьшения периода записи от 1 мин до 4.5 с выяснилось, что минутные интервалы в активных грозовых областях заполнены большим количеством миллисекундных вспышек. Было замечено, что в длинных сериях



**рисунок 4.** Распределение УФ-вспышек по числу фотонов по данным спутника «ВЕРНОВ» с учётом времени экспозиции. Чёрным цветом показаны все зарегистрированные события, зелёным – короткие события длительностью менее 3 мс, красным – длинные

при пролётах над облачным, а затем безоблачным районом регистрация серии вспышек не прерывается, как это следовало бы ожидать при отборе только молниевых разрядов в грозовых районах. Эти данные указывают на существование оптических вспышек, не связанных с грозовой активностью (внегрозовые события) (Klimov P.A. et al., 2018). Поиск событий вдали от грозовых областей показал, что доля внегрозовых событий может достигать ~10–20% от регистрируемых УФ-вспышек. Наблюдение внегрозовых событий является, по-видимому, одним из наиболее важных результатов, полученных в эксперименте на спутнике «ВЕРНОВ».

Было также получено распределение событий по числу фотонов (энергетическое распределение), которое приведено на рисунке 4. На нём отдельно изображены распределения для всех событий, коротких (длительностью менее 3 мс) и длинных. Очевидно, что максимальную суммарную энергию имеют длинные события, и они определяют форму распределения при больших числах фотонов.

В представленном распределении приведены минимальные оценки энергии событий, поскольку, во-первых, предполагается, что события произошли в центре поля зрения (эффективная площадь детектора максимальна в этом направлении) и, во-вторых, не учтена особенность триггерной системы – отбор максимального события за один период регистрации (4.5 с). Таким образом, энергия, выделяемая в одном событии, только в УФ-диапазоне может достигать сотен мегаватт, а полная электромагнитная энергия ещё на порядок выше.

Следует отметить наблюдения УФ-вспышек без сигнала в красном диапазоне, т.е. события, в которых сигнал в красном канале не изменяется по сравнению с шумом, в то время как в УФ наблюдается значительное (более  $5\sigma$  в соответствии с условием отбора событий) превышение фона. Эти события представляют особый интерес в связи с тем, что в спектре излучения молниевых разрядов, как и для большинства транзиентных явлений в верхних слоях атмосферы существенная доля излучения приходится на красный диапазон (600–800 нм).

События, характеризующиеся излучением только в ультрафиолете, следует отнести к относительно малым высотам грозовых облаков, где происходят не только сами молниевые разряды, но и их «предшественники», прокладывающие канал для будущего возвратного удара молнии. На этих же высотах развиваются также TLE типа голубых струй. Изучение предшественников молний может быть интересным для понимания происхождения молний в разных вариантах состояния атмосферы. Это интересное наблюдение стало возможным, благодаря уменьшению порога регистрации вспышек на спутнике «ВЕРНОВ».

## 6. Результаты наблюдений высыпаний субрелятивистских электронов вблизи полярной границы внешнего радиационного пояса

Одним из важных результатов экспериментов на спутнике «ВЕРНОВ» в плане изучения вариаций потоков субрелятивистских электронов в ОКП стало наблюдение высыпаний таких электронов вблизи полярной границы внешнего радиационного пояса, поскольку понимание механизмов вариаций потоков и спектров релятивистских и субрелятивистских электронов внешнего радиационного пояса Земли на высотах до 1000 км во время геомагнитных возмущений разной интенсивности, как экстремально сильных, так и слабых, на сегодняшний день остаётся одной из наиболее актуальных проблем космической погоды (Богомолов А.В. и др., 2017).

Приведённые исследования показывают наличие двух типов высыпаний: на высокоширотном крае внешнего радиационного пояса (полоса электронных высыпаний) и в области захваченной радиации на более низких  $L$ -оболочках. Известно, что высыпания электронов на полярной кромке внешнего радиационного пояса играют важную роль в суббуревой динамике магнитосферы, обеспечении условий для формирования полосы повышенной проводимости в ионосфере и генерации системы продольных токов.

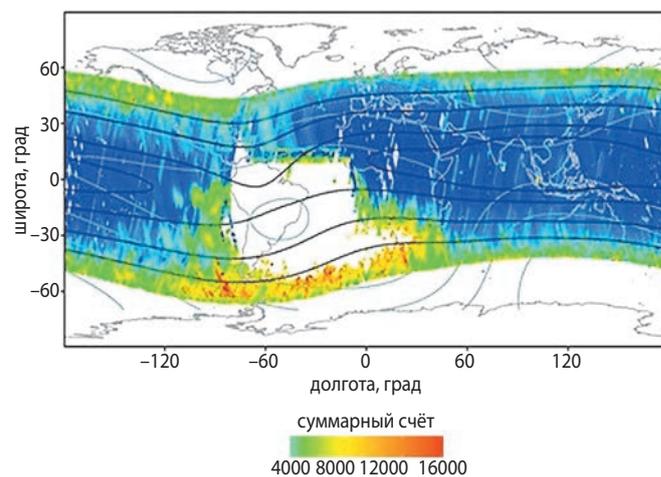
Измерения, выполненные на борту КА «ВЕРНОВ» свидетельствуют о регулярном присутствии электронных высыпаний в возмущённой и в спокойной магнитосфере. Согласно (Yahnin et al., 1997), такие высыпания могут быть обусловлены рассеянием на скривлённых магнитных линиях в области плазменного слоя. Наряду с этим, важным источником высыпаний является резонансное взаимодействие частиц с волнами. Традиционно высыпания релятивистских электронов связывают с генерацией свистовых волн и электромагнитных ионно-циклотронных волн в магнитосфере. Следует также отметить наблюдение высыпаний на более низких  $L$ -оболочках, на границе плазмосферы, которые могут быть связаны с рассеянием на электростатических волнах в области верхнего гибридного резонанса. Наличие таких высыпаний, как в возмущённые, так и в спокойные периоды свидетельствует о постоянном присутствии в приэкваториальной магнитосфере процессов, связанных с волновой активностью.

## 7. Результаты исследования потоков субрелятивистских электронов в приэкваториальных областях

Для всего интервала функционирования КА «ВЕРНОВ» (с июля по декабрь 2014 года) была построена карта распределения электронов субрелятивистских

энергий (от ~50 кэВ до нескольких сотен кэВ) на орбитах спутника (~600–800 км), отражающая глобальное распределение потоков таких электронов в ОКП (рисунок 5) (Петров В.Л. и др., 2020). Из рисунка видно, что, помимо зон радиационных поясов и прилегающих к ним областей высыпаний, значимые потоки субрелятивистских электронов существуют в приэкваториальных областях, причём они концентрируются на определённых дрейфовых оболочках, а наблюдающееся долготное распределение обусловлено особенностями конфигурации магнитного поля на высотах орбит КА.

Потоки электронов на малых  $L$ -оболочках слабо зависят от уровня геомагнитной активности и параметров межпланетной среды. В целом они должны быть довольно стабильными, однако на  $L < 1.2$  из-за стока в ЮАА они не должны существовать более одного дрейфового периода. Как известно, стабильные потоки электронов могут существовать на данной дрейфовой оболочке в тех случаях, когда их время жизни превышает дрейфовый период, то есть можно считать электроны захваченными. Такая ситуация реализуется в основном для оболочек с относительно большим  $L$ . Как следует из теории адиабатического движения, раствор конуса потерь стремится к  $90^\circ$  при  $L \rightarrow 1$ , в результате чего на высотах менее 400–500 км в низкоширотных областях, кроме зоны ЮАА, стабильные потоки заряженных частиц, в том числе электронов, существовать не должны.



**рисунок 5.** Карта глобального распределения электронов субрелятивистских энергий на орбитах спутника «ВЕРНОВ». Цветом показан уровень счёта, отражающий интенсивность регистрируемых потоков. Белый цвет соответствует уровням, при которых детекторы прибора были перегружены или же прибор выключался (в области ЮАА). На карте также изображены изолинии напряжённости магнитного поля  $B$  (светло-серые линии,  $B$  от 0.247 до 0.395 Гс) и параметра  $L$  (тёмно-серые линии,  $L=1.1, 1.2, 1.5, 2$ ), построенные по модели IGRF для средней высоты 700 км

Наличие же таких потоков в низкоширотных областях, где время жизни электронов заведомо меньше дрейфового периода, требует предположить, что существуют постоянно действующие механизмы подпитки потоков на этих оболочках. Заполнение некоторых  $L$ -оболочек в низкоширотных областях дипольного магнитного поля может быть обеспечено дрейфом с запада на восток электронов, высыпавшихся (вследствие рассеяния на остаточной атмосфере) вдоль восточной периферии ЮАА на дрейфовые оболочки, характеризуемые значениями МакИлвайна  $L$  в среднем меньше типичных для внутреннего пояса. В частности, по-видимому, именно таким механизмом можно объяснить наличие повышенных потоков электронов на  $L \sim 1,4$  и  $\sim 1,2$ , которые наблюдались, в том числе в экспериментах на ОС «Мир» (Богомолов А.В. и др., 2005). Результаты измерений на спутниках «ВЕРНОВ» показывают, что значимые потоки электронов могут существовать и на более «низких» дрейфовых оболочках  $L \sim 1.10-1.12$  и  $L \sim 1.04-1.05$ . Из данных, полученных в эксперименте на ИСЗ «ВЕРНОВ», следует, что значимые потоки электронов субрелятивистских энергий существуют на этих оболочках, по крайней мере, в течение месяцев, а с учётом данных измерений на других КА (в частности, спутниках POES) срок их существования может составлять более 10 лет. Это означает, что должны иметь место постоянно действующие механизмы подпитки электронами указанных оболочек. Эксперимент на ИСЗ «ВЕРНОВ» пришёлся на интервал времени, отличавшийся сравнительно низкой геомагнитной активностью, но даже в случае высокой геомагнитной активности трудно придумать механизм, обеспечивающий заброс электронов из областей захваченной радиации на столь малые  $L$  поперёк силовых линий магнитного поля. Поэтому более вероятным представляется механизм инъекции электронов «снизу», например, вследствие высотных грозных разрядов, в ходе которых часть ускоренных электронов может выходить в околоземное пространство. В пользу этого может свидетельствовать тот факт, что, как видно из глобального пространственного распределения электронов на малых  $L$  (см. рисунок 5), повышенные потоки электронов вблизи геомагнитного экватора «начинают появляться» к востоку от Африки, т.е. в тех областях, куда должны дрейфовать электроны, инжектированные над областями с высокой грозной активностью. При этом количество локальных максимумов интенсивности счета электронов существенно увеличивается в областях над Юго-Восточной Азией, т.е. над регионами также с повышенным грозообразованием.

Творческое сотрудничество коллективов НПОЛ и НИИЯФ МГУ вселяет уверенность в том, что они и в дальнейшем будут вносить весомый вклад в изучение и освоение космоса.

## список литературы

Богомолов А.В., Денисов Ю.И., Колесов Г.Я. и др. Потоки квазизахваченных электронов с энергиями  $>0.08$  МэВ в околоземном пространстве на дрейфовых оболочках  $L < 2$  // Космические исследования. 2005. Т. 43. С. 322-329.

Богомолов А.В., Мягкова И.Н., Калегаев В.В. и др. Высыпания электронов субрелятивистских энергий вблизи полярной границы внешнего радиационного пояса Земли по данным экспериментов на спутниках «ВЕРНОВ» и «ЛОМОНОСОВ» // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 6. С. 459-470.

Богомолов В.В., Панасюк М.И., Свертилов С.И. и др. Наблюдение гамма-всплесков земного происхождения в космическом эксперименте РЭЛЕК на спутнике «ВЕРНОВ» // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 3. С. 169-178.

Петров В.Л., Богомолов А.В., Богомолов В.В. и др. Пространственные и временные характеристики потоков электронов субрелятивистских энергий в околоземном космическом пространстве по данным спутника «ВЕРНОВ» // Геомагн. и аэрон. 2020. Т. 60, № 2. С. 153-163.

Хартон В.В. Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 3-11.

Dwyer J.R., Smith D.M., Cummer S.A. High-energy atmospheric physics: Terrestrial gamma-ray flashes and related phenomena // Space Sci. Rev. 2012. Vol. 173. P. 133-196.

Gurevich A.V., Milikh G.M., Roussel-Dupre R. Runaway electron mechanism of air breakdown and preconditioning during a thunderstorm // Phys. Lett. A. 1992. Vol. 165. P. 463-468.

Klimov P.A., Kaznacheeva M.A., Khrenov B.A. et al. UV Transient Atmospheric Events Observed Far From Thunderstorms by the Vernov Satellite // IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters. Publ. Institute of Electrical and Electronics Engineers (USA). 2018. Vol. 15, № 8. P. 1139-1143.

Yahnin A.G., Sergeev V.A., Gvozdevsky B.B., Vennerstrom S. Magnetospheric source region of discrete auroras inferred from their relationship with isotropy boundaries of energetic particles // Ann. Geophys. 1997. Vol. 15. P. 943-958.

Статья поступила в редакцию 05.12.2024

Статья после доработки 13.01.2025

Статья принята к публикации 13.01.2025

## СОВРЕМЕННЫЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

## MODERN ELECTRIC PROPULSION SYSTEM FOR SMALL SATELLITES

**В.В. Кошлаков<sup>1</sup>,**  
доктор  
технических наук,  
kerc@elnet.msk.ru;  
**V.V. Koshlakov**

**А.С. Ловцов<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
lovtsov@kerc.msk.ru;  
**A.S. Lovtsov**

**М.Ю. Селиванов<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
selivanov@kerc.msk.ru;  
**M.Yu. Selivanov**

**Д.А. Томилин<sup>1</sup>,**  
кандидат физико-  
математических наук,  
tomilin@kerc.msk.ru;  
**D.A. Tomilin**

**Н.К. Федянин<sup>1</sup>,**  
аспирант,  
nikita.fedyanin@gmail.com;  
**N.K. Fedyanin**

*В статье представлено состояние разработки современных электроракетных двигательных установок для малых космических аппаратов в АО ГНЦ «Центр Келдыша». Представлено описание двигательной установки на базе линейки холловских и ионных двигателей мощностью от 200 до 1400 Вт.*

*Ключевые слова:*  
*малый космический аппарат;*  
*двигательная установка;*  
*ионный двигатель;*  
*холловский двигатель;*  
*ксенон; криптон.*

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.007

### ВВЕДЕНИЕ

Одной из приоритетных задач отечественной космической отрасли в ближайшей перспективе является форсированное развёртывание низкоорбитальных многоспутниковых группировок малых космических аппаратов (МКА) различного назначения. Одним из наиболее эффективных инструментов формирования таких группировок являются двигательные установки на базе электроракетных двигателей (ЭРДУ). Использование ЭРДУ в составе МКА обеспечивает эффективное доведение на целевую орбиту, разведение по орбитальным точкам и поддержание орбитального построения группировки с последующим сведением с орбиты, существенно снижая стоимость развёртывания группировки за счёт роста числа КА

*This article presents KeRC current progress in the field of advanced electric propulsion system development for small spacecraft. It also provides description for a system based on a 200 to 1400 W line of Hall and ion thruster models.*

*Keywords:*  
*small satellite;*  
*propulsion system;*  
*ion thruster;*  
*Hall thruster;*  
*xenon; krypton.*

выводимых одной ракетой-носителем. Эффективность использования ЭРДУ для решения обозначенных задач продемонстрирована в проектах OneWeb и Starlink.

В европейском проекте OneWeb используется ЭРДУ мощностью ~400 Вт на базе электроракетных двигателей (ЭРД) холловского типа. На первом этапе развёртывания применялся СПД-50М (Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А., Каплин М.А. и др., 2013), в дальнейшем – ВНТ-350 компании Busek.

В составе КА американской группировки Starlink компании SpaceX применена ЭРДУ с существенно большей мощностью ввиду большей энерговооружённости КА в целом. В версии Starlink 1.5 мощность

<sup>1</sup> Акционерное общество «Государственный научный центр Российской Федерации «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша» (АО ГНЦ «Центр Келдыша»), Россия, Москва.

Joint Stock Company «Keldysh State Research Center» (JSC «Keldysh Research Center») Russia, Moscow.

ЭРДУ составляет ~1000 Вт, в дальнейших версиях мощность выросла до ~5000 Вт. Использование мощных ЭРДУ позволяет SpaceX относительно эффективно внедрять альтернативные ксенону рабочие тела – криптон и аргон, удешевляя стоимость заправки КА.

В России сейчас существует несколько государственных и частных проектов по созданию многоспутниковых группировок МКА. Важнейший из них – проект «Сфера», в рамках которого создаётся орбитальная экосистема на базе ряда взаимодополняющих многоспутниковых группировок. Одним из важнейших сегментов «Сферы» являются группировки низкоорбитальных аппаратов типа «Беркут», предназначенные для дистанционного зондирования Земли в радио- и оптическом диапазонах. Аппараты строятся на базе универсальной спутниковой платформы «Типоряд» разработки АО «НПО им. С.А. Лавочкина». Орбита аппаратов «Беркут» имеет высоту ~500 км (500000 м), что является неким компромиссом между требованиями к высокому разрешению съёмки и максимальной ширине полосы захвата. На аппараты, находящиеся на такой низкой орбите,

действует сила сопротивления воздуха, что требует регулярной выдачи импульсов коррекции. Для решения этой задачи в составе аппаратов «Беркут» предполагается использование двигательной установки на базе плазменного двигателя.

Особенности создания современных МКА для многоспутниковых группировок, в том числе разрабатываемых в рамках проекта «Сфера», диктуют новые требования к бортовым системам космических аппаратов. Современные ЭРДУ должны быть построены на базе принципов конвейерной сборки, низкой стоимости и модульности, а также обладать высокой эффективностью в широком диапазоне параметров, в том числе с использованием относительно дешёвых рабочих тел. Текущее состояние разработки таких ЭРДУ в АО ГНЦ «Центр Келдыша» представлено в данной работе.

## 1. Модульная ЭРДУ для МКА

Разработка ЭРДУ для МКА в АО ГНЦ «Центр Келдыша» выполняется на основе следующих принципов:

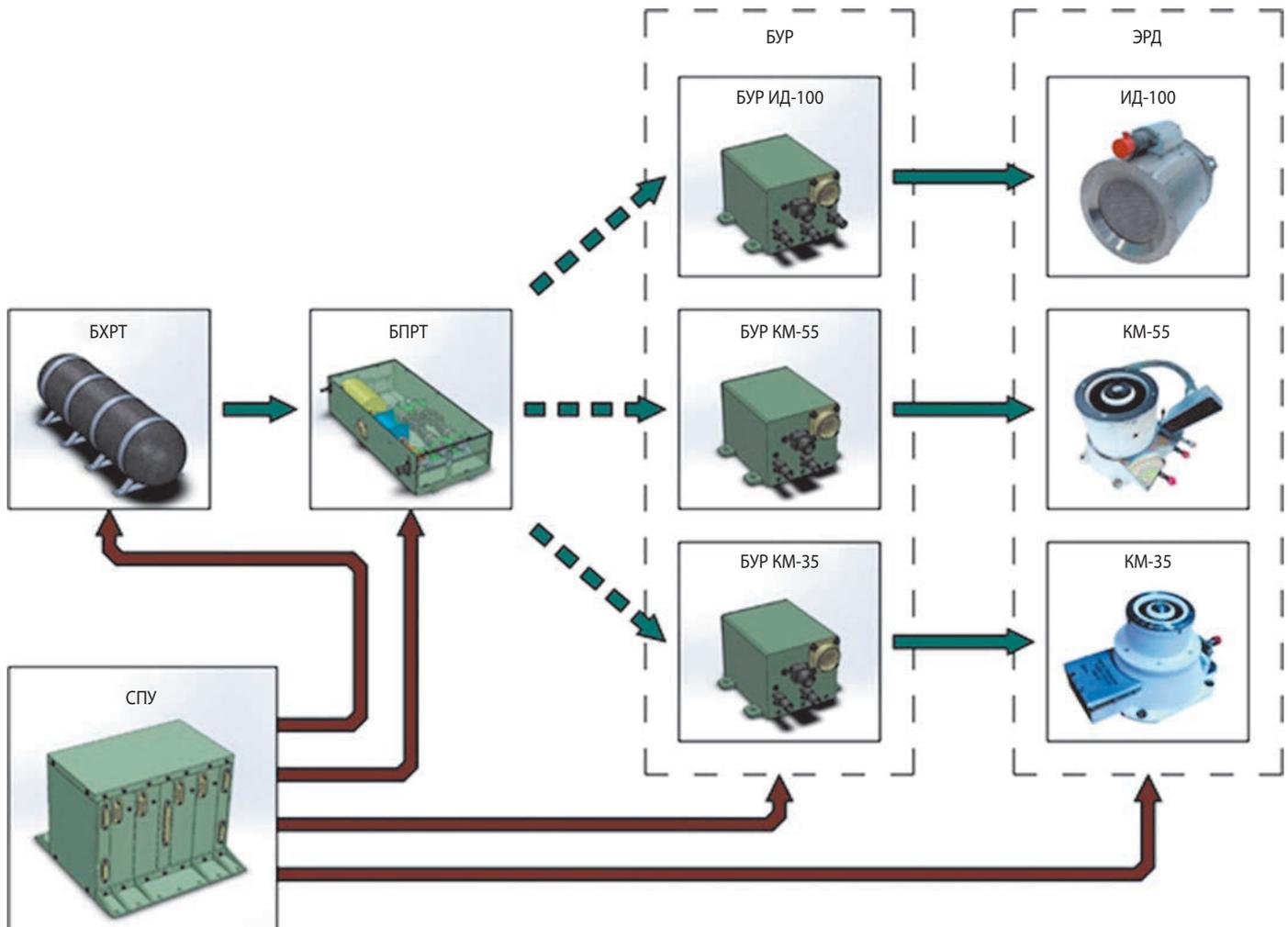


рисунок 1. Схема комплектации ЭРДУ для МКА

- модульность, т.е. в состав ЭРДУ входят отработанные модули, способные работать в широком диапазоне параметров и имеющие универсальные интерфейсы для обеспечения совместимости с различными комплектациями ЭРДУ;
- использование современных достижений в области проектирования ЭРД с целью оптимизации удельных и габаритно-массовых характеристик составных частей ЭРДУ, повышения надёжности и удобства эксплуатации ЭРДУ;
- возможность использования в качестве рабочего тела криптона, стоимость которого в 8–10 раз ниже традиционного ксенона.

Модульная компоновка при наличии отдельных отработанных модулей позволит в короткие сроки проводить компоновку ЭРДУ под конкретную задачу, объем квалификации и её стоимость будут существенно ниже, чем при традиционном подходе к разработке новой ЭРДУ «с нуля». ЭРДУ в различных вариантах комплектации отвечает широкому спектру требований к средствам коррекции МКА перспективных низкоорбитальных многоспутниковых группировок.

Схема комплектации универсальной ЭРДУ для МКА приведена на рисунке 1.

ЭРДУ состоит из следующих модулей:

- блок хранения рабочего тела (БХРТ), в состав которого входят: баллон, заправочная горловина, пусковой клапан, датчик температуры. Объем баллона может быть выбран в зависимости от требований к массе заправки;
- блок подачи рабочего тела (БПРТ), в состав которого входят: клапан высокого давления, редуктор, ресивер, датчик температуры, датчик давления. Данный блок является универсальным для всех компоновок;
- блок управления расходом (БУР), в состав которого входят клапаны низкого давления, дроссели, термодроссели. Составные части БУР являются универсальными, однако настройка дросселей и компоновка индивидуальна для каждого типа двигателей.
- система питания и управления (СПУ), имеющая набор универсальных блоков (информационный блок управления, источник питания (ИП) катодов, ИП клапанов, ИП термодросселей и т.п.) и набор силовых блоков питания, индивидуальных для каждого типа двигателей.
- ЭРД, представленные тремя моделями: ионный двигатель ИД-100, холловский двигатель КМ-35, холловский двигатель КМ-55.

Концепция создания универсальной многопараметрической ЭРДУ базируется на том факте, что практически все составные части ЭРДУ способны работать в широком диапазоне параметров и не требуют

проведения полномасштабной наземной экспериментальной отработки для каждой параметрической точки. К примеру, для подтверждения надёжности и ресурса холловского двигателя достаточно показать экспериментально ресурс для предельной мощности разряда в двух точках – для максимального удельного импульса и для максимальной тяги как худший случай. Для остальных компонентов может быть использован аналогичный подход.

