ISSN 2075-6941

# ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

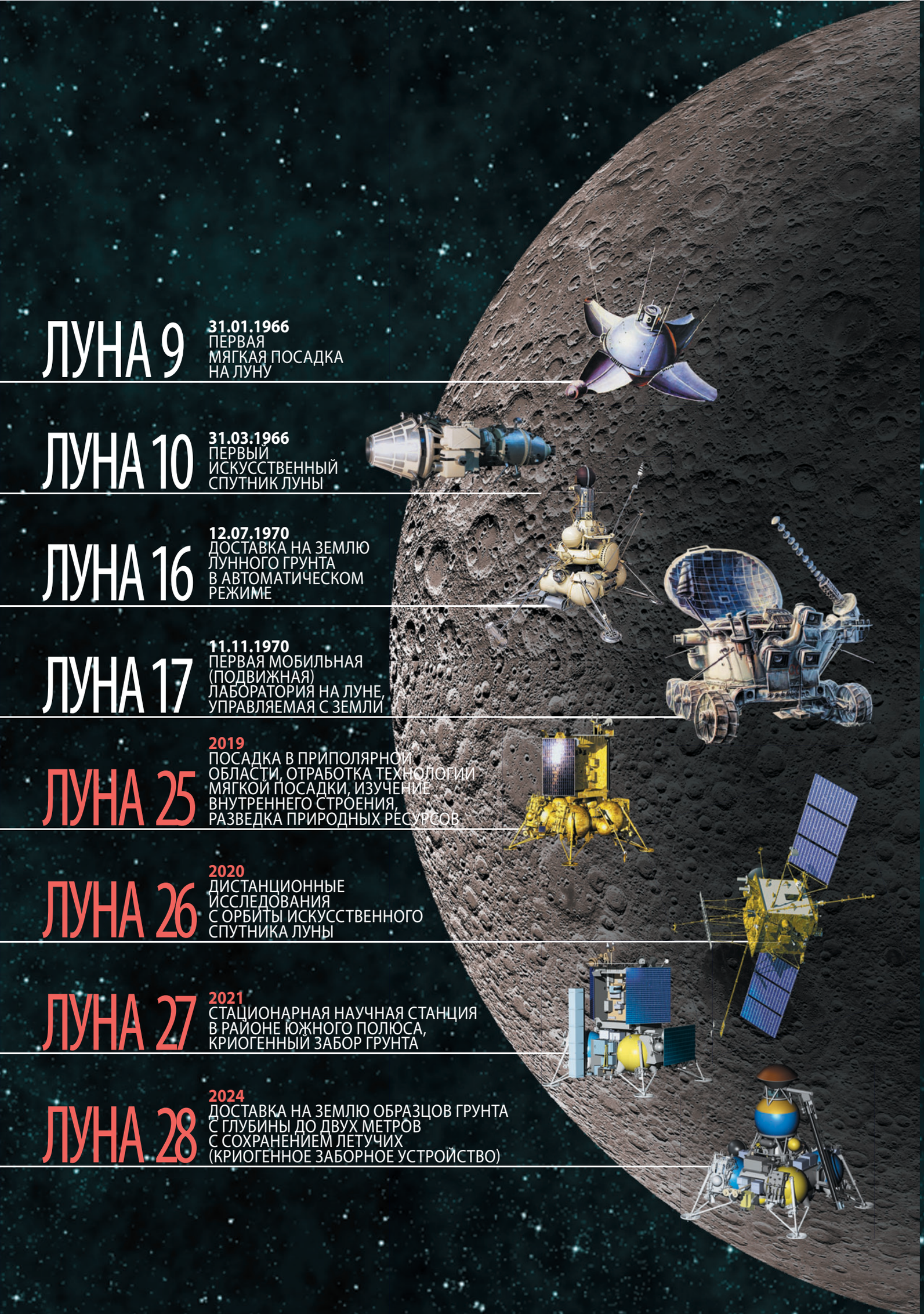
36/2
2017
апрель
и ю н ь



НАМ ПОРУЧАЮТ СОЗДАНИЕ УНИКАЛЬНЫХ НАУЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ МИРОВОГО УРОВНЯ С УВЕРЕННОСТЬЮ В ИХ РЕАЛИЗАЦИИ