В зависимости от варианта исполнения, ЭРДУ комплектуются одним из трёх двигательных блоков, которые состоят из двигателя и БУР, а также БХРТ, БПРТ и СПУ.

В соответствии со схемой комплектации ЭРДУ имеет три варианта исполнения:

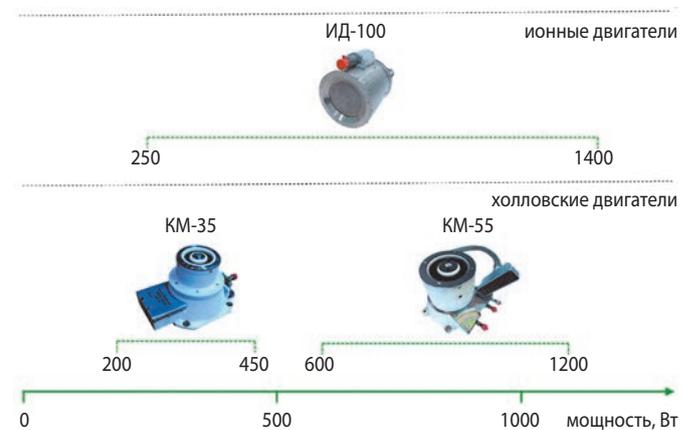
1. ЭРДУ на базе ионного двигателя ИД-100 (от 200 до 1400 Вт);
2. ЭРДУ на базе холловского двигателя КМ-35 (от 200 до 450 Вт);
3. ЭРДУ на базе холловского двигателя КМ-55 (от 600 до 1200 Вт).

На данном этапе разработки предполагается, что составные части ЭРДУ не имеют дублирования, за счёт чего достигаются компактная компоновка и высокие массово-габаритные характеристики. Вопросы дублирования решаются путём установки нескольких ЭРДУ при необходимости.

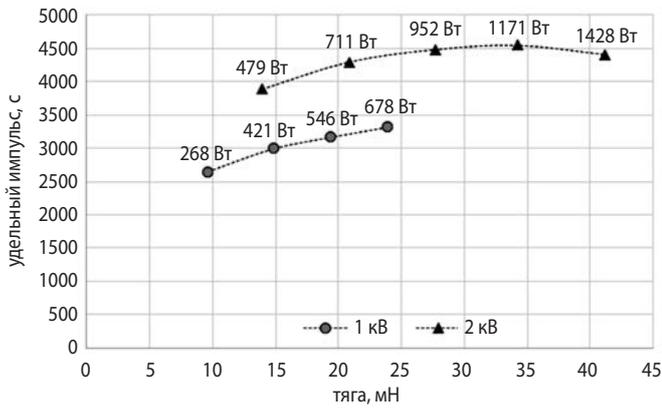
## 2. Основные технические характеристики ЭРДУ

Как было отмечено выше, типоряд двигателей в разрабатываемой ЭРДУ представлен тремя моделями. Диаграмма перекрываемой мощности двигателей представлена на рисунке 2.

Тяговые и удельные характеристики ЭРДУ напрямую зависят от параметров двигателей, комплектующих ЭРДУ.



рисунком 2. Диаграмма перекрываемой мощности двигателей в зависимости от комплектации

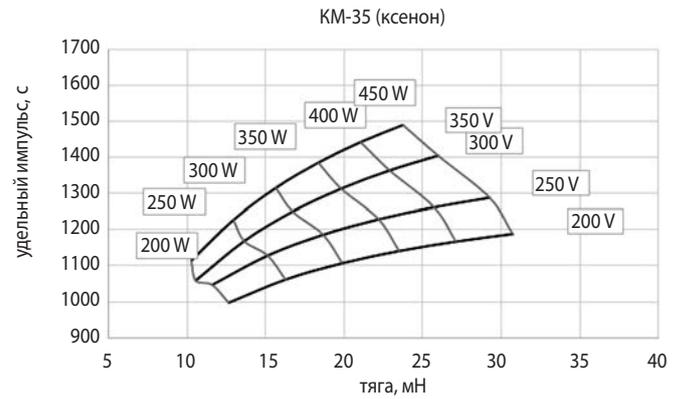


**рисунки 3.** Зависимости удельного импульса  $I_{sp}$  от тяги  $R$  для экспериментального образца ИД-100 при различных потенциалах эмиссионного электрода

ИД-100 представляет собой ионный двигатель (ИД) с ионизацией рабочего тела в разряде постоянного тока. Основными составными частями ИД-100 являются газоразрядная камера (ГРК), отвечающая за формирование плазмы посредством ударной ионизации нейтральной компоненты рабочего тела электронами, ионно-оптическая система (ИОС), извлекающая из плазмы ГРК ионы и создающая тягу посредством их электростатического ускорения, и нейтрализатор эмитирующий в пучок ускоренных ионов электроны, компенсируя его положительный заряд. Внешний вид экспериментального образца ИД-100 представлен на рисунке 1.

ИОС ИД-100 состоит из эмиссионного и ускоряющего электродов, выполненных из титана и имеющих диаметр перфорированной области 0,1 м. Для поддержания стабильности зазора между электродами при нагреве двигателя они оба имеют выпуклую форму, а их стрелы прогиба направлены в сторону пучка ионов. В состав ГРК входят корпус, катод, цилиндрический и конический аноды, коллектор и магнитная система, выполненная на основе самарий кобальтовых постоянных магнитов. Катод ГРК и нейтрализатор двигателя являются полыми катодами с эмиттерами из пористого вольфрама, пропитанного соединениями бария. Роль силового элемента в конструкции ИД-100 выполняет сам корпус ГРК, состоящий из нескольких соединённых между собой титановых фланцев.

ИД-100 может функционировать при использовании в качестве рабочего тела как ксенона, так и криптона. Для лучшего заполнения диапазона потребностей разработчиков КА в части удельного импульса, ИОС ИД-100 позволяет двигателю исправно функционировать в диапазоне потенциалов эмиссионного электрода от 1000 В до 2000 В. Полученные по результатам огневых параметрических испытаний экспериментального образца ИД-100 зависимости удельного



**рисунки 4.** Параметрическая карта рабочих параметров двигателя КМ-35

импульса от тяги при использовании в качестве рабочего тела ксенона представлены на рисунке 3.

Величина тяги, показанная экспериментальным образцом ИД-100, существенно превосходит результаты ближайших аналогов ИД, обладающих схожими массогабаритными параметрами. Достижение сравнительно высоких параметров эффективности в ходе первых испытаний экспериментального образца ИД-100 обусловлено интеграцией в схемы основных узлов двигателя ряда оригинальных технических решений. Магнитная система ГРК ИД-100 выполнена на основе сдвоенного полюса, позволяющего локализовать магнитное поле вблизи анодов и повысить однородность плазмы в объёме ГРК. ИОС ИД-100 обладает высокой эффективностью извлечения ионов из ГРК за счёт низкой величины зазора между электродами и шестиугольной формой их перфорации.

Холловские двигатели КМ-35 и КМ-55 конструктивно подобны друг другу и отличаются диаметром средней линии разрядного канала. В основу конструкции обоих двигателей заложена так называемая технология магнитного экранирования (*Mikellides G., Katz I. et al., 2014*), при использовании которой удаётся достигнуть высоких ресурсных характеристик и стабильности выходных параметров двигателя на протяжении всего срока активного существования. Достигается такой эффект за счёт такого сочетания конфигурации магнитного поля и выходной части разрядной камеры, при котором в области слоя ионизации и ускорения магнитные силовые линии практически параллельны стенкам разрядной камеры.

Двигатель КМ-35 предназначен для КА со сравнительно низкой доступной мощностью на борту, что характерно, например, для КА ДЗЗ. Диапазон его рабочей мощности не превышает 450 Вт. Зависимость

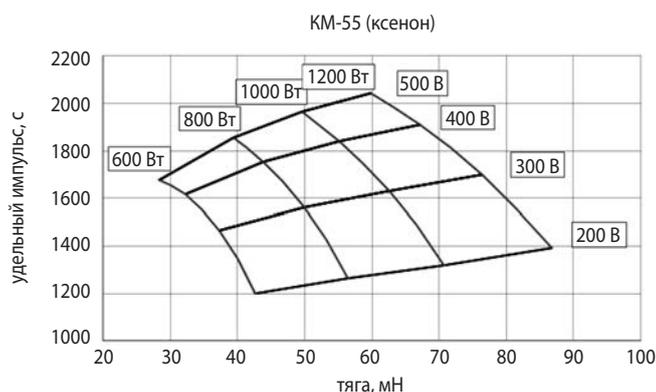


рисунок 5. Параметрическая карта рабочих параметров двигателя КМ-55 при работе на ксеноне

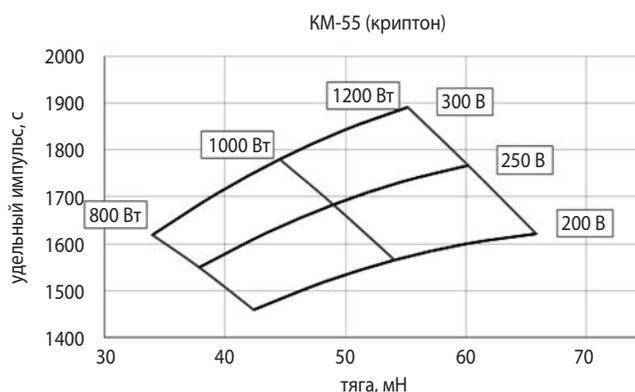


рисунок 6. Параметрическая карта рабочих параметров двигателя КМ-55 при работе на криптоне

таблица 1 – Сводка проектных параметров ЭРДУ для МКА

комплектация ДУ	рабочее тело	диапазон тяги, мН	диапазон удельного импульса, с (кН·с/кг*)	ресурс работы, ч, не менее	масса ДУ (сухая), кг
КМ-35	Хе	10–30	1000–1500 (9,9–14,0)	3000	15
КМ-55	Хе	30–85	1200–2000 (11,2–18,6)	5000	18,7
КМ-55	Kr	35–65	1450–1900 (13,5–17,7)	4000	18,7
ИД-100	Хе	10–40	2500–4500 (23,3–41,9)	6000	19,5
ИД-100**	Kr	8–20	3150–5850 (29,3–54,5)	6000	19,5

Примечания  
 \* – с учётом запаса 5%.  
 \*\* – расчётные параметры.

таблица 2 – Состояние разработки основных составных элементов ЭРДУ

составная часть	разработчик	состояние разработки
<b>ЭРД:</b>		
КМ-35	АО ГНЦ «Центр Келдыша»	испытан экспериментальный образец, в том числе совместно с СПУ
КМ-55	АО ГНЦ «Центр Келдыша»	испытан экспериментальный образец
ИД-100	АО ГНЦ «Центр Келдыша»	испытан экспериментальный образец
<b>БУР:</b>		
клапан низкого давления	АО ГНЦ «Центр Келдыша»	заимствуется (имеет литеру «О»)
панели дросселей	АО ГНЦ «Центр Келдыша»	заимствуется (имеет литеру «О»)
<b>СПУ:</b>		
для КМ-35	АО «РКС»	проведены огневые стыковочные испытания с КМ-35
для КМ-55	АО «РКС»	отработка модулей экспериментального образца
для ИД-100	АО «РКС»	отработка модулей экспериментального образца
<b>БПРТ:</b>		
датчик давления	АО «НИИФИ»	заимствуется (имеет литеру «О1»)
датчик температуры	АО «НПО ИТ»	заимствуется (имеет литеру «О1»)
клапан высокого давления	АО ГНЦ «Центр Келдыша»	экспериментальные образцы
ресивер	АО ГНЦ «Центр Келдыша»	заимствуется (имеет литеру «О»)
редуктор	АО ГНЦ «Центр Келдыша»	экспериментальные образцы
<b>БХРТ:</b>		
баллон	ООО «Сафит»	заимствуется (выпускается серийно)
горловина заправочная	АО «НИИМаш»	заимствуется (имеет литеру «О»)
пусковой клапан	АО «НИИМаш»	заимствуется (имеет литеру «О»)

удельного импульса от тяги при различных параметрах разряда, полученная в ходе испытаний экспериментального образца двигателя КМ-35 приведена на рисунке 4.

Двигатель способен устойчиво работать в достаточно широком диапазоне по мощности (200–450 Вт) и в диапазоне напряжений от 200 до 350 В, обеспечивая при этом тягу от 10 до 30 мН (от 0,01 до 0,03 Н) и удельный импульс тяги от 1000 до 1500 с. Опция работы на криптоне для данного двигателя недоступна, что связано со низкой эффективностью ионообразования при работе на криптоне при маленьких геометрических размерах слоя ионизации и ускорения (*Shagayda Andrey A., Gorshkov Oleg A., 2013*). Основное рабочее тело двигателя КМ-35 ксенон.

Двигатель КМ-55 предназначен для КА большей энерговооружённости – диапазон его рабочей мощности достигает 1200 Вт. Двигатель является, по сути, глубокой модернизацией двигателя КМ-60 мощностью 930 Вт, который успешно эксплуатируется на орбите в составе геостационарного космического аппарата с 2014 года (*Shagayda Andrey A., Gorshkov Oleg A., 2013*).

Зависимость удельного импульса от тяги для различных параметров разряда экспериментального образца двигателя КМ-55 приведена на рисунке 5.

Как можно видеть, экспериментально подтверждённый диапазон мощности разряда на двигателе КМ-55 составляет от 600 до 1200 Вт при разрядном напряжении от 200 до 500 В. При таких параметрах разряда двигатель КМ-55 обеспечивает диапазон по тяге от 30 до 85 мН (от 0,030 до 0,085 Н), а по удельному импульсу – от 1200 до 2000 с.

Большие по сравнению с КМ-35 геометрические размеры двигателя позволяют использовать в качестве рабочего тела как ксенон, так и криптон. Результаты испытаний экспериментального образца КМ-55 на криптоне приведены на рисунке 6.

Диапазон по мощности разряда практически совпадает со случаем работы на ксеноне – от 800 до 1200 Вт, диапазон устойчивой работы по разрядному напряжению ниже, чем при работе на ксеноне и составляет от 200 до 300 В. Такие параметры разряда обеспечивают диапазон по тяге от 35 до 65 мН (от 0,035 до 0,065 Н) при удельном импульсе тяги от 1450 до 1900 с. Как можно видеть, при работе двигателя на криптоне доступные диапазоны по тяге и удельному импульсу несколько ниже, чем при работе на ксеноне, однако в случае развёртывания многоспутниковых группировок МКА существенно более низкая стоимость заправки и более высокая доступность криптона может быть решающим аргументом в пользу выбора этого рабочего тела.

Основные проектные параметры для трёх комплектов ЭРДУ для МКА на базе двигателей КМ-35, КМ-55 и ИД-100 приведены в таблице 1.

Текущее состояние разработки основных составных элементов ЭРДУ приведено в таблице 2.

## ВЫВОДЫ

В АО ГНЦ «Центр Келдыша» разрабатываются современные ЭРДУ для МКА перспективных низкоорбитальных многоспутниковых группировок. Разработка ведётся с учётом принципов конвейерной сборки, критериев низкой стоимости, модульности и многорежимности с использованием относительно дешёвых рабочих тел.

ЭРДУ разрабатывается в трёх вариантах исполнения:

- на базе ионного двигателя ИД-100 (от 200 до 1400 Вт);
- на базе холловского двигателя КМ-35 (от 250 до 450 Вт);
- на базе холловского двигателя КМ-55 (от 600 до 1200 Вт).

На данном этапе разработки проведены огневые параметрические испытания экспериментальных образцов всех трёх двигателей совместно с БУР. Показана возможность функционирования в широком диапазоне параметров. На холловском двигателе КМ-55 и ионном двигателе ИД-100 подтверждена возможность эффективной работы на криптоне. Для холловского двигателя КМ-35 показано совместное функционирование с СПУ разработки АО «РКС».

Для других модулей ЭРДУ проводится экспериментальная отработка составных частей и их увязка в единые блоки.

## список литературы

*Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А., Каплин М.А. и др.* Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов опыт лётного применения и новые разработки // Космическая техника и технологии. 2023. № 4. С. 36-55.

*Kostin A.N. et al.* Development and qualification of Hall thruster КМ-60 and the flow control unit // IEPС. 2013. 055.

*Mikellides G., Katz I. et al.* Magnetic shielding of a laboratory Hall thruster. I. Theory and validation // Journal of applied physics. 2014. 115. 043303.

*Shagayda Andrey A., Gorshkov Oleg A.* Hall-Thruster Scaling Laws // Journal of Propulsion and Power. 2013. Vol. 29, № 2. P. 466-474. DOI: 10.2514/1.B34650.

*Статья поступила в редакцию 04.12.2024*

*Статья после доработки 05.12.2024*

*Статья принята к публикации 06.12.2024*

## ОБ ОДНОМ ЗАМЕЧАТЕЛЬНОМ СВОЙСТВЕ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЁТА КА ЗЕМЛЯ – ЛУНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ ВОКРУГ ЗЕМЛИ

## ABOUT A REMARKABLE FEATURE OF THE EARTH-TO-MOON SC FLIGHT TRAJECTORIES USING HIGHLY ELLIPTICAL ORBITS' CAPABILITY



**Е.С. Гордиенко<sup>1</sup>**,  
кандидат  
технических наук,  
*GordienkoES@laspace.ru*;  
**E.S. Gordienko**



**А.В. Симонов<sup>1</sup>**,  
кандидат  
технических наук,  
*SimonovAV@laspace.ru*;  
**A.V. Simonov**



**П.Е. Розин<sup>1</sup>**,  
кандидат  
технических наук,  
*RozinPE@laspace.ru*;  
**P.E. Rozin**

*Рассматривается выведение космического аппарата на низкую круговую полярную орбиту искусственного спутника Луны высотой 100 км, которую можно использовать как для наблюдения за поверхностью Луны, так и для последующей посадки на неё. В работе исследуются схемы «простого» прямого перелёта и прямого перелёта Земля – Луна с использованием двух промежуточных высокоэллиптических орбит КА вокруг Земли с радиусами апогея ~275–360 тыс. км. Приводятся численные и графические результаты.*

*Ключевые слова:*

*космический аппарат; лунные траектории; высокоэллиптические орбиты вокруг Земли; полярная орбита вокруг Луны; спутник Луны.*

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.008

### ВВЕДЕНИЕ

Развитие космонавтики в СССР было тесно связано с лунной программой. Полёты на Луну в нашей стране были приостановлены в 1976 году, после неудачного пуска КА «ЛУНА-24А» в октябре 1975 года, происшедшего на фоне успешной реализации

*The article covers SC injection into low circular polar Moon satellite orbit of 100 km altitude which can be used both for Moon surface observations and subsequent landing. The paper studies both «plain» direct flight and direct Earth-to-Moon flight layouts using two transitional Earth highly elliptical orbits with apogee radius of ~275–360 thousand km. Numerical and graphic outcome is presented.*

*Key words:*

*spacecraft; lunar trajectories; circumterrestrial highly elliptical orbits; Moon polar orbit; Moon satellite.*

Соединёнными Штатами полётов по программе «АПОЛЛОН» (Черток Б.Е., 1999). Сформированный в годы «лунной гонки» задел до сих пор активно используется в процессе проектирования новых космических аппаратов.

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

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

Недавние успехи китайских миссий «ЧАНЪЭ-5» (*Osterhage W.W.*, 2021), «ЧАНЪЭ-6» («ЧАНЪЭ-6» впервые привезла на Землю грунт с обратной стороны Луны) и ряда других стран дают возможность учёным заглянуть в будущее освоения Луны. При реализации большинства лунных миссий использовались схемы «простого» прямого перелёта Земля – Луна (*Долгополов В.П. и др.*, 2011; *Ивашкин В.В.*, 1975) со сравнительно малым временем выведения, составляющим от четырёх до шести дней. В таких миссиях, как правило, проводились одноимпульсные манёвры разгона КА при отлёте от Земли и торможения при подлёте к Луне.

С точки зрения надёжности быстрые схемы можно использовать в случаях, когда для реализации миссии применяют средства выведения с двигателями установками, параметры которых хорошо известны, а сами средства выведения хорошо зарекомендовали себя большим числом успешных запусков. Такими являются, например, ракета-носитель (РН) Союз-2 этапа 1б и разгонный блок (РБ) «Фрегат» (*Симонов А.В. и др.*, 2024; *Симонов А.В. и др.*, 2022), китайские РН серии «Чанчжэн», а также двигательные установки, используемые на лунных и марсианских КА.

При проектировании межпланетных миссий, в случаях, когда имеет место дефицит полезной нагрузки, а возможности средств выведения ограничены, как в случае с хорошо отработанной индийской ракетой GSLV (*Geosynchronous Satellite Launch Vehicle Mark II*), может понадобиться усложнение схемы перелёта, например, путём добавления в неё дополнительных витков, как при отлёте от Земли, так и при сближении с Луной. Таким образом, удастся перенести часть энергетики выведения с РН на КА, а также разбить участок торможения вокруг Луны на несколько частей, что повысит надёжность реализации миссии при выходе на орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ). Также можно рассмотреть траектории выведения к Луне через окрестность точек либрации систем Солнце – Земля (*Овчарова А.С. и др.*, 2024; *Ивашкин В.В.*, 2001) или Земля – Луна (*Ивашкин В.В.*, 2001). Проектирование траекторий полёта к Луне с использованием таких схем позволит дополнительно уменьшить величину тормозного импульса при переходе на орбиту ИСЛ, так как в таком случае сближение КА с Луной происходит по гелиоцентрической траектории перелёта (*Ивашкин В.В.*, 2001).

Применение таких схем, даже в случае использования маломощных средств выведения, позволит увеличить выводимую массу КА, которые смогут нести больше научной аппаратуры и дадут учёным возможность провести ещё больше исследований Луны, а также других объектов Солнечной системы.

Так, с использованием траекторий полёта через окрестность точек либрации  $L_1$  и  $L_2$  системы Солнце – Земля были реализованы миссии WMAP (2001), Artemis (2007), GRAIL (2011). Однако такие схемы можно применять лишь в случае, когда ограничение на время выведения или отсутствует, или КА рассчитан на длительный период эксплуатации: от 100 суток и более. Заметим, что схемы с дополнительными витками при полётах к Луне уже использовались индийскими и израильскими специалистами в миссиях «ЧАНДРАЯН-1» (*Goswami J.N. et al.*, 2009), «ЧАНДРАЯН-2» (*Kosambe S.*, 2019), «ЧАНДРАЯН-3» (*Chandrayaan-3*) и Beresheet (*Beresheet*). Подчеркнём, что применение таких схем выведения увеличивает запас времени, необходимого на принятие решений в условиях реального полёта КА, по сравнению со схемой «простого» прямого перелёта, где управление ведётся в условиях постоянного его дефицита времени.

Данная работа посвящена анализу схем выведения КА с Земли на конечную круговую ( $e_f=0$ ) полярную ( $i_f=90^\circ$ ) орбиту искусственного спутника Луны высотой  $h=100$  км с использованием двух промежуточных высокоэллиптических орбит с расстояниями в апоцентре относительно центра Земли от  $\sim 275$  тыс. км до  $\sim 360$  тыс. км. Такие расстояния соответствуют периодам обращения КА вокруг Земли от  $\sim 7$  суток до  $\sim 9.5$  суток. Далее рассмотрим постановку задачи.

## 1. Постановка задачи

В работе рассматривается задача максимизации массы полезной нагрузки  $m_f$  КА при реализации траектории выведения КА с орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) на низкую (высотой  $h_{\pi_f}=100$  км) круговую ( $e_f=0$ ) полярную ( $i_f=90^\circ$ ) орбиту ИСЛ с учётом движения КА по промежуточным высокоэллиптическим орбитам вокруг Земли. В случае идеально регулируемой тяги эту задачу можно заменить задачей оптимизации суммарной характеристической скорости  $V_\Sigma$ , необходимой для реализации траектории выведения КА на конечную орбиту ИСЛ, которая, в свою очередь, сводится к задаче минимизации суммарной характеристической скорости:  $V_\Sigma \rightarrow \min$ .