## 80 ЛЕТ НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА





## ЛУНА 9

**31.01.1966**
ПЕРВАЯ МЯГКАЯ ПОСАДКА НА ЛУНУ

## ЛУНА 10

**31.03.1966**
ПЕРВЫЙ ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЛУНЫ

## ЛУНА 16

**12.07.1970**
ДОСТАВКА НА ЗЕМЛЮ ЛУННОГО ГРУНТА В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

## ЛУНА 17

**11.11.1970**
ПЕРВАЯ МОБИЛЬНАЯ (ПОДВИЖНАЯ) ЛАБОРАТОРИЯ НА ЛУНЕ, УПРАВЛЯЕМАЯ С ЗЕМЛИ

## ЛУНА 25

**2019**
ПОСАДКА В ПРИПОЛЯРНОЙ ОБЛАСТИ, ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ МЯГКОЙ ПОСАДКИ, ИЗУЧЕНИЕ ВНУТРЕННЕГО СТРОЕНИЯ, РАЗВЕДКА ПРИРОДНЫХ РЕСУРСОВ

## ЛУНА 26

**2020**
ДИСТАНЦИОННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ С ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ

## ЛУНА 27

**2021**
СТАЦИОНАРНАЯ НАУЧНАЯ СТАНЦИЯ В РАЙОНЕ ЮЖНОГО ПОЛЮСА, КРИОГЕННЫЙ ЗАБОР ГРУНТА

## ЛУНА 28

**2024**
ДОСТАВКА НА ЗЕМЛЮ ОБРАЗЦОВ ГРУНТА С ГЛУБИНЫ ДО ДВУХ МЕТРОВ С СОХРАНЕНИЕМ ЛЕТУЧИХ (КРИОГЕННОЕ ЗАБОРНОЕ УСТРОЙСТВО)

# КОСМОНАВТИКА И РАКЕТОСТРОЕНИЕ

ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА
2017 2/36
апрель–июнь

## содержание

**Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж.**
Летательные аппараты НПО имени С.А. Лавочкина
(к 80-летию предприятия) ..... 5

**Александров А.А., Графодатский О.С.,
Крылов В.И., Лемешевский С.А., Лоханов И.В.,
Новиков Ю.М., Ягодников Д.А.**
Создание научно-производственного центра перспективных изделий
из пористых сетчатых материалов для объектов космической отрасли
и общепромышленного назначения на базе кооперации
ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» и МГТУ им. Н.Э. Баумана
(история, современное состояние и перспективы) ..... 17

**Сюняев Р.А., Чуразов Е.М.**
Наука обсерватории «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА».
Чего мы ждём от самого глубокого обзора всего неба
в рентгеновских лучах? ..... 24

**Шустов Б.М., Моишеев А.А., Сачков М.Е., Власенко О.В.**
Открывая ультрафиолетовое окно во Вселенную:
из опыта научно-технического сотрудничества
НПО имени С.А. Лавочкина и ИНАСАН ..... 38

**Иванов М.А., Маров М.Я., Базилевский А.Т., Костицын Ю.А.**
Кратер Богуславский на Луне: выбор места посадки
для спускаемого аппарата миссии «ЛУНА-ГЛОБ» ..... 44

**Лемешевский С.А., Графодатский О.С.,
Карчаев Х.Ж., Воронцов В.А.**
Космические аппараты для контактных исследований планеты Венера.
Опыт и перспективы (к 80-летию НПО имени С.А. Лавочкина
и 50-летию космического аппарата «ВЕНЕРА-4») ..... 52

**Межирицкий Е.Л.**
Годы совместного сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина
с НПЦАП имени академика Н.А. Пилюгина ..... 59

**Чванов В.К., Судаков В.С.**
Родственные по духу ..... 64

**Боровин Г.К., Заславский Г.С., Степаньянц В.А., Тучин А.Г.**
Непрерывному плодотворному сотрудничеству
НПО имени С.А. Лавочкина и ИПМ имени М.В. Келдыша РАН
в освоении космоса – более полувека ..... 67

**Соколов В.Н., Сыров А.С.**
От «Бури» до «Навигатора» – история сотрудничества
МОКБ «Марс» и НПО имени С.А. Лавочкина ..... 75

**Панасюк М.И., Кузнецов Н.В., Оседло В.И., Тулупов В.И.**
К 80-летию ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» –
годы сотрудничества с НИИЯФ МГУ ..... 82

**Лукашевич Е.Л., Горелов В.А.**
История сотрудничества ФГУП «Научно-производственное объединение
имени С.А. Лавочкина» и АО «Научно-исследовательский
и производственный центр «Природа» ..... 89

**Гафаров А.А., Головин Ю.М., Ильина А.Ю.,
Кошлаков В.В., Пономарёв Н.Б., Ребров С.Г.**
НПО имени С.А. Лавочкина и Центр Келдыша – вместе на пути
создания авиационной, ракетной и космической техники ..... 92

**Макриденко Л.А., Сарычев А.П., Волков С.Н.,
Медушев С.В., Авербух В.Я.**
К полувековому юбилею сотрудничества
АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» ..... 101