Начальная масса КА равна  $m_0=2040$  кг. Считаем, что все импульсы при реализации траектории выведения, за исключением тормозного, выдаются в импульсном режиме с помощью двигателя с характеристиками: тяга  $P=230$  Н; скорость истечения газов из сопла  $W_e=2850$  м/с; импульс последействия  $J_{\text{пл}}=2.4$  Н·с. Тормозной импульс сообщается двигательной установкой, имеющей характеристики: тяга  $P=800$  Н; скорость истечения газов из сопла  $W_e=2950$  м/с; импульс последействия  $J_{\text{пл}}=10.4$  Н·с.

## 2. Модель поля и уравнения движения КА при учёте возмущений

Траектория полёта КА на конечную орбиту ИСЛ делится на два участка с помощью границы сферы действия Луны (СДЛ). Первый участок полёта с опорной орбиты ИСЗ до границы СДЛ (когда расстояние от КА до центра Луны  $\rho$  больше радиуса СДЛ:  $\rho > R_{\text{СДЛ}} \approx 60$  тыс. км) представляет из себя сложную траекторию, в которую, в том числе, входит и движение по трём высокоэллиптическим орбитам вокруг Земли. Он моделируется при учёте воздействия на КА возмущений от гравитационных полей Земли (с разложением геопотенциала в ряд по сферическим функциям до восьмого порядка и восьмой степени включительно), а также центральных полей Луны и Солнца. Используется среднее равноденствие и средний геоэквадор стандартной эпохи J2000.0. Тогда дифференциальные уравнения имеют вид:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_E}{r^3} \mathbf{r} + \sum_{i=1}^2 \mu_i \left( \frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right) + \mathbf{a}_E,$$

где  $\mathbf{r}$  – геоцентрический радиус-вектор КА;  $\mu_i$  и  $\mathbf{r}_i$  – гравитационные параметры и геоцентрические радиусы-векторы возмущающих небесных тел, причём возмущение соответствует при  $i=1$  – притяжению Луны, при  $i=2$  – Солнца;  $\mathbf{a}_E = \{a_{Ex}, a_{Ey}, a_{Ez}\}$  – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Земли с разложением геопотенциала в ряд по сферическим функциям до восьмого порядка и восьмой степени включительно.

Векторы состояния небесных тел определяются из табличных эфемерид DE-421 (*Folkner W.M. et al.*, 2009). В расчётах используются следующие значения констант:  $\mu_M = 4902.79914 \text{ км}^3/\text{с}^2$ ;  $\mu_S = 1.32712439935 \cdot 10^{11} \text{ км}^3/\text{с}^2$ . Эфемеридная поправка  $\Delta t(\text{TDB} - \text{UTC})$  принята равной 69.184 с.

Второй участок полёта внутри границы СДЛ (когда  $\rho$  меньше радиуса её сферы действия  $\rho \leq R_{\text{СДЛ}}$ ) представляет из себя селеноцентрическую гиперболу. Он моделируется при учёте воздействия на КА возмущений от гравитационных полей Луны (с разложением селенопотенциала в ряд по сферическим функциям до восьмого порядка и восьмой степени включительно (*Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В. и др.*, 2016), а также Луны и Солнца). При этом траектория определяется численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения точки в невращающейся селеноцентрической геоэкваatorialной системе прямоугольных координат  $OXYZ$ . При этом используется среднее равноденствие и средний геоэквадор стандартной эпохи J2000.0. Дифференциальные уравнения, описывающие селеноцентрическое движение КА, имеют вид:

$$\frac{d^2 \boldsymbol{\rho}}{dt^2} = -\frac{\mu_M}{\rho^3} \boldsymbol{\rho} + \sum_{i=3}^4 \mu_i \left( \frac{\boldsymbol{\rho}_i - \boldsymbol{\rho}}{|\boldsymbol{\rho}_i - \boldsymbol{\rho}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right) + \mathbf{a}_M,$$

где  $\boldsymbol{\rho}$  – селеноцентрический радиус-вектор КА;  $\mu_i$  и  $\mathbf{r}_i$  – гравитационные параметры и селеноцентрические радиусы-векторы возмущающих небесных тел, причём возмущение соответствует при  $i=3$  – притяжению Земли, а при  $i=4$  – притяжению Солнца ( $\mu_1 = \mu_M$ ;  $\mu_3 = \mu_E$ ;  $\mu_4 = \mu_S$ ;  $\boldsymbol{\rho}_3 = -\mathbf{r}_1$ ,  $\boldsymbol{\rho}_4 = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1 = \boldsymbol{\rho}_3 + \mathbf{r}_2$ ),  $\mathbf{r}_1$  и  $\mathbf{r}_2$  – геоцентрические радиусы-векторы Луны и Солнца;  $\mathbf{a}_M = \{a_{Mx}, a_{My}, a_{Mz}\}$  – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Луны с разложением её потенциала в ряд по сферическим функциям до восьмого порядка и восьмой степени включительно.

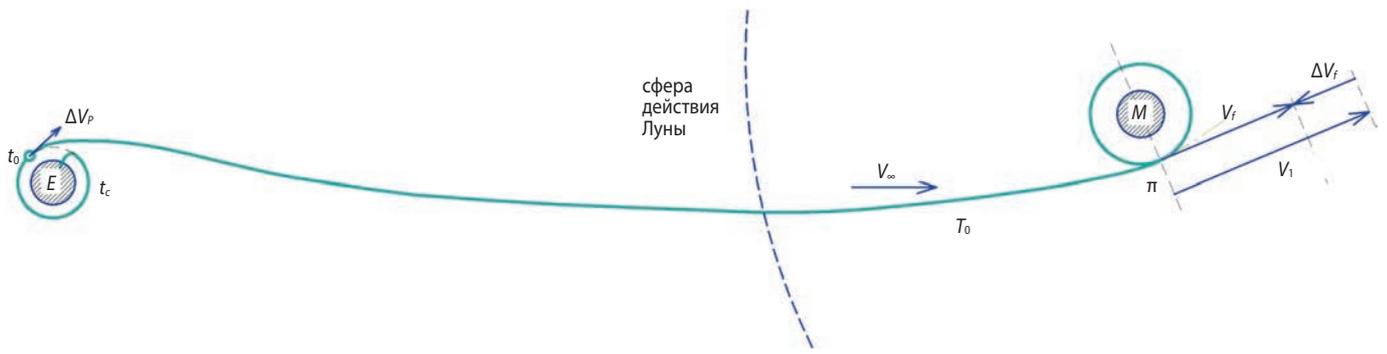
## 3. Анализ рассматриваемых схем прямого перелёта КА на орбиту ИСЛ

При выведении можно использовать схемы с одним, двумя, несколькими витками вокруг Земли и вокруг Луны или без них. Для краткости изложения далее будем рассматривать только схемы «простого» прямого перелёта без промежуточных витков вокруг Земли и с двумя промежуточными витками вокруг Земли. Далее опишем каждую из них отдельно.

## 4. Схема «простого» прямого перелёта КА на орбиту ИСЛ

КА стартует с космодрома Восточный и с помощью РН «Союз-2 этапа 1б» и РБ «Фрегат» выводится на низкую опорную орбиту у Земли высотой 200 км и наклоном  $51.7^\circ$ . Далее, после одноимпульсного разгона,  $\Delta V_P$  РБ «Фрегат» отделяется и КА переходит на высокоэллиптическую траекторию полёта к Луне. Примерно через одни сутки после вхождения в СДЛ выдаётся тормозной импульс  $\Delta V_f$ , переводящий КА с селеноцентрической гиперболы подлёта на круговую орбиту ИСЛ высотой  $h_f = 100$  км. Схема такого варианта выведения представлена на рисунке 1. Методика получения траектории «простого» прямого перелёта КА с Земли на орбиту ИСЛ подробно описана в работе (*Гордиенко Е.С., Худорожков П.А.*, 2016).

Как уже ранее говорилось, с использованием такой схемы летало большинство аппаратов, включая советские «лунники», аппараты серии «АПОЛЛОН», «ЧАНЪЭ» и многие другие. Отличительной её особенностью являются простота реализации и быстрота выведения аппарата к Луне. Однако для повышения надёжности миссии схема требует использования хорошо отработанных средств выведения, которые минимизируют вероятность наступления любых ошибок. Также из-за скоротечности миссии имеется дефицит времени на принятие решений. Если



$t_c$  – время старта КА с космодрома «Восточный»;  $t_0$  – время отлёта КА с опорной орбиты у Земли;  $V_\infty$  – асимптотическая скорость при подлёте к Луне;  $V_1$  – скорость КА до торможения;  $V_f$  – конечная скорость на орбите ИСЛ.

**рисунок 1.** Схема «простого» прямого перелёта с Земли на Луну с одноимпульсным торможением КА при переходе на круговую орбиту ИСЛ

при разработке проектов планируется использовать малоотработанные средства выведения, где необходимо увеличить время на принятие решений, то рекомендуется применять схемы с увеличенным временем выведения – например, с промежуточными витками.

## 5. Схема выведения КА на орбиту ИСЛ с двумя промежуточными витками вокруг Земли

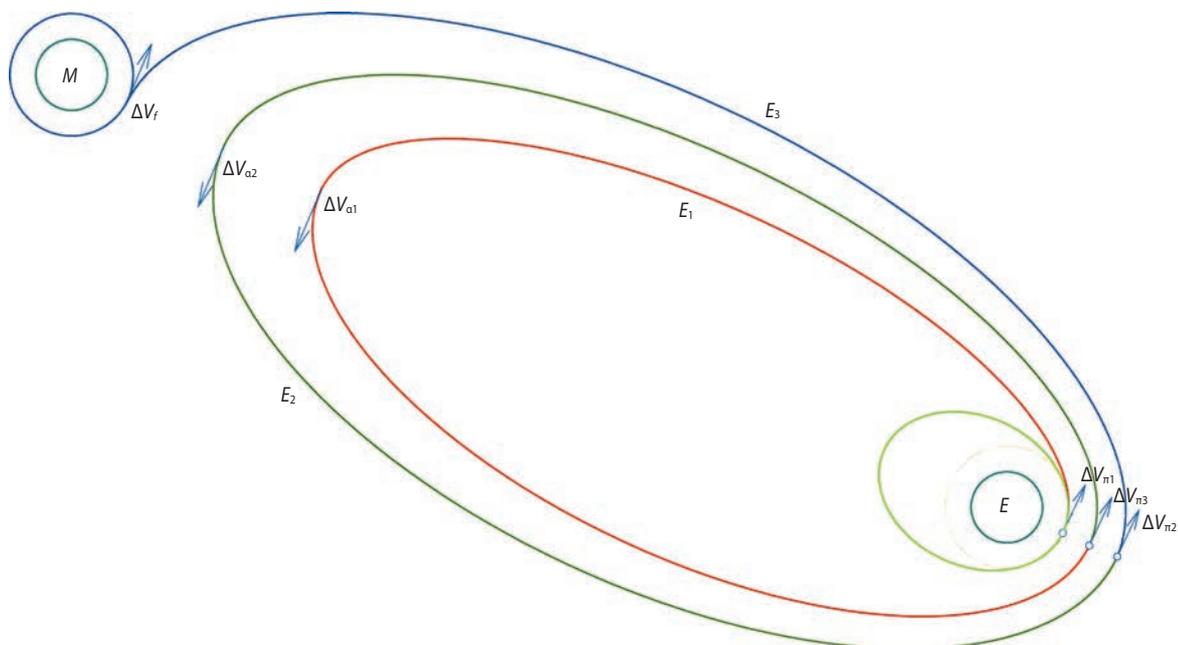
Схема выведения КА с опорной орбиты ИСЗ на конечную орбиту ИСЛ представлена на рисунке 2. РН «Союз-2 этапа 1б» с головным блоком (ГБ), состоящим из РБ «Фрегат» и КА, стартует с космодрома Восточный. После выведения с помощью ракеты-носителя ГБ с начальной массой 8615 кг переходит на незамкнутую орбиту. Она на рисунке 2 не показана. Сразу после отделения от РН выполняется первый манёвр РБ, переводящий ГБ на опорную орбиту у Земли высотой 200 км и наклоном  $51.7^\circ$ . После второго активного участка РБ «Фрегат» формируется промежуточная орбита с апогейным расстоянием, равным 6 тыс. км. На рисунке 2 она отмечена салатным цветом. Через виток, после третьего манёвра РБ «Фрегат»  $\Delta V_{\pi_1}$ , происходит его отделение от КА и после чего тот переходит на высокоэллиптическую орбиту  $E_1$  с апогейным расстоянием, равным  $\sim 275\text{--}300$  тыс. км. Эта орбита на рисунке 2 отмечена красным цветом. РБ «Фрегат» после отделения КА для обеспечения безопасного расхождения уходит на орбиту существования. Совершая полёт по этой орбите, РБ входит в атмосферу через несколько месяцев. На рисунке 2 она не показана. Орбита  $E_2$  формируется манёвром  $\Delta V_{\pi_2}$ , выполняемым двигательной установкой уже самого КА в перигентре орбиты  $E_1$  спустя примерно виток полёта по ней. Этот манёвр далее повышает апогейное расстояние до  $\sim 310\text{--}350$  тыс. км. На рисунке 2 орбита  $E_2$  отмечена зелёным цветом. В процессе построения

траектории может так получиться, что, делая обороты вокруг Земли по орбитам  $E_1$  и  $E_2$ , спутник, начнёт тормозиться об атмосферу в окрестности перигентров  $\pi_2$  и  $\pi_3$  этих орбит, что существенным образом может изменить траекторию выведения КА к Луне. Для предотвращения этого процесса в апоцентрах орбит  $E_1$  и  $E_2$  предусмотрено приложение импульсов  $\Delta V_{\alpha_1}$  и  $\Delta V_{\alpha_2}$ , с помощью которых поднимается высота в перигентрах  $\pi_2$  и  $\pi_3$ , если она не превышает 500 км. После сообщения импульса  $\Delta V_{\pi_3}$  в перигентре орбиты  $E_2$  движение КА продолжается по высокоэллиптической орбите  $E_3$ , двигаясь по которой КА подлетает к Луне. На рисунке 2 она отмечена синим цветом. В расчётный момент времени в окрестности апоцентра орбиты  $E_3$ , после сообщения тормозного импульса  $\Delta V_f$ , КА переходит на низкую полярную ( $i_f=90^\circ$ ) круговую ( $e_f=0$ ) орбиту ИСЛ высотой  $h=100$  км.

Заметим, что при выведении к Луне аппарат делает в совокупности четыре витка вокруг Земли, но первый и второй витки формируются за счёт первого и второго манёвров РБ «Фрегат» и в данном исследовании не рассматриваются. Когда авторы говорят о промежуточных витках вокруг Земли, то речь идёт о самостоятельном полёте КА после его отделения от РБ «Фрегат». Далее такую схему будем называть схемой прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками.

Методика получения траектории перелёта КА с Земли на орбиту ИСЛ с двумя промежуточными витками вокруг Земли очень похожа на методику получения траектории в случае «простого» прямого перелёта Земля – Луна, описанную в (Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., 2016), с учётом того обстоятельства, что на всех этапах реализации методики необходимо учитывать промежуточные витки вокруг Земли, а также формирующие их импульсы. Отметим также, что запас характеристической скорости на выдачу двух перигейных импульсов конечен и составляет, например, 28 м/с.

**ОБ ОДНОМ ЗАМЕЧАТЕЛЬНОМ СВОЙСТВЕ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЁТА КА ЗЕМЛЯ – ЛУНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ ВОКРУГ ЗЕМЛИ**



**рисунок 2.** Схема прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками

**таблица 1** – Основные характеристики «простого» прямого перелёта КА с Земли на конечную орбиту ИСЛ

$t_c$	$t_0=t_{\pi 1}$	$t_f$	$h_f$ , км	$i_f$ , °	$\Delta V_f$ , м/с	$\Delta t_{3-Л}$ , сут	$m_0$ , кг	$m_f$ , кг
08.07.2027 04:38:51	08.07.2027 05:58:13	13.07.2024 15:00:00	100	90	~814.833	~5.38	2040	1531

**таблица 2** – Основные характеристики прямого перелёта с Земли на орбиту ИСЛ с промежуточными витками вокруг Земли

	I	II	III
$t_c$	21.06.2027 05:48:19	22.06.2027 05:44:17	23.06.2027 05:40:11
$t_0=t_{\pi 1}$	21.06.2027 09:41:45	22.06.2027 09:37:47	23.06.2027 09:33:40
$\Omega$ , °	34.104	34.083	34.039
$i$ , °	51.7		
$a$ , °	158337.508	158673.724	159340.958
$e$	0.957522	0.957612	0.957789
$\omega=\omega$ , °	29.373	29.554	29.542
$t_{\alpha 1}$	24.06.2027 22:58:00	25.06.2027 23:17:06	26.06.2027 23:53:14
$h_{\alpha 1}$ , км	299149.545	299997.387	301524.998
$\Delta V_{\alpha 1}$ , м/с	3.225	3.899	3.808
$t_{\pi 2}$	28.06.2027 12:23:13	29.06.2027 13:06:04	30.06.2027 14:22:38
$h_{\pi 2}$ , км	500		
$\Delta t_{(\pi 2-\pi 1)}$ , сут	7.112	7.145	7.200
$\Delta V_{\pi 2}$ , м/с	21	14	4
$t_{\pi 3}$	08.07.2027 03:01:36	08.07.2027 05:20:52	08.07.2027 05:12:29
$h_{\pi 3}$ , км	1695.965	1552.033	1360.128
$\Delta t_{(\pi 3-\pi 2)}$ , сут	9.610	8.677	7.618
$\Delta V_{\pi 3}$ , м/с	7	14	24
$t_f$	13.07.2027 15:00:00		
$\Delta t_{3-Л}$ , сут	22.221	21.224	20.227
$m_0$ , кг	2040		
$\Delta V_f$ , м/с	814.762	814.496	815.529
$V_{\Sigma}$ , м/с	845.987	846.395	846.337
$m_f$ , кг	1530.819	1530.595	1530.108

**таблица 3** – Основные характеристики прямого перелёта с Земли на орбиту ИСЛ с промежуточными геоцентрическими витками в случае одного ПЗ

	I	II	III
$t_c$	21.06.2027 05:49:23	22.06.2027 05:45:14	23.06.2027 05:41:07
$t_0=t_{\pi 1}$	21.06.2027 09:42:52	22.06.2027 09:38:43	23.06.2027 09:34:36
$\Omega, ^\circ$	34.139	34.086	34.039
$i, ^\circ$	51.7		
$a, ^\circ$	158673.724		
$e, ^\circ$	0.957612		
$\omega=u, ^\circ$	29.554		
$t_{a1}$	24.06.2027 23:16:09	25.06.2027 23:18:03	26.06.2027 23:21:58
$h_{a1}, \text{км}$	299840.587	299997.405	300223.608
$\Delta V_{a1}, \text{м/с}$	3.225	3.899	3.808
$t_{\pi 2}$	28.06.2027 12:58:27	29.06.2027 13:07:01	30.06.2027 13:18:59
$h_{\pi 2}, \text{км}$	500		
$\Delta t_{(\pi 2-\pi 1)}, \text{сут}$	7.136	7.145	7.156
$\Delta V_{\pi 2}, \text{м/с}$	21.214	14	5.174
$t_{\pi 3}$	08.07.2027 05:20:52		
$h_{\pi 3}, \text{км}$	1721.008	1551.872	1367.852
$\Delta t_{(\pi 3-\pi 2)}, \text{сут}$	9.682	8.676	7.668
$\Delta V_{\pi 3}, \text{м/с}$	6.786	14	22.826
$t_{\text{кп}}$	11.07.2027 23:00:00		
$\Delta V_{\text{кп}}, \text{м/с}$	5.378	0	4.691
$\Delta t_f$	13.07.2027 15:00:00		
$\Delta t_{3-\text{л}}, \text{сут}$	22.382	21.385	20.388
$m_0, \text{кг}$	2040		
$\Delta V_f, \text{м/с}$	813.377	814.509	815.577
$\Delta V_{\Sigma}, \text{м/с}$	851.365	846.395	852.028
$m_f, \text{кг}$	1527.933	1530.595	1527.592

## 6. Численные и графические результаты

Приведём основные характеристики траекторий выведения КА для рассматриваемых схем выведения. Здесь и далее все времена указаны в шкале всемирного координированного времени UTC.

Здесь и далее  $t_f$  – время схода КА с гиперболы полёта на конечную орбиту вокруг Луны;  $t_{\pi 1}$  – время пролёта первого перигея;  $\Delta t_{3-\text{л}}$  – длительность перелёта КА с Земли на Луну;  $m_f$  – конечная масса КА.

Исследование схемы прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками показало, что, наравне с основной датой старта, существуют ещё и одна или две резервные. В нашем случае они последовательно распределены во времени с разницей в 86161 секунду и 86163 секунды, что примерно равно длительности звёздных суток на Земле ( $T_{\text{зс}}=86164$  с). В таблице 2 и на рисунках 3–6 соответствующие им траектории отмечены римскими цифрами I, II и III. Также в данной таблице приведены основные характеристики прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками.

Здесь и далее введены следующие обозначения:  $\Omega$  – долгота восходящего узла;  $i$  – наклонение;  $a$  – большая полуось;  $e$  – эксцентриситет;  $\omega$  – аргумент широты перигея;  $u$  – аргумент широты высокоэллиптической орбиты  $E_1$ ;  $t_{a1}$  – время пролёта апогея орбиты  $E_1$ ;  $h_{a1}$  – высота пролёта апогея орбиты  $E_1$ ;  $t_{\pi 2}$  и  $t_{\pi 3}$  – времена пролёта перигеев орбит  $E_2$  и  $E_3$ ;  $h_{\pi 2}$  и  $h_{\pi 3}$  – высоты перигеев орбит  $E_2$  и  $E_3$ ;  $\Delta t_{(\pi 2-\pi 1)}$  и  $\Delta t_{(\pi 3-\pi 2)}$  – длительности полёта КА между первым и вторым, а также вторым и третьим перигеями;  $V_{\Sigma}$  – суммарная характеристическая скорость, необходимая для выведения КА на конечную орбиту ИСЛ без учёта перигейных импульсов, выдаваемых с помощью РБ.

Анализ таблицы 2 показал, что при реализации данных траекторий величина тормозного импульса, переводящего КА на круговую полярную орбиту ИСЛ высотой 100 км, примерно одинакова. Наглядно видно сходство параметров первого эллипса выведения  $E_1$  для всех трёх дат старта и соответствующих им траекторий как по времени движения между первым и вторым перигеями  $\Delta t_{(\pi 2-\pi 1)}$ , так и по величинам

## ОБ ОДНОМ ЗАМЕЧАТЕЛЬНОМ СВОЙСТВЕ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЁТА КА ЗЕМЛЯ – ЛУНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ ВОКРУГ ЗЕМЛИ

кеплеровых элементов эллипса  $E_1$ . Время движения КА по второму эллипсу  $E_2$   $\Delta t_{(\pi_3-\pi_2)}$  равномерно уменьшается на величину, примерно равную одним суткам ( $\sim 22$  часа между первой и второй и  $\sim 25$  часов между второй и третьей траекториями выведения).

Таким образом, было подмечено замечательное свойство траекторий перелёта КА Земля – Луна с использованием двух промежуточных высокоэллиптических орбит вокруг Земли, при котором длительность полёта КА по второй орбите  $E_2$  в зависимости от даты старта меняется примерно на одни сутки. Это обстоятельство натолкнуло авторов на идею: рассматривать среднюю, вторую, дату старта и соответствующую ей траекторию в качестве основных даты и траектории, и далее для всех трёх дат старта рассматривать выведение КА с помощью РБ «Фрегат» на эллипс  $E_1$  с характеристиками, соответствующими основным дате и траектории старта. При реализации выведения неизбежно возникнут отклонения параметров траекторий от параметров, приведённых для I и III траекторий в таблице 2. Их следует корректировать с помощью импульса, который будет сообщаться на орбите  $E_3$  за некоторое время до пролёта периселения. Для простоты назначим время проведения  $t_{\text{КП}}$  коррекции за 40 часов до подлёта к Луне по орбите  $E_3$   $t_{\text{КП}}: t_{\text{КП}}=t_{\text{ПМ}}-40$  ч.

Отметим, что в процессе проектирования выведения КА на первый эллипс  $E_1$  с помощью разгонного блока важно выдерживать величины большой полуоси  $a$  (с точностью выше 0.1 км), а также аргумента перигея  $\omega$  и долготы восходящего узла  $\Omega$  (с точностью выше 0.01°).

В процессе поиска траекторий с учётом вышеописанного подхода авторы столкнулись с тем, что второй импульс  $\Delta V_{\pi_3}$ , сообщаемый аппаратом, выдаётся вне плоскости орбиты, так как расхождения по долготе восходящего узла орбиты  $E_2$  до приложения второго импульса КА и орбиты  $E_3$  после его приложения могут составлять до 0.5°. Уменьшения величины второго импульса можно достичь, если вернуть его в плоскость орбиты перелёта КА. Этого можно добиться, например, путём варьирования в малых пределах времени старта КА с космодрома (в пределах 1-2 минут).

Отметим также, что начальные приближения для первой  $t_{\text{сI}}$  и третьей  $t_{\text{сIII}}$  дат старта следует определять по формулам:  $t_{\text{сI}}=t_{\text{сII}}-T_{\text{зс}}$ ;  $t_{\text{сIII}}=t_{\text{сII}}+T_{\text{зс}}$ .

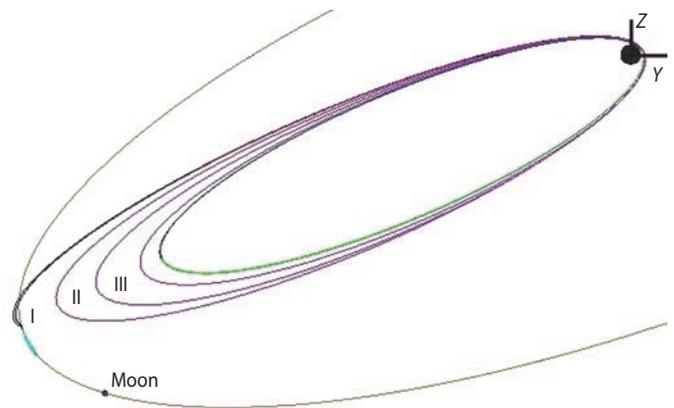
Этот приём помогает сократить время поиска решения задачи нахождения второго импульса, обеспечивающего возвращение КА в первоначальную плоскость орбиты.

Подчеркнём, что для реализации описанной выше идеи необходимо выдерживать дату и время пролёта третьего перицентра у Земли  $t_{\pi_3}$ , которые для основной даты старта и соответствующей ей траектории

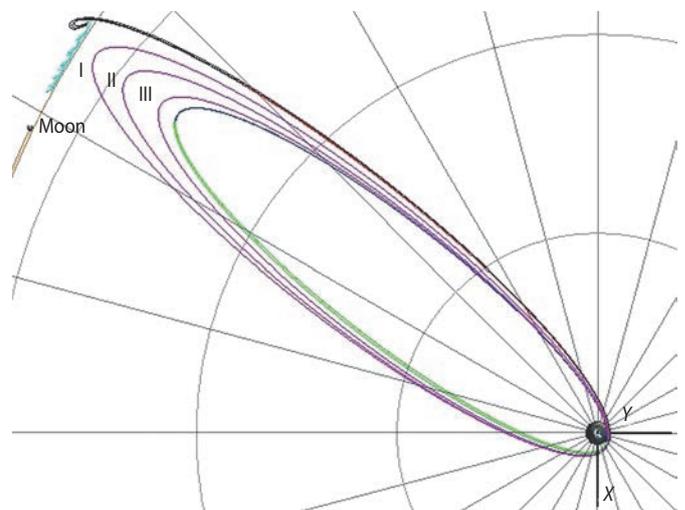
составляют 08.07.2027 05:20:52 UTC. Таким образом, для трёх соседних дат старта выведение КА к Луне может быть организовано с помощью одного полётного задания для системы управления (СУ) РБ «Фрегат». Это существенно уменьшает временные затраты на моделирование всей траектории выведения при учёте всех факторов, влияющих на реализацию траектории в целом и, тем самым, сократит длительность всего проектирования.

Основные характеристики траекторий выведения для трёх дат старта при учёте описанного выше подхода представлены в таблице 3.

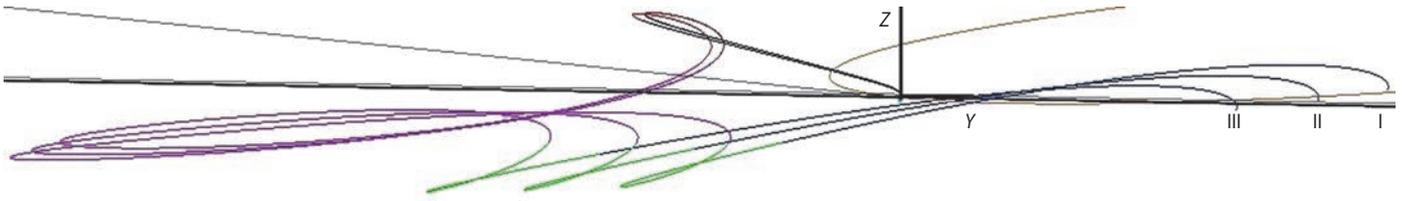
Анализ таблицы 3 показал, что затраты на реализацию траектории выведения на конечную орбиту ИСЛ с промежуточными геоцентрическими витками для первой и третьей дат старта возрастают на  $\sim 5$  м/с.



**рисунок 3.** Схема траекторий перелёта КА с Земли на конечную орбиту ИСЛ в проекции на плоскость YZ системы координат E/J2000 для трёх дат старта



**рисунок 4.** Схема траекторий перелёта КА с Земли на конечную орбиту ИСЛ в проекции на плоскость XY системы координат E/J2000 для трёх дат старта

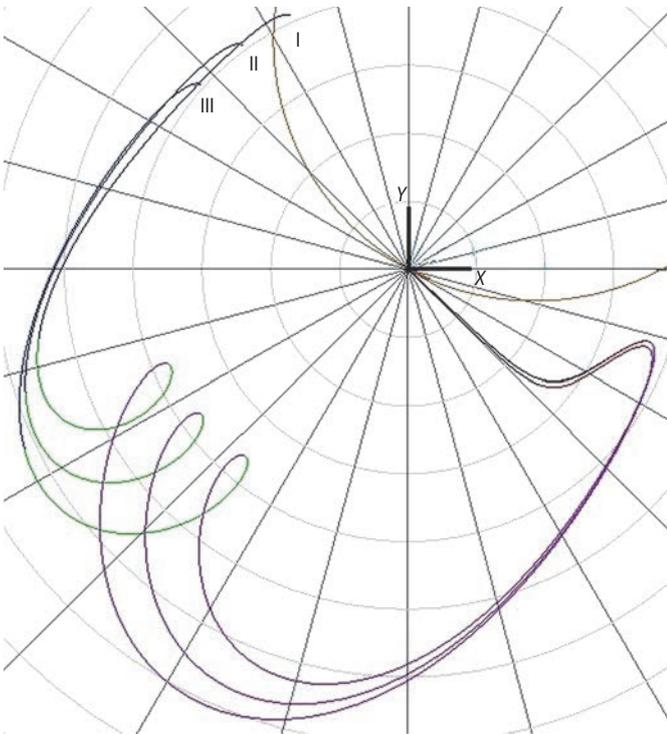


**рисунок 5.** Схема траекторий перелёта КА с Земли на конечную орбиту ИСЛ в проекции на плоскость  $YZ$  системы координат  $MJ2000$  для трёх дат старта

При этом в худшем случае на конечную орбиту ИСЛ выводится КА массой  $m \approx 1527.5$  кг. Это всего на 3 кг меньше, чем в случае выведения в основную (вторую) дату старта.

В таблице 3  $t_{\text{кп}}$  и  $\Delta V_{\text{кп}}$  – время проведения коррекции и величина корректирующего импульса на участке непосредственного перелёта с Земли на орбиту ИСЛ (орбите  $E_3$ ).

Анализ таблиц 1–3 показал, что при сходе с гиперболы подлёта КА к Луне на круговую орбиту ИСЛ величина тормозного импульса меняется незначительно в зависимости от схемы или подхода к построению траекторий перелёта ( $\sim 815$  м/с), суммарная характеристическая скорость для резервных дат старта и соответствующих им траекторий возрастает с 846 м/с до 852 м/с. При этом увеличивается время выведения перелёта Земля – Луна  $\Delta t_{3-Л}$  с  $\sim 5.4$  суток до  $\sim 20.2$ – $22.4$  суток, также возрастает



**рисунок 6.** Схема траекторий перелёта КА с Земли на конечную орбиту ИСЛ в проекции на плоскость  $XY$  системы координат  $MJ2000$  для трёх дат старта

масса КА, выводимая на траекторию полёта к Луне (потенциально до 2250 кг). Последний факт, как упоминалось ранее, позволяет увеличить массу научной аппаратуры, следовательно, решить больше задач в рамках одной миссии и получить ещё больше информации о Луне.

На рисунках 3–6 приведены траектории выведения для трёх дат старта в проекциях на оси невращающихся геоэквиаториальных геоцентрической  $EJ2000$  и селеноцентрической  $MJ2000$  систем координат. На них синим цветом изображена траектория полёта от Земли до апогея орбиты  $E_1$ ; зелёным – отмечена траектория от апогея орбиты  $E_1$  после приложения импульса подъёма перигея  $\pi_2$  до 500 км до перигея  $\pi_2$ ; фиолетовым – отмечено движение КА по орбите  $E_2$ ; чёрным – орбита  $E_3$  и, наконец; голубым – показана конечная орбита после сообщения тормозного импульса.

В процессе проведения исследования стало понятно, что применение схемы прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными геоцентрическими витками существенно расширяет возможные окна старта для выведения КА на орбиту ИСЛ. При этом выведение КА с Земли на орбиту ИСЛ для основной и двух соседних дат старта можно обеспечить за счёт одного полётного задания для СУ РБ «Фрегат», подготавливаемого для выведения КА на первую эллиптическую орбиту.

## заключение

Рассмотрены две схемы выведения КА к Луне – это схема «простого» прямого перелёта Земля – Луна без промежуточных витков и схема прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками.

Отмечено, что схема с промежуточными витками, благодаря переносу части энергетики выведения на сам аппарат, позволяет увеличить выводимую на первую высокоэллиптическую орбиту массу КА (до 2250 кг) и, тем самым, потенциально увеличить спектр решаемых аппаратом научных задач. В зависимости от рассматриваемой схемы перелёта величина тормозного импульса практически не меняется ( $\sim 815$  м/с), а суммарная характеристическая скорость

для резервных дат старта и соответствующих им траекторий возрастает с 846 м/с до 852 м/с. Также такая схема, за счёт увеличения времени выведения с 4–6 суток до 20–22 суток, позволяет увеличить время на принятие решения в случае возникновения нештатных ситуаций.

Отмечено одно замечательное свойство, возникающее при использовании схемы прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками. Оно заключается в том, что для соседних дат старта длительность полёта КА по второй орбите  $E_2$  меняется приблизительно на одни сутки.

Предложен подход к проектированию миссии полёта КА на Луну с помощью одного полётного задания для СУ РБ «Фрегат», подготавливаемого для выведения КА на первую эллиптическую орбиту.

Представлены численные и графические результаты расчёта траекторий выведения на конечную орбиту вокруг Луны для трёх соседних дат старта КА с Земли в июне 2027 года.

Применение схемы прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными геоцентрическими витками существенно расширяет возможные окна старта для выведения КА на орбиту ИСЛ.

Использование одного полётного задания, подготавливаемого для выведения КА на первую эллиптическую орбиту, позволяет существенно снизить временные затраты на моделирование всей траектории выведения при учёте всех факторов, влияющих на реализацию траектории в целом и, тем самым, сократить длительность всего проектирования КА.

## **список литературы**

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

*Гордиенко Е.С., Худорожков П.А.* К вопросу выбора рациональной траектории полёта к Луне // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 15-25.

*Долгополов В.П., Ефанов В.В., Зайцева О.Н., Зеленый Л.М. и др.* Перспективные космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований Луны // Космонавтика и ракетостроение. 2011. № 3. С. 52-66.

*Ивашкин В.В.* Об оптимальных траекториях полёта КА к Луне в системе Земля – Луна – Солнце // Препр. ИПМ им. М.В. Келдыша. 2001. № 85. 33 с. URL: [https://keldysh.ru/papers/2001/source/prep2001\\_85.pdf](https://keldysh.ru/papers/2001/source/prep2001_85.pdf) (дата обращения: 22.11.2024).

*Ивашкин В.В.* Оптимизация космических манёвров при ограничениях на расстояния до планет. М: На-

ука, Главная редакция физико-математической литературы, 1975. 392 с.

*Овчарова А.С., Гордиенко Е.С., Михайлов Е.А.* Выбор низкоэнергетической схемы выведения космического аппарата на орбиту вокруг Луны через точку либрации  $L_2$  системы Солнце – Земля для увеличения массы полезной нагрузки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 57-68.

*Симонов А.В., Воробьев А.Л., Ковалева С.Д., Гордиенко Е.С. и др.* Статистическое уточнение импульса последействия маршевого двигателя разгонного блока «Фрегат» для повышения точности выведения космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. № 10. С. 1-12.

*Симонов А.В., Гордиенко Е.С., Розин П.Е., Косенкова А.В.* Уменьшение ошибок выведения космических аппаратов разгонным блоком «Фрегат» путём статистического уточнения импульса последействия его маршевого двигателя // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 1. С. 29-34.

*«ЧАНЬЭ-6» впервые привезла на Землю грунт с обратной стороны Луны.* URL: <https://nplus1.ru/news/2024/06/25/change-6-home> (дата обращения: 22.11.2024).

*Черток Б.Е.* Ракеты и люди. Книга 4. Лунная гонка. М.: Машиностроение, 1999. 544 с.

*Beresheet.* URL: <https://science.nasa.gov/mission/beresheet/> (дата обращения: 22.11.2024).

*Chandrayaan-3.* URL: [https://www.isro.gov.in/Chandrayaan3\\_New.html](https://www.isro.gov.in/Chandrayaan3_New.html) (дата обращения: 22.11.2024).

*Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H.* The Planetary and Lunar Ephemeris DE421. The Interplanetary Network Progress Report. Vol. 42-178. Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, P. 1-34, August 15, 2009. URL: [http://ipnpr.jpl.nasa.gov/progress\\_report/42-178/178C.pdf](http://ipnpr.jpl.nasa.gov/progress_report/42-178/178C.pdf). (дата обращения: 22.11.2024).

*Geosynchronous Satellite Launch Vehicle Mark II.* URL: [https://www.isro.gov.in/GSLV\\_CON.html](https://www.isro.gov.in/GSLV_CON.html) (дата обращения: 22.11.2024).

*Goswami J.N., Annadurai M.* Chandrayaan-1: India's first planetary science mission to the Moon // Current Science. 2009. Vol. 96. P. 486-491.

*Kosambe S.* Chandrayaan-2: India's Second Lunar Exploration Mission // Journal of Aircraft and Spacecraft Technology. 2019. Vol. 3. P. 221-236.

*Osterhage W.W.* Mondmissionen // Die Geschichte der Raumfahrt. Springer, Berlin, Heidelberg, 2021. P. 103-122.

*Статья поступила в редакцию 22.11.2024*

*Статья после доработки 02.12.2024*

*Статья принята к публикации 04.12.2024*

## ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ОПТИКО- ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ. МОДУЛЬНЫЕ ПЛОСКИЕ ДЕТЕКТОРЫ ИЗОБРАЖЕНИЯ С ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКИМ СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ

## DEVELOPMENTAL POTENTIAL OF SPACE OPTICAL-ELECTRONIC SURVEILLANCE SYSTEMS. MODULAR FLAT IMAGE DETECTORS WITH INTERFEROMETRIC APERTURE SYNTHESIS



**К.А. Занин<sup>1</sup>,**  
доктор технических наук,  
zaninka@laspace.ru;  
**K.A. Zanin**



**Н.Н. Клименко<sup>1</sup>,**  
кандидат технических наук,  
klimenkonn@laspace.ru;  
**N.N. Klimenko**

*Рассматривается возможность применения составных адаптивных оптических систем (ОС) в космических системах оптико-электронного наблюдения. Анализируются преимущества и недостатки основных способов синтеза апертуры. Показана возможность создания крупногабаритных ОС на основе интерферометрического синтеза апертуры. Приведена оценка основных ограничений и достижимых характеристик такого способа.*

*Ключевые слова:*  
адаптивная оптическая система;  
синтезирование апертуры;  
интерферометр;  
дистанционное зондирование Земли;  
функция передачи модуляции;  
разрешающая способность;  
линейное разрешение на местности.

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.009

*The article covers a possibility of composite adaptive optical systems implementation in space optical-electronic surveillance systems. An analysis of advantages and disadvantages of the main aperture synthesis methods is given. The development feasibility of large optical systems based on interferometric aperture synthesis is shown. An assessment of the main limitations and achievable characteristics is given.*

*Keywords:*  
self-adaptive optical system;  
aperture synthesis;  
interferometer;  
Earth remote sensing;  
modulation transmission function;  
resolution;  
in-situ linear resolution.

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

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

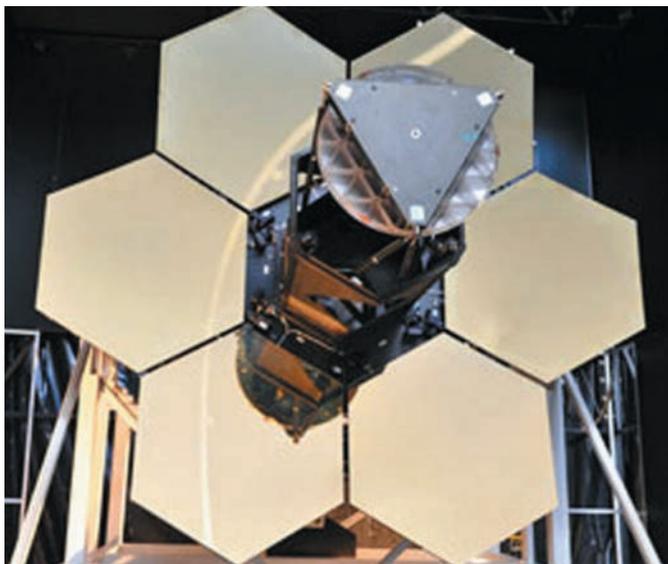
## **1. Основные методы оптического синтезирования апертуры**

Производство крупногабаритных ОС связано с большими трудностями. Задачу увеличения апертуры можно решить созданием модульной конструкции ОС. Существует несколько основных подходов к созданию таких ОС:

- опτικο-механический синтез апертуры путем построения крупного адаптивного составного зеркала с опτικο-механической системой сведения волновых фронтов от большого количества малых зеркал;
- интерферометрический синтез апертуры с использованием интерферометров различных типов, регистрирующих комплексную степень когерентности, а не само изображение.

Рассмотрим эти способы подробнее.

Опτικο-механический синтез осуществляется при помощи крупногабаритного составного зеркала, состоящего из большого количества малых зеркал, форма поверхности которых соответствует общей поверхности большого зеркала. Сведение волновых фронтов осуществляется при помощи элементов адаптивной оптики и опτικο-механических систем. Система управления элементами составного зеркала осуществляет коррекцию их углового и линейного положения с целью совмещения отдельных изображений в единое целое. К точности поддержания относительного положения зеркал предъявляются жесткие требования, обычно не более десятой длины волны. В системе управления положением зеркал используются оптические датчики, прецизионные приводы управления и лазерные юстировочные устройства.



**рисунок 1.** Раскрываемая адаптивная оптическая система Giant Segment Telescope Mirror

Такие системы могут быть реализованы как на основе жёсткого основания, так и разворачиваемыми после выведения на орбиту (*DARPA developing giant folding space telescope*).

Так, в результате работы по созданию раскрываемых адаптивных ОС в интересах National Reconnaissance Office (NRO) был создан Giant Segment Telescope Mirror диаметром три метра (рисунок 1), состоящий из шести зеркал (*NPS New Home for Giant Segmented-Mirror Space Telescope*).

Задачей реализации этих проектов являлась оценка возможности адаптивной коррекции оптических осей телескопа в условиях имитации космического полёта. Однако, по оценкам специалистов, раскладные крупногабаритные телескопы видимого диапазона имеют существенные трудности обеспечения точности сведения волновых фронтов в условиях космического полёта и микровозмущений со стороны КА.

Раскладное сегментированное зеркало диаметром 6,5 м удалось реализовать в космическом телескопе «Джэймс Уэбб» (JWST) для среднего и дальнего инфракрасного диапазона, где требования к линейным точностям перемещения существенно ниже, чем для видимого диапазона.

Подобные сегментированные ОС за рубежом предполагается применять и для передачи энергии инфракрасных лазеров на расстояние.

Развитие адаптивных сегментированных зеркал для видимого диапазона спектра продолжилось в направлении нераскладных конструкций, где сегменты и система адаптации расположены на едином размеростабильном основании.

Например, был создан демонстратор Adaptive Large Optics Technologies (ALOT) с диаметром сегментированного зеркала 4 м (рисунок 2). Каждый сегмент имел диаметр 2,6 м. Система адаптации обеспечивала точность волнового фронта не хуже 35 нм (менее одной десятой длины волны) и состояла из 144 активаторов главного зеркала и 43 вторичного. Удельный вес главного зеркала составил 70 кг/м<sup>2</sup>.

Конструкция была рассчитана на запуск ракетой «Титан-4». Вероятно, исследования по созданию крупногабаритной ОС ALOT проводились не только в интересах передачи лазерной энергии, но и для программы КС ОЭН типа KeyHole (*Клименко Н.Н., Занин К.А., 2024; Занин К.А., Клименко Н.Н., 2023*).

Таким образом, в начале нового XXI века были созданы действующие макеты ОС с опτικο-механическим синтезом апертуры. Они убедительно показали возможность применения адаптивных сегментированных зеркал для КС ОЭН и других приложений.

С учётом известных трудностей с обеспечением точности ОС с опτικο-механическим сведением волнового фронта изображения имеют ограничение



**рисунок 2.** Демонстратор Adaptive Large Optics Technologies

по наращиванию диаметра. Их применение в КС ОЭН в основном обусловлено снижением массы путём возможности компенсации погрешностей изготовления конструкции и механических воздействий на нее после выведения на орбиту.

Потенциальные преимущества для космических сверхбольших телескопов могут иметь оптические системы с частично заполненной апертурой. По сравнению со сплошной апертурой они позволяют существенно уменьшить массу ОС.

Американский физик Gerard O'Neill в 70-х годах предложил концепцию космического составного телескопа с эквивалентным диаметром апертуры, равным 125 м, из 200 элементов диаметром 1 м. При массе каждого сегмента 200 кг общий вес зеркала составлял 40 т, что соответствовало нагрузке имеющихся и перспективных космических ракет.

Коэффициент заполнения апертуры такого телескопа был невелик и близок к 1%, однако он мог бы обладать рекордной разрешающей способностью. При размещении такого телескопа на геостационарной орбите даже учитывая недостатки, связанные с малым коэффициентом заполнения апертуры, разрешающая способность составила бы лучше 0,5 м.

Gerard O'Neill отмечал, что создание большого орбитального телескопа связано с серьезными политическими и этическими проблемами, и страна, собирающаяся вывести этот телескоп в космическое пространство, должна обещать, что не будет использовать его для наблюдения поверхности Земли (Синцов В.Н., Запругаев В.Ф., 1974). Ранее наблюдение Земли в космический телескоп описал К.Э. Циолковский: «Что было видно в телескоп и молвить страшно» (Циолковский К.Э., 1920).

Недостатки ОС с частично заполненной апертурой заключаются в потерях энергии (так как не вся апертура заполнена). Предельное разрешение частично

заполненной апертуры теоретически может быть близко к разрешению сплошной апертуры, однако реализуемое соотношение сигнал – шум невелико.

Трудности совместной юстировки отдельных элементов приводят к возрастанию aberrаций ОС в целом и потере её разрешения. В результате разрешающая способность может быть хуже предельно возможного дифракционного предела. Промежуточные пространственные частоты передаются хуже или полностью теряются.

Указанные выше недостатки компенсируются недоступным в других способах большим линейным размером синтезируемой апертуры и перспективами её дальнейшего неограниченного наращивания. Тем не менее реализовать предложенный 125 м телескоп при помощи оптико-механических способов синтеза апертуры в настоящее время не представляется возможным.

## 2. Интерферометрический синтез апертуры

Одним из путей преодоления трудностей оптико-механического сведения изображений составных элементов является интерферометрический синтез апертуры. В этом случае регистрируется не оптическое изображение, а интерференционная картина, по которой измеряется комплексная степень когерентности излучения, полученного с двух разнесенных в пространстве апертур (Токовинин А.А., 1988).

Основной задачей составных апертур в интерферометре является собирание потока излучения для улучшения отношения сигнал – шум. При этом требования к качеству поверхности составных зеркал существенно упрощаются. Однако в интерферометре сохраняется необходимость сведения волнового фронта с ошибкой не хуже четверти длины волны.

Суть интерферометрического синтеза апертуры состоит в измерении комплексной функции когерентности  $\eta(u, v)$  для каждой пары зеркал с вектором базы с координатами  $(x, y)$ . Комплексная функция когерентности  $\eta(u, v)$  равна преобразованию Фурье от распределения интенсивности излучения  $I(u, v)$  на пространственной частоте  $u=x^{-1}$  и  $v=y^{-1}$ .

Необходимо провести измерение  $\eta(u, v)$  для большого количества баз  $(x, y)$ , заполняющих область апертуры  $D$ . Распределение интенсивности изображения в этом случае рассчитывается обратным преобразованием Фурье. Разрешающая способность полученного распределения яркости определяется дифракцией на синтезированной апертуре с размерами области  $D$ .

Для построения изображения с высоким качеством требуется большое количество измерений с различным размером и ориентацией баз. На практике

полное заполнение апертуры базами невозможно и синтез проводится в условиях неопределённости. Влияние неполного заполнения воздействует на функцию передачи модуляции и ухудшает разрешающую способность.

### 3. Перспективная оптическая система с интерферометрическим синтезом изображения SPIDER

Существенный прогресс в оптике произошёл на рубеже 1980-х годов в результате появления одно-модовых световодов из кварцевого волокна, которые могут сохранять когерентные свойства передаваемого по ним излучения на значительное расстояние.

Это свойство волоконных световодов привело к бурному развитию лазерных систем передачи данных. В результате были созданы надёжные и компактные волоконно-оптические элементы: делители спектра, линии задержки, фазовращатели, делители и сумматоры сигналов и др.

Применение оптоволоконных технологий позволило создать высокочувствительные волоконные интерферометры и различные датчики физических величин на их основе.

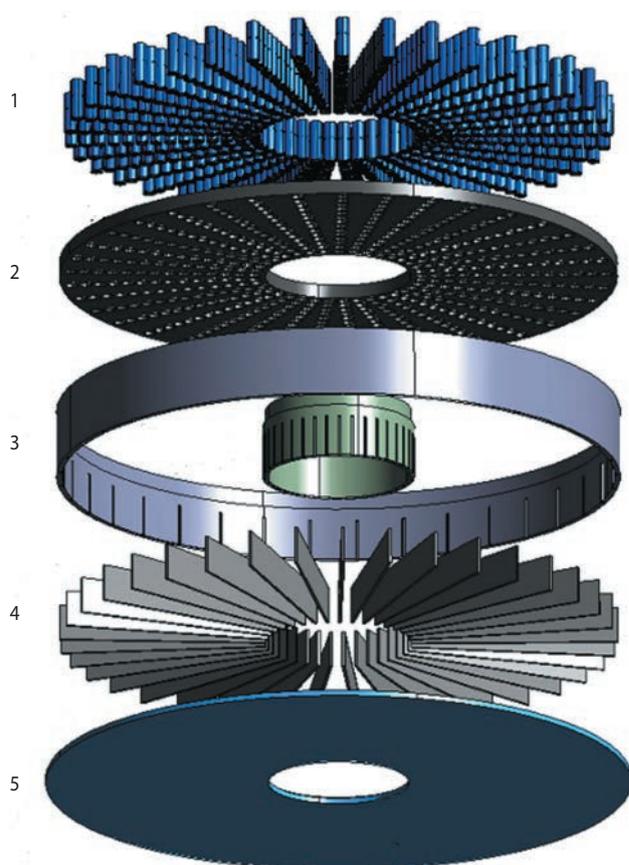
На основе оптоволоконных технологий фирмой Lockheed Martin Advanced Technology Center был создан прототип инновационной оптико-электронной системы с интерферометрическим синтезом апертуры (*SPIDER: Next generation chip scale image sensor*). Масштабируемая оптико-электронная система (ОЭС) называется Segmented Planar Imaging Detector for Electro-optical Reconnaissance (модульный плоский детектор изображений для электронно-оптической разведки) SPIDER.

Применение такой ОЭС предполагается в проекте DARPA SPIDER Zoom program (*Brainstorm with DARPA on a «100x Zoom Lens»*) (рисунок 3). Вариант её конструкции показан на рисунке 4.

Объединение субапертур интерферометра и детектирование излучения проводится на специально разработанных фотонных чипах.



**рисунок 3.** Варианты конструктивного исполнения ОЭС SPIDER



- 1 – массив бленд;
- 2 – массив микролинз;
- 3 – корпус;
- 4 – интегральные фотонные чипы;
- 5 – основание.

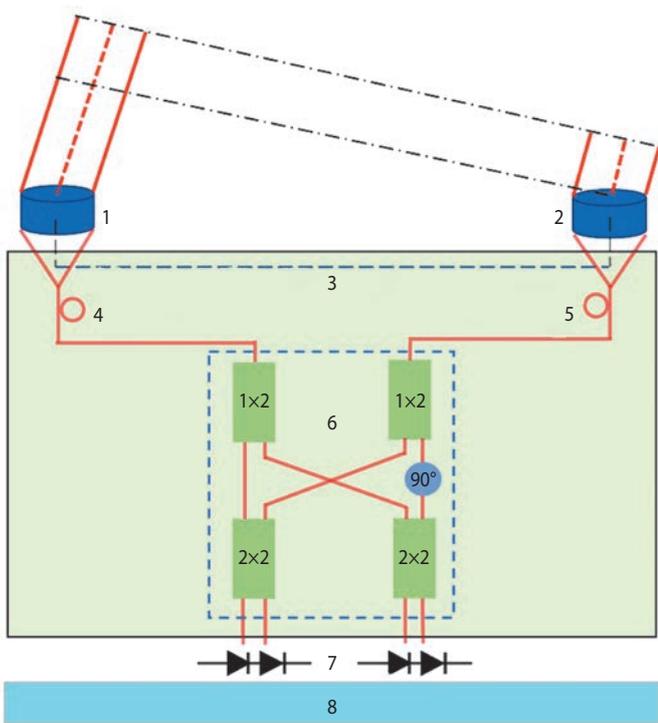
**рисунок 4.** Пример конструкции ОЭС SPIDER

На рисунке 5 приводится принципиальная схема ОЭС SPIDER.

Плоский детектор типа SPIDER (рисунок 4) основан на множестве оптических элементов 1, 2, которые предназначены для собирания энергии электромагнитного излучения. Оптические элементы попарно соединяются оптоволоконными линиями, образуя интерферометрические базы 3.

Пространственное распределение баз определяется исходя из требования равномерности заполнения *uv* плоскости пространственных частот. Базовые линии должны иметь различную длину и ориентацию в пространстве (рисунок 6, 7), образуя так называемую «безызыточную конфигурацию» (Токовинин А.А., 1988).

Фазирование волнового фронта для образования интерференционной картины производится при помощи оптических фазовращателей и линий задержки 4, 5. Для получения мультиспектрального изображения и уменьшения потерь в оптоволоконных линиях передачи в системе применяются спектрорделители.



1, 2 – оптические элементы, образующие интерферометр;  
 3 – базовая линия;  
 4, 5 – фазовращатели и линии задержки;  
 6 – оптический четырёхквadrатурный демодулятор с делителями 1×2 и 2×2 и фазовращателем на 90°;  
 7 – балансные фотозлектронные преобразователи;  
 8 – аналого-цифровой преобразователь и быстродействующая вычислительная система.

**рисунок 5.** Принципиальная схема устройства ОЭС SPIDER

Интерференция оптического излучения происходит в гибридном оптическом четырёхквadrатурном демодуляторе 6. Для преобразования сигнала в электрический ток применяется балансный твёрдотельный преобразователь 7 на основе твёрдотельных фотозлектронных умножителей (кремниевых лавинных диодов).

Применяемый тип демодулятора позволяет вычесть амплитудную и фазовую зависимость сигнала от времени и измерить функцию когерентности сигналов двух апертур. Принцип работы когерентного оптического детектора и его математическая модель подробно описан в (Khachaturian A., Fatemi R., Hajimiri A., 2021).

В результате интерференции в сумматоре получается суперпозиция интенсивностей различных волн, которую в общем виде можно представить выражением:

$$I(t) = I_1(t) + I_2(t) + 2\eta(I_1(t) I_2(t))^{0.5} \cos(\psi_1(t) - \psi_2(t) + \Delta\psi),$$

где  $I_1, I_2$  – интенсивность сигнала, получаемая с первой и второй апертуры;  $\psi_1, \psi_2$  – фаза, зависящая от времени (ширины полосы и частоты сигнала);  $\Delta\psi$  – постоянная разность фаз;  $\eta$  – степень когерентности излучения.

На выходе демодулятора формируется два квадратурных сигнала общего вида:

$$I(t) = 2\eta(I_1(t)I_2(t))^{0.5} \sin(\Delta\psi),$$

$$Q(t) = 2\eta(I_1(t)I_2(t))^{0.5} \cos(\Delta\psi).$$

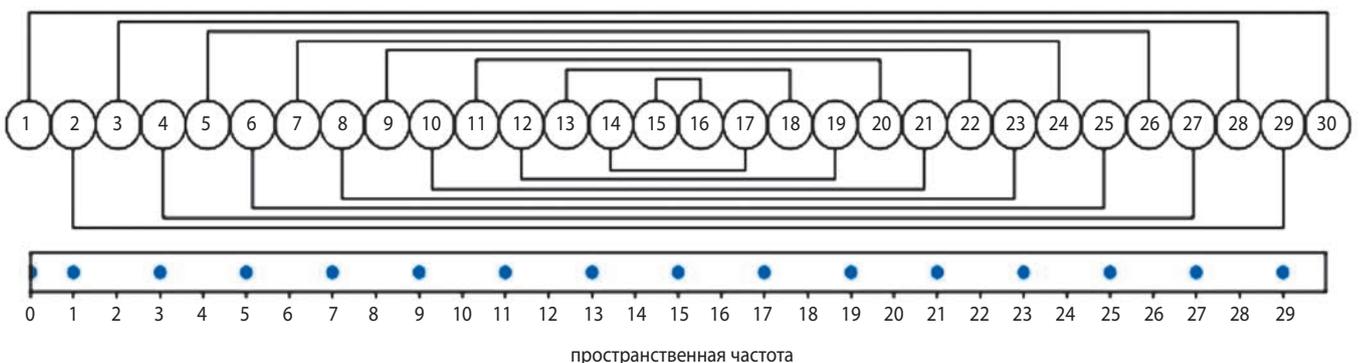
Они позволяют оценить разность фаз и степень когерентности излучения, формируемого двумя элементарными апертурами.

Оцифровка, накопление и дальнейшая обработка сигнала происходит в быстродействующей вычислительной системе 8.

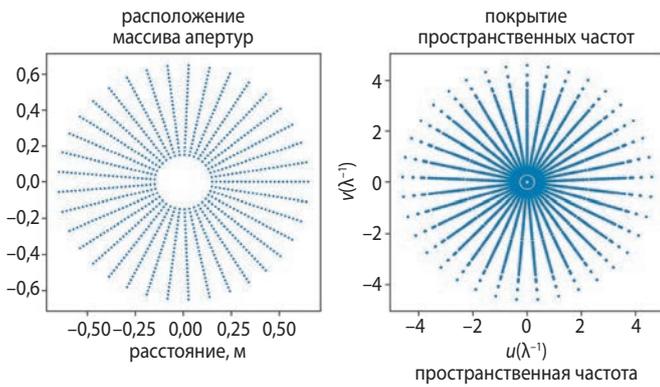
Принципы обработки и синтеза изображения схожи с применяемыми в радиолокации и радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой. В силу технических ограничений полного заполнения плоскости апертурами достигнуть невозможно. Поэтому синтезирование изображения осуществляется по не полным данным.

Для улучшения качества конечного изображения применяются дополнительные алгоритмы, в том числе основанные на нейронных сетях (рисунок 8).

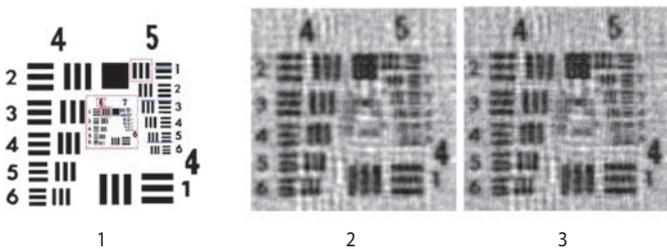
В настоящее время технология SPIDER проходит экспериментальную отработку. В ряде фирм созданы



**рисунок 6.** Пример схемы коммутации баз массива интерферометров и покрытие пространственных частот



**рисунок 7.** Расположение массива апертур, образующих интерферометры и покрытие области пространственных частот



**1** – тестовая мира;  
**2** – синтезированное изображение;  
**3** – улучшенное изображение.

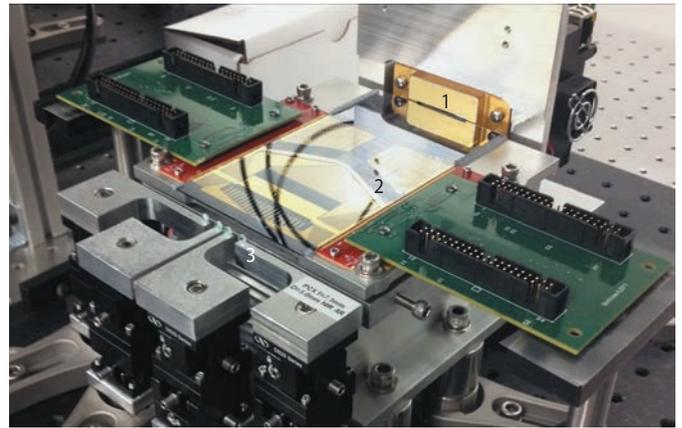
**рисунок 8.** Пример изображения ОЭС SPIDER

действующие образцы плоских интерферометрических детекторов и получены тестовые изображения (рисунок 9, 10). Отрабатываются различные способы оптимизации конструкции и обработки изображений. Таким образом, оптический интерферометрический синтез апертуры стал реальностью и в ближайшее время будут созданы образцы ОЭС, пригодные для практического использования.

Вместе с тем интерферометрический синтез апертуры имеет не только преимущества, но и недостатки.

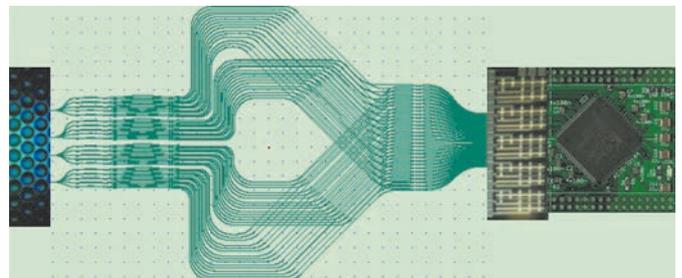
#### **4. Анализ основных характеристик оптико-электронных систем с интерферометрическим синтезированием апертуры**

Теория получения изображения некогерентных объектов при помощи синтезированной апертуры с дискретными элементами изложена в ряде работ (Gabor D., 1946; Gan W.S., 1971). Количество формируемых независимых элементов изображения определяется возможным сочетанием не коррелированных баз интерферометра.



**1** – фотоприёмник;  
**2** – интегральная фотонная микросхема;  
**3** – линзовый массив.

**рисунок 9.** Макет ОЭС SPIDER (DARPA)



**рисунок 10.** Интегральная фотонная микросхема (чип)

Общее количество элементов изображения по теореме Д. Габора (Gabor D., 1946) оценивается выражением:

$$N_{\text{и}} \approx 0,5N_{\text{а}}^2 + 1,$$

где  $N_{\text{а}}$  – количество элементарных апертур.

Особенностью многоэлементного интерферометра является то, что информация теоретически может быть получена с использованием какого угодно малого диаметра элементов составной апертуры. Однако диаметр элементарных субапертур не может быть сколь угодно мал, так как он ограничивает возможность наблюдения слабых объектов. Площадь субапертуры определяет требуемое время накопления и отношение сигнал – шум с учётом фотонного шума и необходимости преодоления порога шума считывания и электронного тракта.

Угловая разрешающая способность ОЭС определяется максимальным размером базы:

$$\gamma \approx \lambda / D_{\text{max}},$$

где  $D_{\text{max}}$  – максимальный размер базы интерферометра.

Таким образом, для обеспечения требуемого количества элементов изображения необходимое количество апертур определяется выражением:

$$N_a \approx (2N_n - 2)^{0,5}.$$

Соответственно требуемое угловое поле зрения ОС с учётом количества элементов изображения определяется выражением:

$$\beta_{тр} \approx \gamma N_n^{0,5} \approx \lambda N_n^{0,5} / D_{max}.$$

Теоретически угловое поле зрения определяется минимальным размером, соответствующим элементарному угловому разрешению субапертуры:

$$\beta \approx \lambda / D_a,$$

где  $D_a$  – диаметр элементарной ОС, образующей интерферометр.

Данное ограничение устраняется путём регистрации сигнала с заданного углового размера:

$$\beta \approx M \lambda / D_a,$$

где  $M$  – условное количество элементов разрешения, содержащихся в поле зрения элементарной ОС.

Суммирование сигнала с заданной площади может быть реализовано различными способами, например, при помощи оптоволоконной матрицы с числом элементов  $S = M^2$ .

Предельно возможная площадь составной апертуры ограничена общей площадью, коэффициентом заполнения и количеством субапертур:

$$S_a \approx 0,25 \pi k_3 D_{max}^2 / N_a,$$

где  $k_3$  – коэффициент заполнения.

Соответствующий предельный диаметр апертуры элементарной ОС:

$$D_a \approx 2(S_a / \pi)^{0,5} \approx D_{max}(\pi k_3 / N_a)^{0,5}.$$

Предельный диаметр элементарной ОС ограничен величиной:

$$D_a \leq k_3 D_{max} / N_a^{0,5}.$$

Приведённые выражения позволяют оценить основные характеристики ОЭС типа SPIDER.

В таблице приводится оценка, какие параметры мог бы иметь телескоп, предлагаемый O'Neill в 1970-х годах для наблюдения с геостационарной орбиты на основе ОЭС с интерферометрическим синтезом апертуры типа SPIDER.

Зададим требование обеспечения квадратного кадра с шириной 10000 пикселей с общим информационным объёмом изображения в 100000000 пикселей, что соответствует минимальным требованиям к современным КА ОЭН.

Число Штреля (концентрация энергии в радиусе дифракционного пятна) для ОЭС с интерферометрическим синтезом оценивается величиной не лучше 0,3...0,5. Таким образом, реальное пространственное разрешение такой ОЭС может быть в 2-3 раза хуже предельного возможного дифракционного ограничения. Однако возможность реализации большого

**таблица** – Оценка параметров гипотетической крупногабаритной ОЭС с интерферометрическим синтезом изображения

наименование параметра	оценка значения
диаметр апертуры, м	125
длина волны, мкм	0,65
дальность наблюдения, м	42000000
ширина кадра, пиксель	10000
объём изображения, пиксель	100 000 000
количество элементарных апертур	14142
угловая разрешающая способность, угл. с	0,001
угловое поле зрения, угл. с	11
коэффициент заполнения площади	0,3
диаметр составных апертур, м	1,0
количество элементов разрешения в поле зрения элементарной ОС	82
проекция элемента разрешения на местности, м	0,25
полоса захвата, м	2000

размера апертуры по сравнению с обычными ОС компенсирует этот недостаток.

Тем не менее для практической реализации крупногабаритной ОЭС типа SPIDER необходимо обеспечить решение следующих проблем:

- фокусировки ОЭС путём сведения фаз оптоволоконных каналов с погрешностью не более четверти длины волны;
- компенсации температурных уходов и поддержание фокусировки на интервале времени экспонирования;
- совмещения полей зрения элементарных субапертур с высокой точностью;
- обеспечения ошибки угловой стабилизации не хуже элемента углового разрешения за интервал времени накопления сигнала;
- защиты крупногабаритной конструкции от вибраций;
- роботизированной сборки модульной конструкции в космосе.

Основным направлением обеспечения фазовой стабильности информационного тракта интерферометрической ОЭС является развитие интегральных оптоволоконных элементов (микросхем), которые выполняются на размеростабильном основании и содержат в себе линии задержки, управляемые фазовращатели, сумматоры и делители сигнала с детекторами изображения.

Управление фокусировкой и адаптация сложной ОЭС требует дальнейшего развития алгоритмического обеспечения.

Техническое решение проблем угловой стабилизации и наведения визирной оси возможно с применением адаптивных микромеханических систем.

## **заключение**

Развитие оптоволоконных технологий и твёрдых детекторов излучения в настоящее время позволило объединять в единую систему множество элементарных ОС.

В результате был создан и новый тип ОЭС с интерферометрическим синтезом апертуры на основе множества интерферометров типа Майкельсона. Такие ОЭС лишены недостатков, связанных с необходимостью оптико-механического синтеза апертуры путем высокоточного сведения изображений. В ОЭС нового типа синтезирование изображения аналогично радиолокации и радиоастрономии осуществляется в цифровом виде программным путём.

За рубежом в настоящее время осуществляется практическая отработка различных конструкций таких ОЭС.

Наиболее перспективным является развитие метода интерферометрического синтезирования апертуры, что позволит существенно увеличить размер и разрешающую способность перспективных ОЭС с меньшей удельной массой по сравнению с существующими.

## **список литературы**

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

*Клименко Н.Н., Занин К.А.* Космические системы оптико-электронного наблюдения между прошлым и будущим. Часть 1. Трансформация концепции создания и применения космических средств оптико-электронного наблюдения на рубеже эпох // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 69-83.

*Синцов В.Н., Запругаев В.Ф.* Апертурный синтез в оптике // Успехи физических наук. 1974. Т. 114, вып. 4. С. 655-676.

*Токовинин А.А.* Звездные интерферометры. М.: Наука, 1988. 160 с.

*Цюлковский К.Э.* Вне Земли: повесть. Калуга, 1920. 118 с.

*Brainstorm with DARPA on a «100x Zoom Lens»* // URL: <http://www.darpa.mil> (дата обращения: 16.09.2024).

*DARPA developing giant folding space telescope* // URL: <http://www.darpa.mil> (дата обращения: 16.09.2024).

*Gabor D.* Theory of Communication // J. Inst. Elect. Eng., 93, Part III. 1946. P. 429-457.

*Gan W.S.* Generalizations of Gabor's Theory – The theory of Multi-Beam Holographic Interferency // Acoustical Holography. Boston: Springer, 1971. P. 363-396.

*Khachaturian A., Fatemi R., Hajimiri A.* IQ Photonic Receiver for Coherent Imaging with a Scalable Aperture // Open journal of solid-state circuits society. 2021. Vol. X, № Y.P. 1-8.

*NPS New Home for Giant Segmented-Mirror Space Telescope* // URL: <https://nps.edu/-/nps-new-home-for-giant-segmented-mirror-space-telescope> (дата обращения: 16.09.2024).

*SPIDER: Next generation chip scale image sensor* // URL: <https://amostech.com> (дата обращения: 16.09.2024).

*Статья поступила в редакцию 16.09.2024*

*Статья после доработки 23.09.2024*

*Статья принята к публикации 27.09.2024*

## ВЕРОЯТНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ РОБОТОТЕХНИКИ



**А.П. Софьин<sup>1</sup>,**  
доцент, кандидат  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**A.P. Sofin**

*В связи с бурным развитием в последние десятилетия робототехники, внедрением искусственного интеллекта практически во все сферы деятельности возникла необходимость пересмотреть и систематизировать космические робототехнические устройства. В статье приводится анализ существующих космических роботов, а также возможные направления развития космической робототехники.*

*Ключевые слова:*

*космическое пространство;  
космические роботы;  
манипулятор;  
самодвижущие устройства;  
амёбодный способ движения.*

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.010

### **введение**

Использование роботов в различных областях жизнедеятельности человека становится все более актуальным (Ардашов А.А. и др., 2018; Сасункевич А.А. и др., 2017). При рассмотрении конструктивных особенностей выполнения и условий применения роботов их можно разделить на различные группы.

<sup>1</sup> Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

## PROBABLE DIRECTIONS FOR THE DEVELOPMENT OF SPACE ROBOTICS



**И.Г. Уханов<sup>1</sup>,**  
доцент, кандидат  
технических наук,  
vka@mil.ru;  
**I.G. Ukhanov**

*Due to the rapid development of robotics in recent decades, the introduction of artificial intelligence into almost all areas of activity, there has been a need to review and systematize space robotic devices. The article provides an analysis of existing space robots, as well as possible directions for the development of space robotics.*

*Keywords:*

*outer space;  
space robot;  
manipulator;  
self-propelled devices;  
amoeboid mode of movement.*

Обычно такое разделение связывают: с традициями создания и историей появления тех или иных конструктивных решений; с непосредственными задачами использования того или иного робота; с местом и условиями непосредственного использования; с особенностями конструирования.

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

Развитие космических роботов активизируется только в последнее время. К настоящему времени наработан значительный опыт и накоплены знания только в отношении манипуляторов. Для них целесообразно акцентировать внимание на двух группах требований:

- определяющих возможность применения устройств и материалов манипулятора в условиях космического пространства;
- связанных с особенностями выполнения манипуляторами манёвров и движением их отдельных узлов и звеньев.

Функциональное назначение, вид роботов и их элементов должны уточняться для конкретных условий последующего их применения в космическом пространстве. В этом качестве могут выступать: широкий температурный диапазон применения; низкое давление; специфические гравитационные условия; наличие космической радиации; метеорные потоки; межпланетная пыль; космический мусор; химическое взаимодействие конструкционных материалов и космических объектов.

Основные направления создания роботов тесно связано с конструктивными вариантами их исполнения и выполняемыми ими задачами. Таким образом, можно определить основные группы таких устройств:

- манипуляторы;
- планетоходы;
- природоподобные объекты.

Заимствование образцов и конструкций из состава наземной техники являлось вполне логичным путём развития космической робототехники.

## 1. Манипуляторы

Преимущественные тенденции развития космических манипуляторов связаны как раз с их широким внедрением на Земле и определены развитием функциональных возможностей технических средств, оперирующих непосредственно в космическом пространстве. При этом контактно-силовое воздействие направляется на элементы относительно небольших по размерам аппаратов, станций и оборудования. Работоспособность элементов манипулятора необходимо обеспечить в условиях космического пространства: при перепадах температур и давлений; ударном воздействии со стороны космических частиц и космического мусора.

В космических условиях первыми начали использоваться перенесённые с земных производств и технологических комплексов аналоги манипуляторов различных типов. Основные вопросы их создания и применения полностью соответствуют уже заложенным на земле требованиям и направлениям развития робототехники. Отличия формируются только

в рамках условий космического пространства. Независимо от выбранных при проектировании функций все космические работы должны, в общем случае, иметь в своём составе манипуляционную систему (системы) и устройство для передвижения (двигатель). В качестве главного элемента манипуляционной системы выступает механический манипулятор. Он представляет собой выбранную совокупность плоских или пространственных механизмов (частей) на основе различных кинематических цепей, обеспечивающих движение относительно стойки (опоры, фундамента или основания). Такие цепи чаще собираются из звеньев, образующих кинематические пары с вращательным или поступательным относительным движением и системой приводов. Следует отметить не только космические условия, но и особенности конструкции манипулятора и возможные траектории движения как инструментальной части оборудования, так и отдельных звеньев.

По функциональному назначению можно выделить два типа манипуляторов:

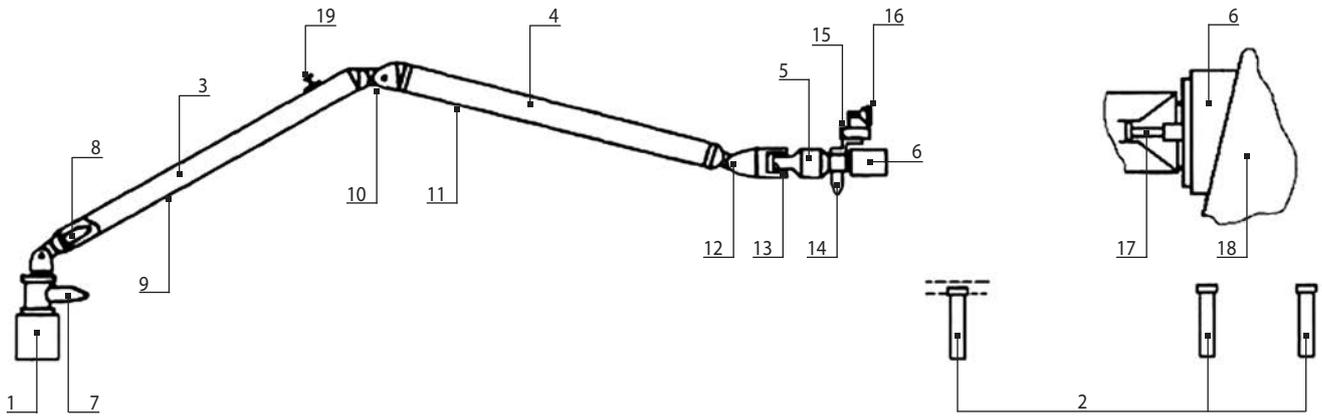
- предназначенные для выполнения сервисных операций над различными техническими и природными объектами;
- входящие в состав средств передвижения.

Уровень развития техники и технологии производства обеспечивает технологическую возможность создания практически любых элементов манипуляторов, при этом реализуемость производственных задач определяется сложностью космического производства и стоимостью работ.

Среди основных требований при создании аналогичного оборудования следует отметить:

- технологическую и экономическую возможность проектирования и реализации устройства на уровне необходимой функциональности в установленных условиях;
- возможность дальнейшего развития и модификации конструкции;
- обеспечение необходимого уровня унификации и стандартизации конструктивных элементов с ориентацией на дальнейшее серийное производство;
- достижение требований по оптимальной компактности и весу;
- эксплуатационные параметры должны соответствовать заданному набору задач (выбранному набору операций).

Работа по созданию космических манипуляторов тесно связана с уменьшением массы всех элементов и узлов и применением безззорных, герметичных соединений. Широкое применение манипуляторов связано с их широкой функциональностью и традиционными задачами, выполняемыми в рамках транспортно-перевозочных и подъёмно-перегрузочных работ.



**1** – корень манипулятора; **2** – ложементы; **3** – плечевое звено; **4** – локтевое звено; **5** – кистевое звено; **6** – устройство захватное; **7** – шарнир рыскания плеча; **8** – шарнир тангажа плеча; **9** – труба соединительная; **10** – шарнир тангажа локтя; **11** – соединительная труба; **12** – шарнир тангажа кисти; **13** – шарнир рыскания кисти; **14** – шарнир ротации кисти; **15** – телекамера; **16** – светильник; **17** – элемент такелажный; **18** – объект манипулирования; **19** – такелажный элемент плечевого звена.

**рисунок 1.** Схема манипулятора

Структура и состав кинематической схемы космического манипулятора должна обеспечить подачу исполнительного (рабочего) органа в нужную точку пространства и проведение сервисных операций над некоторым техническим или природным объектом.

Можно определить основные функциональные параметры и группы свойств космических манипуляторов:

1. Функциональные параметры: грузоподъемность; размеры рабочей зоны; быстродействие; точность позиционирования.

2. Соответствие условиям или вводимым ограничениям: необходимость превышения массы объекта манипулирования (не менее, чем на 10%); размерам, форме и расположению рабочих зон, обслуживаемого оборудования; числу требуемых рабочих позиций; способам подачи и удаления объекта из рабочей зоны самого манипулятора.

3. Особенности построения кинематических схем: количество и тип кинематических пар; число звеньев; конфигурация рабочего пространства; размещения привода.

Становится очевидным, что функциональность работа достигается необходимой подвижностью его манипулятора, его размерами и точностью, и оперативностью вывода инструмента в заданную точку пространства. Число степеней подвижности должно учитывать структурные условия (геометрические ограничения), а учёт количества внутренних связей в кинематических парах отдельных механизмов должен дополняться способами компоновки элементов самого манипулятора. Если рассматривать уже имеющиеся и типичные схемы манипуляторов, то стоит отметить следующие характерные особенности:

- необходимость приближения конструкции к схеме «руки»;
- именно конструкция определяет число степеней подвижности и функциональные возможности манипулятора.

Развитие манипуляционных систем чаще связывают с операциями погрузки-разгрузки, проводимыми на земле и в космосе с объектами, грузами, аппаратурой и самими манипуляторами. К настоящему времени они выполняют и ранее не свойственные им функции: захват, локальное маневрирование и швартовку аппаратов. К типичным примерам разработанных за последние десятилетия космических роботов следует отнести манипуляторы космических кораблей «Спейс Шаттл» (Space Shuttle) и «Буран». В первом случае дистанционно-управляемый манипулятор (Remote Manipulator System, RMS, или Shuttle Remote Manipulator System, SRMS) Canadarm (рисунки 1 и 2) разработан и изготовлен фирмой SparAerospace ещё в 1975 году.

Манипулятор Canadarm долгое время был не просто основным, но единственным космическим манипулятором с несколькими сегментами, то есть построенным по принципу человеческой руки. Выполненный по аналогичной схеме манипулятор «Бурана» представлен на рисунке 1.

С появлением и решением задач на международной космической станции (МКС), появился новый манипулятор Canadarm-2, имеющий семь шарниров: крена плеча (shoulderroll), рыскания плеча (shoulderyaw), тангажа плеча (shoulderpitch), тангажа локтя (elbowpitch), тангажа кисти (wristpitch), рыскания кисти (wristyaw) и крена кисти (wristroll).

На рисунках 2–5 представлены варианты использования Canadarm и Canadarm-2. Практически весь



**рисунок 2.** Манипулятор Canadarm во время миссии Дискавери STS-116



**рисунок 3.** Захват расположенного в грузовом отсеке шаттла Discovery телескопа Хаббл (HubbleSpaceTelescope) в процессе выведения его на орбиту в апреле 1990 года

спектр современных космических манипуляторов связывают с МКС и орбитальными кораблями.

Современные манипуляторы характеризуются значительным числом степеней подвижности (таблица). Конструкция и число степеней подвижности для различных устройств, практически, совпадают или достаточно близки. К настоящему времени широкий диапазон решаемых вопросов позволил накопить значительный опыт создания устройств манипуляторного типа. Общий подход к обеспечению функциональности разрабатываемых устройств может меняться в зависимости от места установки и использования.

К примеру, робот European Robotic Arm (ERA) разработан для размещения на базовых точках крепления на российской научной энергетической платформе (НЭП). Но в мае 2021 года манипулятор ERA был установлен на многофункциональный лабораторный модуль «Наука» из-за отказа от энергетической платформы. Дальнейшее использование этого устройства, связанное с его состоянием, находится под вопросом.

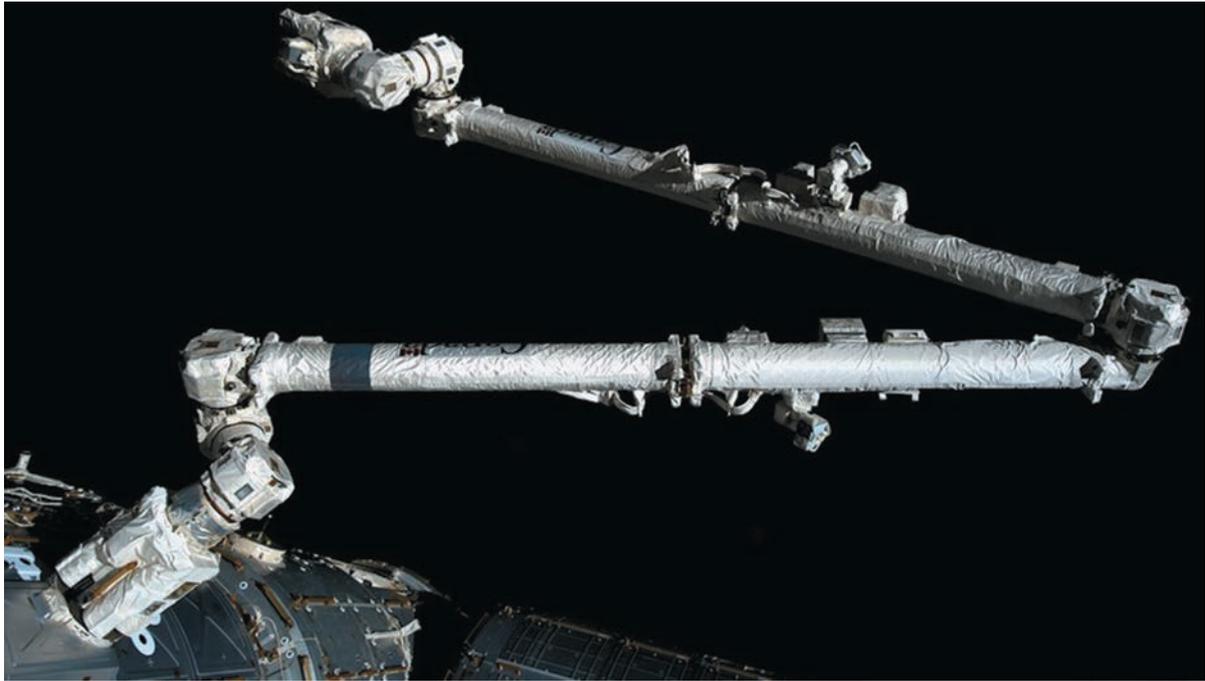
При создании манипулятора должны быть учтены все значащие факторы космической среды и условия применения. Эффективность использования манипулятора определяется связанными с геометрией манипулятора свойствами достижимости и манипулятивности.

## 2. Планетоходы

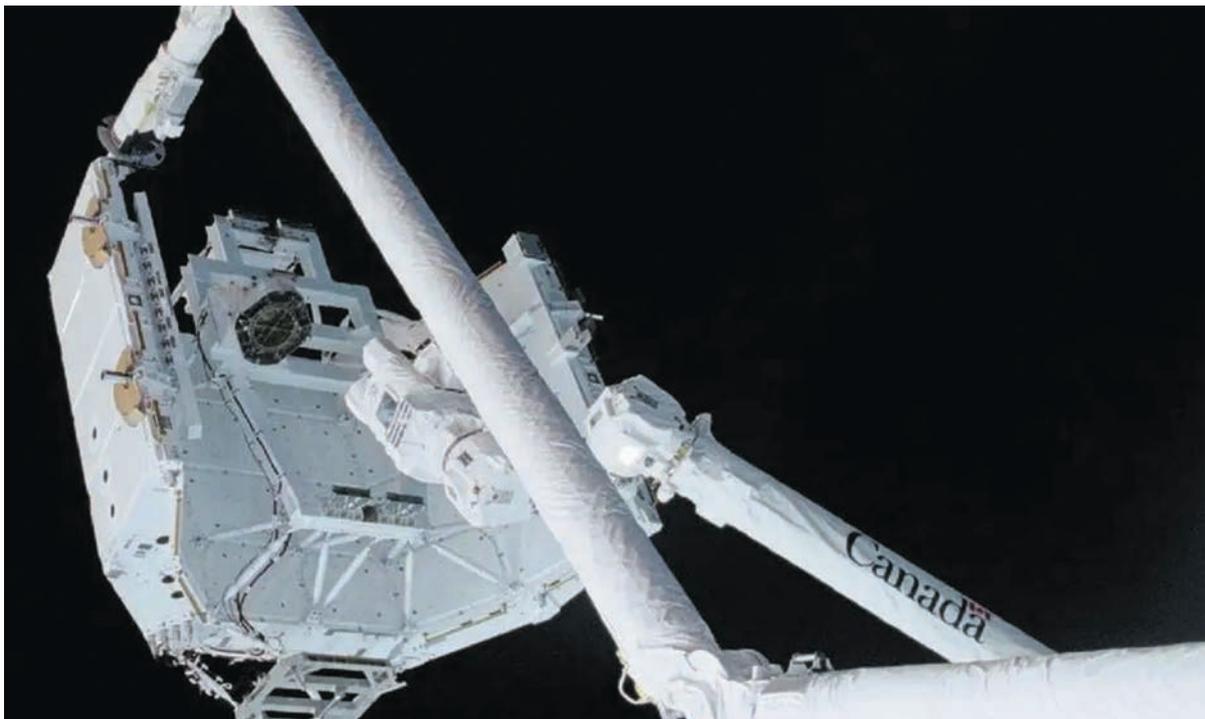
В последнее время некоторые страны (Россия, США, Китай, Индия, Евросоюз) заявили о своих амбициозных планах по освоению в ближайшие десятилетия Луны и Марса.

Реализация таких программ невозможна без предварительных разведывательно-исследовательских миссий с применением планетоходов. Планетоход – это транспортное средство, предназначенное для передвижения по поверхности других планет, спутников или астероидов. Такие аппараты должны выдерживать перегрузки, существенные перепады температур и воздействие космической радиации.

За десятилетия космической деятельности были созданы различные варианты аппаратов для исследования других планет. В качестве первичных, хорошо известных устройств такого типа можно считать «ЛУНОХОД-1, -2» (рисунок 6) – серию советских дистанционно управляемых самоходных аппаратов-планетоходов для исследования Луны, современные роботы-марсоходы Spirit и Opportunity (рисунок 7), кроме того, уже сейчас созданы устройства, способные летать в условиях разреженной атмосферы планет солнечной системы (рисунок 8), а в недалёком будущем возможно появление роботов для перемещения в подпланетном пространстве.



**рисунок 4.** Внешний вид Canadarm-2



**рисунок 5.** Совместная работа Endeavour Canadarm и Canadarm-2

**таблица** – Общая информация по современным космическим манипуляторам

наименование	Canadarm (SRMS)	Canadarm-2 (SSRMS)	Dextre (SPDM)	JEMRMS	ERA	«Аист» (для «Бурана»)
характеристика						
страна	Канада	Канада	Канада	Япония	Нидерланды	СССР
тип	механическая рука	механическая рука	составной манипулятор	механическая рука	механическая рука	механическая рука
статус	выведен из эксплуатации	в эксплуатации	в эксплуатации	в эксплуатации	с 2022 года – не ясно	проект закрыт
количество степеней подвижности	6	7	–	6	6	6



1 – магнитометр; 2 – всенаправленная антенна; 3 – остронаправленная антенна; 4 – солнечная батарея; 5 – верхняя навигационная ТВ-камера; 6 – нижние навигационные ТВ-камеры; 7 – уголкового отражатель; 8 – выносной блок аппаратуры «РИФМА»; 9 – герметический контейнер с научными приборами; 10 – панорамные ТВ-камеры; 11 – прибор оценки проходимости (ПрОП); 12 – штыревая антенна; 13 – мотор колеса.

**рисунок 6.** Схема «ЛУНОХОДА-2»



**рисунок 7.** Роботы-марсоходы Spirit и Opportunity



**рисунок 8.** Ingenuity – небольшой летающий дрон для тестирования технологии полётов на Марсе, вошёл в состав миссии NASA Марс-2020

В наземном варианте группа этих устройств получила активное развитие, начиная с первой половины прошлого века. Очевидно, что передвижение на космических объектах более удобно организовать с помощью аналогов разработанного на Земле оборудования.

К типовым роботам можно отнести самодвижущие устройства транспортного типа – танкетки, краны, разминированные устройства, заменители персонала по мелким вопросам, транспортировщики и даже охранные механизмы. Их использование в космосе получит широкое применение после выхода на реальные объекты, имеющие значительные размеры. Например, на спутники и планеты (Луна, Марс). Несмотря на внешнее различие с манипуляторами, для обеспечения требуемой функциональности их состав определяется следующими признаками:

1. Связанные с внешней функциональностью: наличие связи; дистанционное или автономное управление; информационное накопление данных; наличие исполнительных органов; обеспечение возможности выполнения дополнительных задач.

2. Внутреннего устройства – внутренние и непосредственные функции, обеспечивающие передвижение: организация привода и непосредственного передвижения; организация энергообеспечения; способы управления (дистанционное или автономное).

3. Формирование состава конструкции: типы модулей и устройств передвижения, обеспечения готовности, приёма и обработки информации; типы модулей сбора, приёма и трансформации; вид конструктивных модулей (элементов) для выполнения операций.

Главная задача данной группы устройств – размещение и транспортировка на своей базе различного типа технических средств. В космосе роботы будут часто и долгое время служить для прямой замены людей. В настоящее время их связывает очевидный общий признак – они работают под управлением человека. В то же время в космосе приобретает более высокое значение возможность самостоятельной работы роботов. Соответственно и подход к безопасности персонала должен быть иным. Таким образом, целью дальнейших технических разработок могло бы стать создание автономных машин, способных не только функционировать в заданных условиях, но и имеющих возможность формировать решение на проведение операций без участия человека. Дополнительной проблемой при этом может стать распознавание своих и чужих устройств.

Существует достаточно глубокая оценка достоинств и недостатков наземных роботов. Это, в первую очередь, связано с расширением использования роботов в качестве военных устройств в последние десятилетия. На современном этапе развития техники

подавляющее большинство роботов по существу являются опытными образцами, которые проходят лабораторные, полевые и натурные испытания. Речь о самостоятельности аппаратов и полной замене человека пока не идёт. Кроме того, проблема заключается в разных подходах к созданию техники, большом количестве участвующих в создании организаций и остающейся осторожности при обеспечении реализуемости отдельных признаков, в том числе связанных с управлением аппаратами. Дополнительно следует отметить высокую стоимость работ. В настоящее время чаще всего речь идёт о переделке или частичном, или полном приспособлении уже существующих промышленных образцов техники.

Можно уверенно говорить о появлении значительного опыта создания робототехнических устройств, который может с некоторыми ограничениями быть перенесён для космических условий и на космические объекты. С точки зрения функциональности устройств возможно говорить о полном переносе функций или о частичном использовании возможностей оборудования с учётом космических условий, а также о соединении функций имеющихся устройств. Наряду с дистанционным управлением может рассматриваться нахождение принимающего решение оператора внутри машины или на отдельном подвижном пункте.

Опыт разработки современных наземных устройств позволяет выделить две подгруппы роботов: свыше и до одной тонны. Конструкция, тип и состав оборудования данных аппаратов определяется функциональным назначением роботов, решающих задачу по замене или усилению возможностей человека, а также обеспечения безопасности его работы. В идеальном случае робот должен обладать искусственным интеллектом.

Таким образом, наряду с манипуляторами, формируется вполне очевидное направление – переоборудование существующих изделий или создание на их базе новых образцов, выполняющих нужные функции.

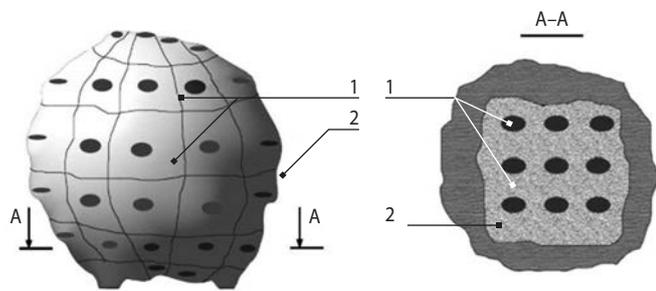
### 3. Природоподобные формы

В последнее время следует обратить внимание на рост интереса к природоподобным формам и процессам (*Указ Президента Российской Федерации от 02.11.2023 № 818*). Широкий переход к «природным» признакам связан с необходимостью выполнения сложных операций, проходящих за пределами возможностей человека и отличающихся крайней уникальностью. Кроме того, появилась возможность экспериментального исследования новых идей, появления и проверки новых конструкций и, наконец, способов разработки и создания уникальных



- 1 – робот-гусеница;
- 2 – робот-краб;
- 3 – робот-птица.

рисунок 9. Образцы моделей природоподобных роботов



- 1 – отсек корненожки;
- 2 – внешняя оболочка.

рисунок 10. Внешняя оболочка устройства, реализующего амёбоидный вариант передвижения



рисунок 11. Роботы, основанные на механике движения ленточных червей

технических устройств. Среди появившихся в последнее время моделей можно встретить настоящий «зоопарк» роботов: робот-осьминог, робот-ястреб, робот-краб, робот в виде хобота африканского слона и другие устройства (рисунок 9). В отдельных случаях наблюдается элементарное желание создателей представить что-нибудь удивительное и не созданное до сего времени. Можно только надеяться на создание сложных и, одновременно, реально необходимых конструкций.

Таким образом, появляющиеся устройства можно отнести к третьей группе. Очевидные моменты использования новых устройств – подгруппы:

- роботов, способ движения которых не использовался до настоящего времени или недостаточно широко применялся;
- роботов, созданных под очень узкое функциональное предназначение;
- роботов для первоначального развлечения, когда его возможности позволяют достигнуть положительного эффекта в дальнейшем.

Детальное изучение вариантов реализации каждого способа движения показывает значительное число их разновидностей, и оно полностью зависит от конкретных условий и реализуемых функций. Наряду с типовыми, необходимо также учитывать наличие множества переходных и комбинированных форм движений и типов конструкций.

Становится более удобным выбор конструкций и движителей, повторяющих что-то существующее и связанное с имитационным клонированием типичных природных движений, уже использованное в технике. Но более интересен анализ до настоящего времени не применяемых процессов и признаков тех или иных природных явлений.

Для примера рассмотрим два варианта перспективных устройств: с одной стороны, это амёбоидный движитель, с другой – появляющиеся роботы-червяки различных конструкций. В обоих случаях признаки связаны с очевидным перераспределением массы внутри устройства.

Амёбоидный способ движения, характерный для амёб, а также некоторых клеток у многоклеточных животных (например, лейкоцитов крови человека) остаётся к настоящему моменту времени практически не используемым в технике. На основе изучения движения амёб можно предложить ещё один способ передвижения современных роботов и транспортных средств. Для него потребуются использовать корпус, позволяющий проводить перераспределение внутренней массы (Горшков Л.К. и др., 2022; Софьин А.П. и др., 2023). Выбранные способы изменения формы или элементов корпуса определяют уровень возможности разработки различных вариантов конструкций (Софьин А.П. и др., 2024).

Рассмотрение амёбоидного способа движения показывает его основной отличительный признак – отказ от колёс или гусениц, которые однозначно определяют главный недостаток существующих и широко используемых средств передвижения – довольно низкую проходимость и надёжность. При функционировании робота, использующего амёбоидный способ движения, естественным образом исчезает необходимость учёта многих факторов окружающей среды. На рисунке 10 представлен вариант выполнения внешней оболочки устройства, реализующего амёбоидный вариант передвижения (*Горшков Л.К. и др., 2022*).

Узко специфические особенности использования приводят к появлению роботов, движение которых учитывает специфику движения живых существ. Например, учёные из Шотландии создали роботов, имитирующих движение ленточных червей (рисунок 11).

Разработка инженеров может применяться в протезировании, спасательных операциях и промышленности. Причём, перспективы применения этими направлениями далеко не ограничиваются.

## заключение и перспективы развития

Наряду с существующими направлениями развития, всё шире рассматривается возможность заимствования для технических устройств (роботов и транспортных агрегатов) природных процессов и явлений, позволяющих расширить диапазон применимости транспортных, сервисных и иных средств и снижающих уровень их воздействия на объекты окружающей природной среды.

В основе создания любого робота стоят два однозначных момента: функциональное назначение, конкретные условия применения.

Возможно выделить приоритетные признаки и направления, связанные с особенностями эксплуатации и условиями применения. Отметим, что за неопределённостью применения и неясным целевым назначением могут скрываться вполне очевидные задачи, которые авторы не желают афишировать по той или иной причине.

Предполагается, что в настоящее время будут параллельно развиваться все варианты конструкции робототехнических устройств. Непосредственно эффективность применения космических роботов пока все ещё остаётся под вопросом по следующим причинам:

- автономные аппараты полноценными роботами не являются, так как лишены искусственного интеллекта;
- до сих пор не существует единого сформированного подхода к целевому использованию роботов.

Опыт создания разноплановых систем позволил конкретизировать перспективные разработки в рамках следующих направлений:

- подбор манипуляционных и иных систем под конкретные условия;
- разработка устройств, имитирующих полностью или частично природные объекты;
- создание универсальных систем, как развитие традиционных устройств и получающих развитие в рамках дополнительных требований;
- появление робототехнических устройств на абсолютно новых, возможно неизвестных принципах.

По мере развития робототехнических устройств возможно выделение ещё одной группы – бытовых устройств. По всей видимости, более широкое внедрение искусственного интеллекта в эти изделия позволит перейти к созданию широкофункционального оборудования.

При этом очевидным ограничением должна стать сама технологическая и экономическая возможность реализации того или иного проекта, а в дальнейшем и возможность дальнейшего развития и модификации конструкции.

## список литературы

*Ардашов А.А., Сасункевич А.А., Софьин А.П., Федорова Л.А.* Обоснование геометрических параметров звеньев манипулятора космического робота // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2018. № 660. С. 130-137.

*Горшков Л.К., Софьин А.П., Федорова Л.А., Уханов И.Г.* К вопросу о разработке и создании устройств с амёбоидными движителями // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 52-56.

*Сасункевич А.А., Софьин А.П., Федорова Л.А.* Факторы космического пространства и защита космических роботов от внешнего воздействия // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2017. № 656. С. 170-175.

*Софьин А.П., Федорова Л.А., Горшков Л.К., Уханов И.Г.* О режимах плоского движения космического робота, имеющего аморфные признаки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 51-57.

*Софьин А.П., Федорова Л.А., Уханов И.Г., Кукушкин И.О.* Конструктивные особенности космического робота с амёбоидным движителем // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 91-96.

*Указ Президента Российской Федерации от 02.11.2023 № 818 «О развитии природоподобных технологий в Российской Федерации».*

*Статья поступила в редакцию 04.12.2024*

*Статья после доработки 10.12.2024*

*Статья принята к публикации 11.12.2024*

## ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК И ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЁТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА



**Е.А. Карпович<sup>1</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
karpovichea@mai.ru;  
**E.A. Karpovich**

## DESIGN AND ANALYSIS OF AN UNMANNED VERTICAL TAKEOFF AND LANDING AIRCRAFT FOR MARS EXPLORATION



**Т.Ш. Комбаев<sup>2</sup>,**  
кандидат  
технических наук,  
kombayev@ya.ru;  
**T.S. Kombayev**

*В статье описан проектный облик и представлены основные характеристики беспилотного самолёта вертикального взлёта и посадки для исследования Марса.*

*Результаты исследования представлены в виде общих технических характеристик самолёта, профилей полёта для трёх миссий, а также данных об оборудовании и системах летательного аппарата.*

*На текущем этапе работы над проектом самолёт представляет собой летательный аппарат с коробчатой схемой крыла без фюзеляжа и хвостового оперения, без управляющих поверхностей, с электрической распределённой двигательной установкой на основе солнечной энергии. Распределённая двигательная установка обеспечивает тягу, управление и балансировку самолёта. Масса летательного аппарата составляет 6,4 кг, включая полезную нагрузку массой 0,8 кг и батарею массой 1,5 кг; расчётная крейсерская скорость самолёта – 49 м/с.*

*The article describes the design and reports the main characteristics of an unmanned vertical takeoff and landing aircraft for Mars exploration.*

*The results of the study are presented in the form of general technical characteristics of the aircraft, flight profiles for three missions, as well as the aircraft's equipment and system specifications.*

*The current version of the aircraft is a box-wing configuration, with no fuselage, tail, and control surfaces, with a solar electric distributed propulsion system.*

*The distributed propulsion system provides thrust, control and balance of the aircraft. The mass of the aircraft is 6,4 kg, including a payload of 0,8 kg and a battery of 1,5 kg; the estimated cruising speed of the aircraft is 49 m/s.*

<sup>1</sup> ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

<sup>2</sup> Филиал АО «НПО Лавочкина», Россия, г. Калуга.

Affiliate of Lavochkin Association, JSC, Russia, Kaluga.

Ключевые слова:

LEMFEV;

низкорейнольдсовый аэродинамический профиль;

самолёт с коробчатым крылом;

конвертоплан;

самолёт вертикального взлёта и посадки.

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.011

## ВВЕДЕНИЕ

Учёные исследуют Марс с помощью автоматических аппаратов уже несколько десятилетий (Косенкова А.В. и др., 2023), однако наше понимание его эволюции и климата все ещё ограничено. Орбитальные космические аппараты могут охватить большие площади и передают на Землю изображения поверхности планеты с разрешением в несколько метров, в то время как марсоходы могут исследовать только относительно небольшую область. Напротив, самолёт, летящий на высоте 10–100 метров над поверхностью Марса, будет проводить научные исследования, картографируя область на несколько порядков больше, чем марсоход, с разрешением, превышающим разрешение, доступное орбитальным космическим аппаратам; кроме того, он будет собирать данные о параметрах атмосферы на разных высотах. Главным преимуществом самолёта по сравнению с вертолётom является его дальность полёта и/или грузоподъёмность. Таким образом, можно сформулировать ряд задач для самолёта на Марсе, которые было бы сложно решить автоматическим аппаратам других типов; в качестве примера можно привести измерение градиентов параметров атмосферы в рамках планетарного пограничного слоя или исследование глубин кратеров.

К ограничениям, формирующим область проектных параметров марсианского самолёта, относятся, в частности:

- форма и размер десантного модуля (аппарата, в котором полезная нагрузка, в том числе проектируемый самолёт, будет доставлена до поверхности Марса);
- существенное влияние вязкости и сжимаемости марсианской атмосферы на аэродинамические характеристики самолёта (что связано с низкой средней температурой на Марсе, составляющей около  $-63^{\circ}\text{C}$ );
- большие ожидаемые механические перегрузки (осевая перегрузка при входе в атмосферу Марса может составлять до 10,2);
- необходимость обеспечения определённых условий для бортовых научных приборов (это может ограничить, например, высоту и скорость полёта);

Keywords:

LEMFEV;

low-Reynolds airfoil;

box-wing aircraft;

tiltrotor;

vertical takeoff and landing aircraft.

- высокая интенсивность турбулентности (до 20%) и запылённость атмосферы Марса (Forget F. et al., 1999);
- широкий диапазон колебаний температуры окружающей среды;
- целевая область полёта на Марсе, высота полёта и время года.

Самым ранним из проектов марсианских самолётов был Mini-Sniffer – летательный аппарат с размахом крыла 6,7 м, оснащённый двигателем на гидразиновом топливе (Reed R.D., 1978). С тех пор значительные усовершенствования, связанные с аэродинамическим проектированием, концепциями двигателей, накопителями энергии и материалами, расширили диапазон возможностей для марсианских беспилотных летательных аппаратов. Среди предложенных концепций наиболее известны ARES (Aerial Photography of the Environment on a Regional Scale) от NASA Langley Research Center (Gasbarre J. et al., 2003) и Remotely Piloted Vehicle for Mars Exploration (NASA, 2013). Были предложены и другие типы летательных аппаратов, включая планеры (Walker D.D., 2008; Lewis R. et al., 1979), аппараты с надувными крыльями (Kearns J. et al., 2004; Jacob J.D. et al., 2006; Ayele W. et al., 2023), вертолёты (Benito J. et al., 2017) и даже роботы-насекомые (Bar-Cohen Y. et al., 2012).

В данной статье представлены результаты очередного этапа работы в рамках проекта беспилотного летательного аппарата дальнего действия для исследования Марса (Long endurance Mars exploration flying vehicle, LEMFEV (LEMFEV, 2024)). Проект выполняется в Московском Авиационном Институте при поддержке Российского научного фонда с апреля 2022 года и состоит в формировании облика самолёта для выполнения научных задач на Марсе. В результате параметрических исследований и оптимизации выбрана концепция солнечного самолёта коробчатой схемы с вертикальными взлётом и посадкой; предложенная компоновка отличается сравнительно простой механической конструкцией для обеспечения вертикального взлёта и посадки.

История солнечных самолётов началась с полёта NASA Pathfinder и NASA Pathfinder Plus (Colella N.J.

## ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК И ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЁТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА

*et al.*, 1996). Эти летательные аппараты продемонстрировали техническую осуществимость полёта с использованием солнечных батарей и топливных элементов.

Самолёт Solar Impulse 2 успешно совершил первый в истории кругосветный полёт на солнечных батареях 26 июля 2016 года (Ross H., 2008). Zephyr S установил рекорд в 25 дней и 23 часа полёта 11 июля 2018 года (Клименко Н.Н., 2023). В 2008 году Sky Sailor беспилотный солнечный самолёт весом 780 г пролетел 27 часов (Noth A., 2008). Самолёт AtlantikSolar Швейцарского федерального технологического института в Цюрихе совершил полёт продолжительностью 81,5 часа в июле 2015 года, установив рекорд продолжительности полёта для самолёта массой менее 50 кг.

Одним из требований к самолёту для исследования Марса является возможность осуществления вертикального взлёта и посадки.

Существует несколько типов летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки – такие, как мультироторы (винтокрылые летательные аппараты с более чем двумя несущими винтами), вертолёты и конвертируемые (иногда называемые гибридными) самолёты (конвертопланы).

Конвертопланы разрабатываются с 1960-х годов с целью объединить в одном аппарате преимущества самолётов и вертолётов: возможность полёта на вертикальных режимах – с манёвренностью, большими грузоподъёмностью и дальностью полёта (Ducard G. *et al.*, 2021). Переход из вертикального в горизонтальный режим может осуществляться с помощью поворота винтов, крыла или даже всего планера.

Переход из вертикального в горизонтальный полёт самолёта, предложенного в рамках данной работы, осуществляется путём поворота всего планера, поскольку такой подход обеспечивает наибольшую простоту и надёжность конструкции, а также наиболее простую систему управления.

Описанный в данной статье беспилотный самолёт призван занять определённую нишу среди существующих марсианских зондов; он должен обладать большей полезной нагрузкой, летать на большую дальность, чем вертолёт, и предоставлять данные, в том числе о горизонтальных и вертикальных градиентах параметров марсианской атмосферы, с большим разрешением, чем орбитальный аппарат.

В рамках проведённого исследования были сформулированы следующие задачи:

**таблица 1** – Ожидаемые условия эксплуатации и ограничения для марсианского самолёта

№	параметр	значение	ссылка	
1	максимальная перегрузка (осевая/боковая)	10,2/9	(Ефанов В.В., 2020)	
2	радиационная нагрузка (не включая радиационную нагрузку от радиоизотопных источников тепла десантного модуля)	2000 рад		
3	максимальный габаритный размер самолёта, установленного в десантном модуле	2500 мм		
4	температура эксплуатации бортовых приборов	-40...+50°C		
5	средняя интенсивность солнечного излучения на поверхности	в отсутствие пылевой бури	250 Вт/м <sup>2</sup>	(Forget F. <i>et al.</i> , 1999)
		при пылевой буре	100 Вт/м <sup>2</sup>	
6	вертикальная составляющая ветра (на высоте 500 м)	в отсутствие пылевой бури	0,01 м/с (вниз, max 0,08 м/с), -0,02 м/с (вверх, max -0,04 м/с)	
		при пылевой буре	0,02 м/с (вниз, max 0,08 м/с), -0,02 м/с (вверх, max -0,06 м/с)	
7	горизонтальная составляющая ветра (на высоте 500 м)	в отсутствии пылевой бури	12 м/с (max 25 м/с)	
		при пылевой буре	20 м/с (max 55 м/с)	

- изучить влияние на облик марсианского самолёта таких факторов, как необходимость доставки аппарата на Марс, климат и атмосфера Марса, заданные профили полёта (программы научных исследований);
- оценить возможности марсианского самолёта с точки зрения массы полезной нагрузки (а значит и его научного потенциала), его геометрии в плане, формы аэродинамического профиля, архитектуры бортовых систем;
- выбрать и обосновать рациональную конфигурацию самолёта для выполнения конкретных научных задач на Марсе и оценить его характеристики.

## 1. Основные задачи, научные цели и условия эксплуатации самолёта

Полётная миссия марсианского самолёта может включать следующие задачи:

1. Оценка вертикальных и горизонтальных градиентов параметров атмосферы Марса, а также изучение химического состава поверхности Марса и приповерхностного слоя – измерения в полёте.

2. Перенос научной станции и измерения на поверхности.

Первый вариант позволит, в частности, изучить особенности самой нижней области планетарного пограничного слоя Марса, подвергающейся существенному влиянию подстилающей поверхности. Второй вариант расширит ареографический и временной охват измерений.

Из возможных научных целей для марсианского самолёта можно отметить следующие:

1. Кратеры и каньоны (поскольку относительно высокая плотность атмосферы, ожидаемая ниже условной поверхности планеты, позволила бы снизить крейсерскую скорость самолёта); с этой точки зрения перспективным местом для исследования может быть кратер Hellas Planitia с максимальной глубиной 7,5 км).

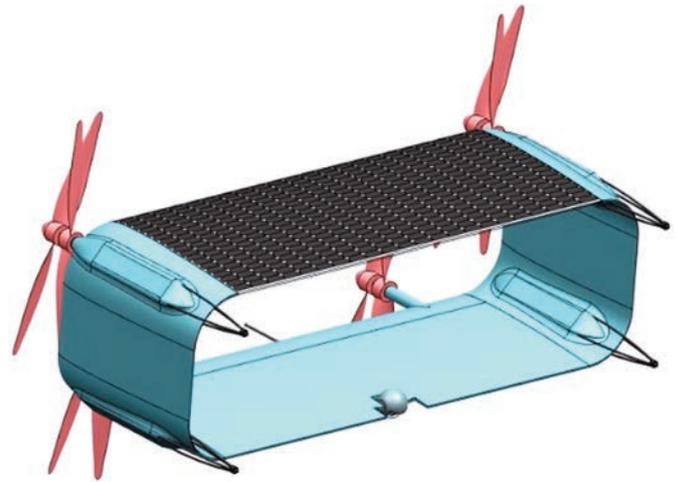
2. Планетарный пограничный слой атмосферы Марса (поскольку подавляющее большинство измерений *in situ* на Марсе были получены на высотах, не превышающих 1,2 м).

Основные ожидаемые условия эксплуатации и ограничения для марсианского самолёта приведены в таблице 1.

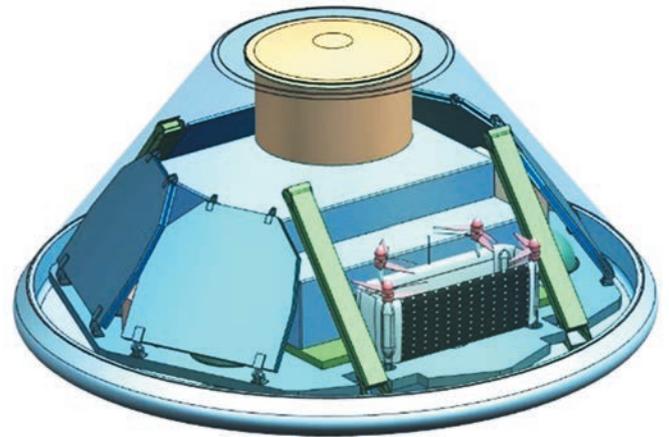
## 2. Результаты проектирования

### 2.1. Общий вид самолёта, его основные характеристики и примеры профилей полёта

Проектирование, расчёт и оптимизация геометрии самолёта были осуществлены с помощью комплекса математических моделей в среде MATLAB, куда входили, в частности, уравнение весового баланса,



рисунки 1. Общий вид беспилотного самолёта



рисунки 2. Самолёт как попутная полезная нагрузка, установленный в десантном модуле

уравнения движения самолёта, один из численных (панельных) методов для оценки аэродинамических характеристик самолёта (*Drela M.*, 1989), модель атмосферы Марса (*Forget F. et al.*, 1999), модуль для оптимизации и расчёта аэродинамических профилей (с применением метода роя частиц (*Montagdude/Xoptfoil: Airfoil optimization with Xfoil*, 2019)) и воздушных винтов (с применением классического метода минимизации индуцированных потерь (*Larrabee E.E.*, 1979)).

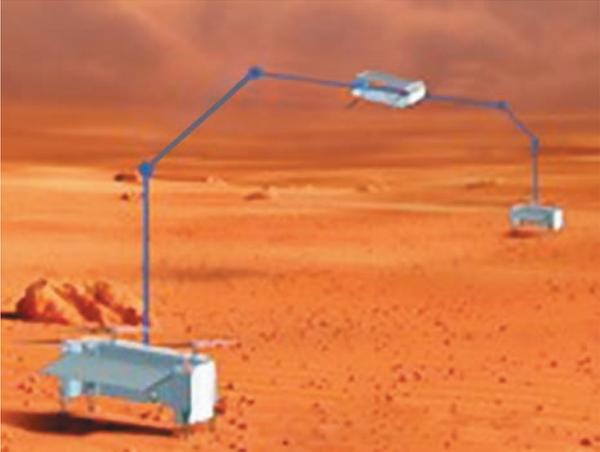
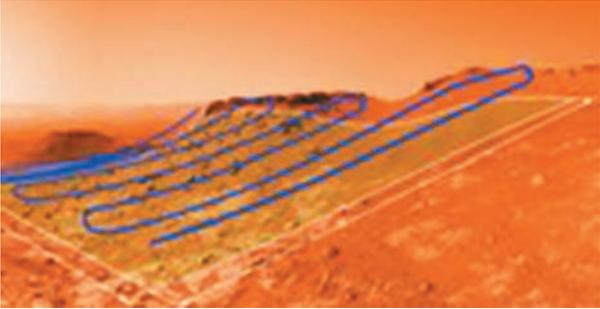
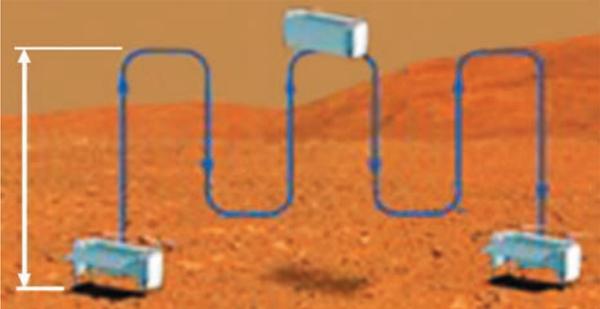
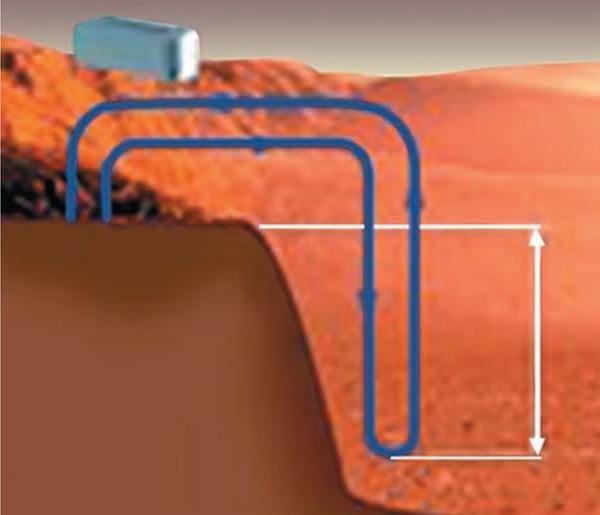
В результате проектирования и расчёта нескольких компоновок самолёта была выбрана коробчатая схема без фюзеляжа и хвостового оперения, без рулевых поверхностей, с распределённой электрической двигательной установкой, обеспечивающей тягу, управление и балансировку (рисунки 1). В силовую установку входят солнечные батареи, аккумуляторные батареи, электромоторы и воздушные винты. Размеры самолёта позволяют использовать его как попутную полезную нагрузку в рамках основной марсианской миссии (рисунки 2).

# ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК И ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЁТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА

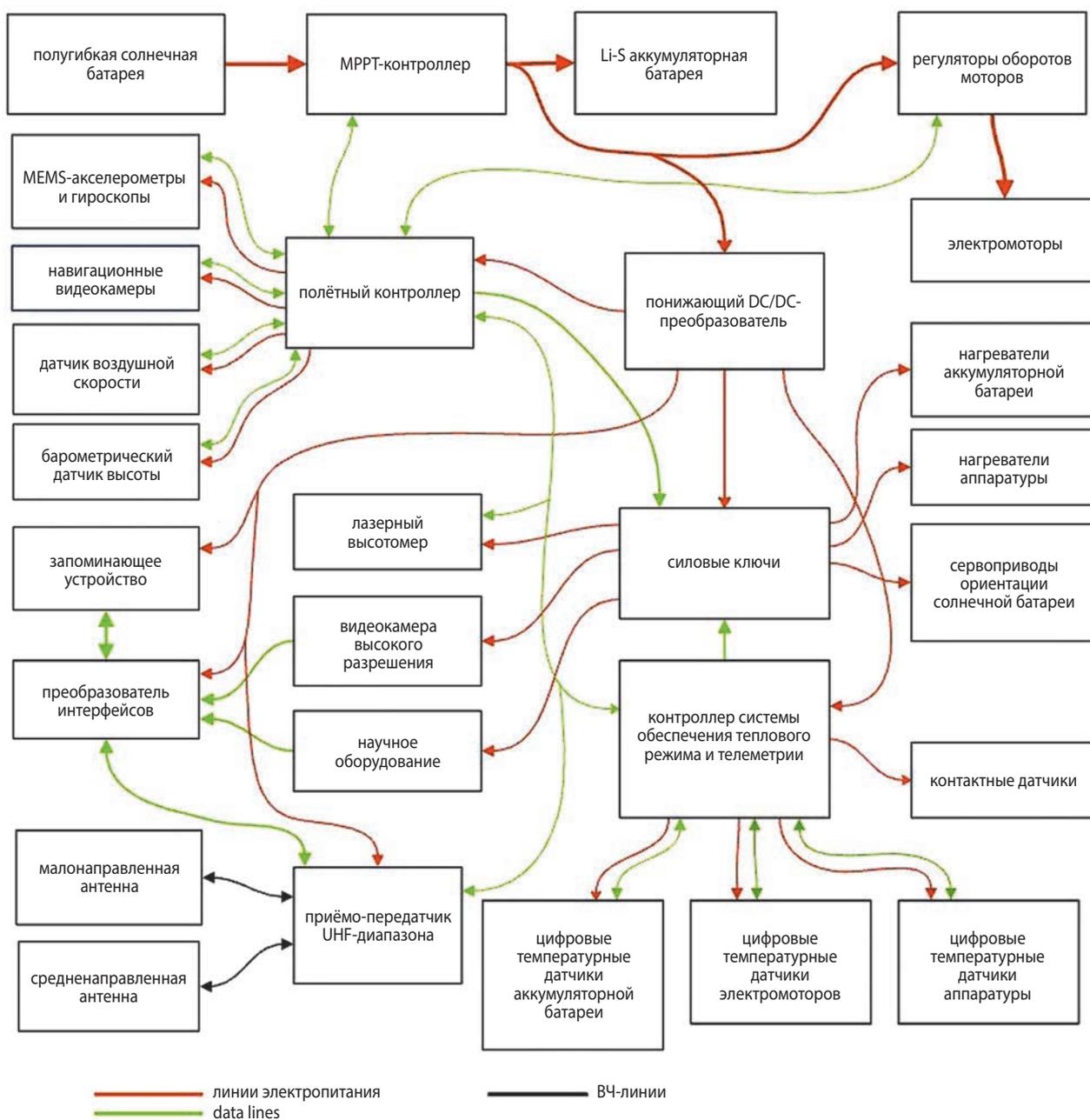
**таблица 2** – Основные технические характеристики самолёта

параметр	значение	описание	единицы измерения
условия полёта			
$H$	15	высота	м
$L$	20	географическая широта	градусы
массовая сводка			
$m$	6,3	взлётная масса самолёта	кг
$m_{payload}$	0,8	масса полезной нагрузки	кг
$m_{airframe}$	1,4	масса конструкции	кг
$m_{power\ system}$	1,3	масса двигательной установки	кг
$m_{solar\ cell}$	0,2	масса солнечных батарей	кг
$m_{equipment}$	1,1	масса аппаратуры	кг
$m_{battery}$	1,5	масса аккумуляторных батарей	кг
геометрические параметры самолёта			
$S$	1,3	площадь крыла	м <sup>2</sup>
$b$	1,0	размах крыла	м
$c_{MAC}$	0,7	средняя хорда крыла	м
общие характеристики самолёта			
$P$	475,5	мощность двигательной установки	Вт
$P_{trans}$	2,0	выходная мощность радиопередатчика	Вт
$R$	95	дальность полёта	км
$V_{cruise}$	48,4	крейсерская скорость	м/с
$V_{min}$	46,3	минимальная скорость полёта	м/с
$m/S$	5	удельная нагрузка на крыло	кг/м <sup>2</sup>
$W/A$	11,6	нагрузка на ометаемый диск	Н/м <sup>2</sup>
безразмерные параметры			
$AR$	1,52	удлинение верхнего/нижнего крыла	–
$\lambda$	1	сужение верхнего/нижнего крыла	–
$W_{battery}/W_{gross}$	0,25	относительная масса аккумуляторной батареи	–
расчётные условия			
Re	81339	крейсерское число Рейнольдса	–
M	0,37	крейсерское число Маха	–
$C_{l,cruise}$	0,31	крейсерский коэффициент подъёмной силы	–
аэродинамические характеристики			
$L/D_{cruise}$	4	крейсерское аэродинамическое качество	–
$L/D_{max}$	4,5	максимальное аэродинамическое качество	–
$C_{D, L=0}$	0,06	минимальный коэффициент лобового сопротивления	–
$C_{l, max}$	1,12	максимальный коэффициент подъёмной силы	–

таблица 3 – Варианты профилей полёта самолёта

полёт на максимальную дальность, перенос научной станции, измерения на поверхности		
параметр	значение	иллюстрация профиля полёта
высота полёта	15 м	
дальность полёта	93 км	
масса полезной нагрузки	0,8 кг	
крейсерская скорость	49 м/с	
глубина разряда батарей	0,7	
картографирование в горизонтальной плоскости		
масса лидара	0,8 кг	
высота полёта	50 м	
частота сканирования (одинарное отражение)	240 кГц	
плотность облака точек	54 т/м <sup>2</sup>	
перекрытие полосы сканирования	30%	
отсканированная площадь	0,98 км <sup>2</sup>	
измерение параметров атмосферы в вертикальной плоскости		
вертикальная скорость	1 м/с	
максимальная высота	190 м	
глубина разряда батарей	0,7	

## ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК И ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЁТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА



**рисунок 3.** Структурная диаграмма бортовой аппаратуры проектируемого самолёта

Основные расчётные технические характеристики самолёта представлены в таблице 2.

В таблице 3 представлены три примера профилей полёта для проектируемого солнечного самолёта вертикального взлёта и посадки.

При полёте на максимальную дальность на высоте 15 м расчётная дальность полёта самолёта составляет 93 км при скорости 49 м/с. При выполнении картографирования с помощью лидара на высоте 50 м самолёт может охватить поверхность площадью 0,98 км<sup>2</sup> с 30% перекрытием соседних полос сканирования. В связи с существенно ограниченным временем работы на вертикальных режимах

разница в плотности атмосферы при подъёме в атмосфере и спуске в кратер практически не влияет на ожидаемые лётно-технические характеристики аппарата: при вертикальной скорости 1 м/с максимальная высота подъёма и минимальная глубина спуска в кратер составляют около 190 м.

### 2.2. Бортовая аппаратура и системы самолёта

Основной особенностью бортовой аппаратуры проектируемого самолёта является широкое использование COTS (Commercial off-the-shelf, готовые коммерчески доступные аппаратные компоненты).

Такой подход показал свою эффективность при создании недорогих успешных миссий по исследованию дальнего космоса, например, Mars Cube One (*Kobayashi M.M. et al., 2021*) и Ingenuity (*Balaram B. et al., 2018*). В качестве систем используются как готовые системы, уже разработанные для применения на космических аппаратах форм-фактора CubeSat или в беспилотных летательных аппаратах (БПЛА), так и вновь создаваемые на базе COTS компонентов. На рисунке 3 представлена структурная диаграмма бортовой аппаратуры проектируемого самолёта.

Система электропитания самолёта состоит из солнечной батареи, аккумулятора, МРРТ-контроллера и понижающего DC/DC-преобразователя.

Для предварительной оценки были использованы данные по Li-S-аккумуляторам с энергоёмкостью 500 Вт·ч/кг (*Ionel S., 2023; Dörfler S. et al., 2021*).

Солнечные батареи самолёта включают полугибкие многокаскадные фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) с КПД не менее 30% и удельной массой 0,49 кг/м<sup>2</sup> (*Rocket Lab, 2023*). ФЭП наклеиваются на верхнюю поверхность крыла, обладающего допустимым для таких ФЭП радиусом кривизны. Верхнее крыло может быть оснащено приводом, позволяющим отклонять его на необходимый угол для обеспечения максимальной плотности потока солнечного излучения на ФЭП при заряде аккумуляторной батареи на поверхности планеты (рисунок 4). Кроме того, возможен вариант, когда при положении самолёта на поверхности Марса за счёт шасси и взаимного положения крыльев обеспечивается требуемый угол наклона верхнего крыла относительно Солнца. Угол наклона крыла выбирается оптимальным с точки зрения обеспечения максимального значения

энергии, выдаваемой солнечной батареей в течение марсианского дня на заданной широте.

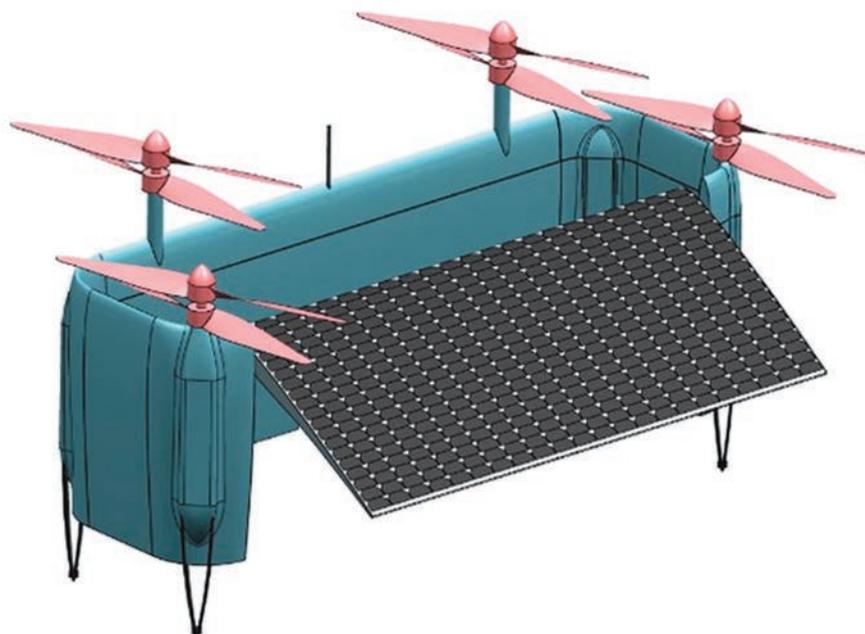
Всеми системами самолёта управляет дублированный полётный контроллер. В качестве навигационной системы используется следующий набор датчиков:

- две навигационные видеокамеры;
- лазерный высотомер;
- инерциальный измерительный блок (MEMS-акселерометры и гироскопы);
- датчик воздушной скорости;
- барометрический датчик высоты.

Бортовая радиосистема обеспечивает связь с самолётом через КА-ретранслятор на орбите Марса в UHF-диапазоне. Также в качестве ретранслятора сигнала на Землю может использоваться перелётный модуль миссии доставки самолёта на Марс или посадочный модуль этой же миссии, осуществивший мягкую посадку на поверхность планеты. Радиосистема самолёта оснащается одной малонаправленной антенной и одной средненаправленной антенной с коэффициентом усиления 5,5 дБи, размещённой под радиопрозрачной аэродинамической поверхностью.

Для обеспечения теплового режима бортового оборудования используются следующие средства:

- полимерные плёночные нагреватели для обеспечения температурного диапазона аккумуляторных батарей и бортовой электроники;
- сеть цифровых температурных датчиков, установленных на основных компонентах служебной, научной бортовой аппаратуры, моторах и аккумуляторных батареях;



**рисунок 4.** Поворот крыла самолёта с наклеенными фотоэлектрическими преобразователями

## ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК И ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЁТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА

- отдельный контроллер системы теплового режима, взаимодействующий с полётным контроллером;
- элементы конструкции с заданной теплопроводностью;
- тепловые шины с моторов, обеспечивающие передачу тепла на дополнительные поверхностные теплообменники на боковых и нижних поверхностях крыльев (при необходимости).

### закключение

В статье представлены результаты исследования в виде общих технических характеристик электрического коробчатого самолёта вертикального взлёта и посадки для исследования Марса, его профилей полёта, а также данных о его бортовой аппаратуре и системах.

Количество ограничений, формирующих область проектных параметров марсианского самолёта, превышает количество ограничений при проектировании самолёта для земных условий.

На текущем этапе работы над проектом были учтены следующие ограничения:

- ограничения, связанные с доставкой зонда на Марс (в частности, геометрические ограничения);
- некоторые особенности атмосферы и климата Марса (такие, как высокая интенсивность турбулентности, низкая температура и высокая вязкость, а также низкая интенсивность солнечного излучения);
- необходимость обеспечения минимально возможной скорости полёта (для корректной работы научных приборов, таких как лидар, радиометр, ИК-спектрометр или метеорологические датчики), а также минимально возможного аэродинамического сопротивления как на горизонтальном, так и на вертикальном режимах полёта.

Минимальное аэродинамическое сопротивление самолёта обеспечивается в первую очередь за счёт оптимизации формы крыла и выбора коробчатой схемы без фюзеляжа и хвостового оперения.

В этом исследовании мы рассматривали самолёт как вторичную полезную нагрузку, поэтому размах его крыла был ограничен одним метром и фиксирован.

Самолёт с вертикальным взлётом может выполнять на Марсе ряд задач, которые сложно решить с помощью автоматических аппаратов других типов. К таким задачам относятся измерения градиентов параметров в пределах планетарного пограничного слоя Марса, а также исследование глубин кратеров.

Рассмотренные в статье профили полёта включали следующее:

- измерения в полёте;
- доставка научной станции в заданные точки и измерения на поверхности.

Результаты работы представлены в виде общих технических характеристик самолёта, профилей полёта, а также данных по оборудованию и системам зонда.

В текущем варианте самолёт представляет собой летательный аппарат коробчатой схемы без фюзеляжа и хвостового оперения, без управляющих поверхностей, с солнечной электрической распределённой силовой установкой, обеспечивающей тягу, управление и балансировку. Размах крыла аппарата составляет один метр, его масса 6,3 кг, включая полезную нагрузку массой 0,8 кг и аккумуляторную батарею массой 1,5 кг; расчётная крейсерская скорость самолёта 49 м/с, что соответствует числу Рейнольдса  $8 \cdot 10^4$  и числу Маха 0,37.

При полёте на максимальную дальность на высоте 15 м расчётная дальность полёта самолёта составляет 93 км при скорости 49 м/с. При выполнении картографирования на высоте 50 м самолёт может отсканировать площадь поверхности 0,98 км<sup>2</sup> с 30% перекрытием соседних полос сканирования. Из-за существенно ограниченного времени на вертикальных режимах полёта разница в плотности атмосферы при подъёме в атмосферу и спуске в кратер практически не влияет на ожидаемые лётно-технические характеристики аппарата: при вертикальной скорости 1 м/с максимальная высота подъёма и минимальная глубина спуска в кратер составляют около 190 м.

Результаты исследования расширяют наши представления о возможностях марсианского самолёта вертикального взлёта с точки зрения массы полезной нагрузки, следовательно, его научной ценности, а также с точки зрения геометрии в плане формы аэродинамического профиля, архитектуры самолётных систем.

Следующие шаги в рамках проекта будут включать оптимизацию планера и винтов для вертолётных и самолётных режимов полёта, включая режим посадки с боковым ветром. В данный момент осуществляется создание модели самолёта, отмасштабированной для проведения лётных испытаний на Земле.

Результаты данной работы могут оказаться полезными при проектировании небольших БПЛА для Земли и других небесных тел.

*Проект осуществляется при финансовой поддержке Российского научного фонда, грант № 22-49-02047.*

### список литературы

*Ефанов В.В.* Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗОМАРС-2022»: научное издание. В 2-х томах / Под ред. В.В. Ефанова, Х.Ж. Карчаева. Химки: Изд-во АО «НПО Лавочкина», 2020. 240 с.

*Клименко Н.Н.* Смена парадигмы: создание и применение псевдокосмических аппаратов как составная часть «новой космической революции» и «новой беспилотной революции» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 3-18. DOI: 10.26162/LS.2023.61.3.001.

*Косенкова А.В., Ефанов В.В., Седых О.Ю.* Исследования планет земной группы дистанционными и контактными методами. Часть 1. История // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 9-19. DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.002.

*Ayele W., Maldonado V.* Conceptual Design of a Robotic Ground-Aerial Vehicle with an Aeroelastic Wing Model for Mars Planetary Exploration // Aerospace. 2023. 10, 404. URL: <https://doi.org/10.3390/aerospace10050404> (дата обращения: 12.09.2024).

*Balaram B., Canham T., Duncan C., Golombek M. et al.* Mars Helicopter Technology Demonstrator // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. 2018. DOI: 10.2514/6.2018-0023.

*Bar-Cohen Y., Colozza A., Badescu M., Sherrit S. et al.* Biomimetic Flying Swarm of Entomopters for Mars Extreme Terrain Science Investigations // Concepts and Approaches for Mars Exploration. 2012. № 1679. Id. 4075.

*Benito J., Noyes C., Shotwell R., Karp A. et al.* Hybrid propulsion mars ascent vehicle concept flight performance analysis // IEEE Aerospace Conference. 2017. DOI: 10.1109/AERO.2017.7943964.

*Colella N.J., Wenneker G.S.* Pathfinder. Developing a solar rechargeable aircraft // IEEE Potentials. 1996. Vol. 15., iss. 1. P. 18-23.

*Dörfler S., Walus S., Locke J., Fotouhi A. et al.* Recent Progress and Emerging Application Areas for Lithium-Sulfur Battery Technology // Energy Technology. 2021. Vol. 9, № 1. DOI: 10.1002/ente.202000694.

*Drela M.* XFOIL Conference // Available online: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/> (accessed on 23 March 2022), (дата обращения: 12.09.2024).

*Ducard G., Allenspach M.* Review of designs and flight control techniques of hybrid and convertible VTOL UAVs // Aerospace Science and Technology. 2021. Vol. 118(2). DOI: 10.1016/j.ast.2021.107035.

*Forget F., Hourdin F., Fournier R., Hourdin C. et al.* Improved general circulation models of the Martian atmosphere from the surface to above 80 km // Journal of Geophysical Research: Planets. 1999. Vol. 104, iss. E10. P. 24, 155-24, 175.

*Gasbarre J., Dillman R.* Preliminary design and analysis of the ARES atmospheric flight vehicle thermal control system // SAE Technical Paper. SAE-2003-01-2686. 2003. URL: <https://doi.org/10.4271/2003-01-2686> (дата обращения: 12.09.2024).

*Ionel S.* High Energy Density Lithium Ion Cells with Silicon Nanowire Anode Technology. URL: <https://www1.grc.nasa.gov/wp-content/uploads/5.-Amprius.pdf> (дата обращения: 12.09.2024).

*Jacob J.D., Lump J.E., Smith S.W., Smith W.T.* Multi-disciplinary design experience of a high altitude inflatable wing UAV for aerospace work force development // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2006. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2006-93> (дата обращения: 12.09.2024).

*Kearns J., Usui M., Smith S., Scarborough S. et al.* Development of UV-Curable Inflatable Wings for Low-Density Flight Applications // 45<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. 2004. URL: <https://DOI.org/10.2514/6.2004-1503> (дата обращения: 12.09.2024).

*Kobayashi M.M., Shihabi M., Taylor J.* Mars Cube One Telecommunications Subsystem Design // DESCANSO Design and Performance Summary Series. Article 18. 2021. 96 p.

*Larrabee E.E.* Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers: report // SAE Technical Paper Series. 1979. DOI: 10.4271/790585.

*LEMFEV.* Long Endurance Mars Exploration Flying Vehicle. URL: <https://www.lemfev.com/> (дата обращения: 12.09.2024).

*Lewis R., Clarke V., Kerem A.* A mars airplane Oh really // 17th Aerospace Sciences Meeting. 1979. URL: <https://doi.org/10.2514/6.1979-67> (дата обращения: 12.09.2024).

*Montagdude/Xoptfoil: Airfoil optimization with Xfoil.* URL: GitHub – montagdude/Xoptfoil: Airfoil optimization with Xfoil (дата обращения: 26.11.2024).

*NASA.* A concept study of a remotely piloted vehicle for mars exploration // Contractor Report NASA-CR-157942, 2013.

*Noth A.* Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight // Engineering, Environmental Science, 2008. DOI: 10.3929/ETHZ-A-005745622.

*Reed R.D.* High-Flying Mini-Sniffer RPV: Mars bound // Astronautics and Aeronautics. 1978. Vol. 16. P. 26-39.

*Rocket Lab // Space solar cells.* URL: <https://www.rocketlabusa.com/space-systems/solar/space-solar-cellscis/> (дата обращения: 12.09.2024).

*Ross H.* Fly around the World with a Solar Powered Airplane // Technical Soaring. 2008. Vol. 32, № 4. P. 122-132.

*Walker D.D.* Preliminary Design, Flight Simulation, and Task Evaluation of a Mars Airplane // Engineering, Physics, Environmental Science. 2008. URL: [PDF] Preliminary Design, Flight Simulation, and Task Evaluation of a Mars Airplane | Semantic Scholar.

*Статья поступила в редакцию 01.10.2024*

*Статья после доработки 23.01.2025*

*Статья принята к публикации 24.01.2025*

## ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели) по группе научных специальностей: 2.5.13. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.
  2. Рецензенты назначаются главным редактором или по его поручению заместителем главного редактора журнала.
  3. Статья направляется в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала с обязательным приложением оформленного акта экспертизы и рецензий.
  4. Между авторами статьи и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
  5. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста, 8 рисунков и 15 библиографических источников. Все страницы должны быть пронумерованы.
  6. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
    - индекс УДК (слева);
    - инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, место работы (название по Уставу организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском и английском языке;
    - основной текст;
    - список литературы.
  7. Статья представляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне листа формата **A4**.
  8. Текст печатается в **MS Word**, применяется шрифт **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
  9. Для набора формул и уравнений используется встроенный редактор формул. Символы и числовые коэффициенты, где это возможно набираются в MS Word. Символы греческого алфавита набираются прямым начертанием, символы английского алфавита – курсивом. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте
  10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры поясняются. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
  11. Источники литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц. Ссылки на источники литературы даются в круглых скобках с указанием фамилии и инициалов авторов, года издания.
  12. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и аббревиатур). Рисунки в статье нумеруются, имеют краткое наименование и располагаются по месту первой ссылки на них.
  13. Таблицы нумеруются и имеют краткое наименование. Текст в таблицах печатается со строчных букв (кроме названий и аббревиатур).
  14. После принятия статьи к публикации в адрес электронной почты [vestnik@laspace.ru](mailto:vestnik@laspace.ru) направляются:
    - сформированная статья, тип файла **.docx**;
    - рисунки, графики, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
    - фотографии авторов (если авторов не более четырёх), тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10×15;
    - сведения об авторах, тип файла **.docx**.
- В сведениях об авторах сообщается: ФИО (полностью и транслитерация фамилий на английский язык), учёное звание, учёная степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, контактный телефон, адрес электронной почты. Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

---

### издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

**АО «НПО ЛАВОЧКИНА»**

научный редактор В.В. Ефанов

корректор Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 4.03.2025. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 13,0 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 14.03.2025

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»  
424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45.

подписку на журнал  
**ВЕСТНИК**  
НПО имени С.А. Лавочкина  
можно оформить на почте.  
подписной индекс № 37156  
в каталоге «ПЕРИОДИЧЕСКИЕ  
ИЗДАНИЯ. ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ»  
ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»



адрес редакции:  
141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ  
город ХИМКИ  
улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

(495) 575-55-63  
(495) 575-54-69  
(495) 575-00-68 факс

vestnik@laspace.ru  
<http://www.vestnik.laspace.ru>

ежеквартальный  
научно-технический журнал  
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»  
издаётся с 2009 года.

включён:

- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
- в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК в категорию **K1** по группе научных специальностей **2.5.13**. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; **2.5.14**. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; **2.5.16**. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

основные тематические направления:

- ракетная и космическая наука и техника
- непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства
- проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем

**1** 2025  
январь  
март



ВЕГА



ВЕНЕРА-15



МАРС-96

МАРС-3



ФОБОС-ГРУНТ