**Москатиньев И.В., Балиев А.В., Павлова Т.В.,
Гектин Ю.М., Акимов Н.П., Смелянский М.Б.,
Сулиманов Н.А., Бадаев К.В., Рыжаков А.В.,
Фролов А.Г., Андреев Р.В., Зайцев А.А.**
Основные результаты эксплуатации аппаратуры МСУ-ГС
на КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 ..... 108

**Дегтярь В.Г., Молчанов С.Ф.**
Исследовательские эксперименты в космическом пространстве
с новыми образцами космической техники ..... 115

*главный редактор –*
*к.э.н.* ***С.А. Лемешевский***
*заместитель главного редактора –*
*д.т.н., профессор* ***В.В. Ефанов***

**редакционная коллегия**

*чл. СХ СССР, России* ***В.М. Давыдов***
*д.т.н.* ***К.А. Занин***
*д.т.н.* ***А.А. Иванков***
*к.э.н.* ***Х.Ж. Карчаев***
*к.т.н.* ***М.Б. Мартынов***
*к.т.н.* ***А.А. Моишеев***
*д.т.н.* ***А.Е. Назаров***
***А.В. Савченко***

**редакционный совет**

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

**Филатьев А.С.**
Совместные аэрокосмические исследования
ЦАГИ и НПО имени С.А. Лавочкина . . . . . 119
**Алифанов О.М., Медведский А.Л.,**
**Терентьев В.В., Лысков Д.В.**
Опыт проектирования спускаемого аппарата-демонстратора
внедрения аэроупругих развёртываемых элементов конструкции
в космическую технику . . . . . 127
**Евич А.Ф., Губайдуллин В.Ш.**
Первые шаги к Луне (воспоминания ветеранов ЦНИИмаш) . . . . . 134
**Вайсберг О.Л.**
С НПО имени С.А. Лавочкина к Марсу!. . . . . 136
**Наумов В.Н., Горелов В.А.**
Совместный опыт МГТУ им. Н.Э. Баумана
и НПО имени С.А. Лавочкина в области создания планетоходов . . . . . 144
**Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В.,**
**Федоскин Д.И., Лемешевский С.А., Яковлев Б.Д.,**
**Жумаханов Н.Б., Порешнев А.Ю., Викуленков А.В.**
Универсальный разгонный блок повышенной
энерговооружённости «ФРЕГАТ-СБУ» . . . . . 147
**Иванов И.Г., Бондарева М.К.**
Исторический опыт сотрудничества ГИКЦ МО РФ имени Г.С. Титова
и НПО имени С.А. Лавочкина по управлению космическими аппаратами . . . . . 157
**Экономов А.П., Ксанфомалити Л.В.**
Перспективные системы теплозащиты спускаемых
аппаратов для исследований Венеры . . . . . 163
**Мельничук А.Д., Попеску Е.П.**
Первые шаги на пути к освоению Луны. Некоторые итоги . . . . . 170
**Котомин А.А., Душенок С.А., Лемешевский С.А.,**
**Широкова Н.П., Ефанов В.В.**
Комплексная методика расчёта параметров эффективности
высокоэнергетических материалов, используемых
в детонационных устройствах разделения космического аппарата . . . . . 174
**Лагно О.Г., Иванеко Ю.М., Дмитриев В.В., Вербицкая Н.Ф.**
От блока «Л» до РБ «ФРЕГАТ» . . . . . 180
**Школьный В.Н., Ислентьев Е.В., Капустин А.Н.,**
**Крат М.В., Юдин В.А., Гришелёнок Д.А.**
Аппаратура радионавигации космических навигационных систем
ГЛОНАСС И GPS системы автономной навигации
космического аппарата «ЭЛЕКТРО-Л» . . . . . 183
**Шульга В.М., Лебедев А.Г., Борисов В.Г.,**
**Сова А.Н., Ермаков В.Ю., Кузнецов Д.А.**
Методическое и экспериментальное обоснование
технологии заправки разгонного блока «ФРЕГАТ»
компонентами топлива из транспортно-заправочных
контейнеров методом весового дозирования
(к 80-летию образования НПО им. С.А. Лавочкина). . . . . 187

**журнал является рецензируемым изданием**

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

**ежеквартальный научно-технический журнал**
**издается с 2009 года**
адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефоны: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
факс: (495) 572 00 68
адрес электронной почты: VESTNIK@LASPACE.RU
адрес в Интернете: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU

**журнал является рецензируемым изданием**

**у ч р е д и т е л ь**
ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»
журнал зарегистрирован
в Федеральной службе по надзору
в сфере связи и массовых
коммуникаций.
адрес учредителя и издателя
совпадает с адресом редакции
свидетельство ПИ № ФС77–55759
от 28 октября 2013 г.

ISSN 2075-6941
17002
9 772075 694002 >

VESTNIK
NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA
2017 2/36
April–June

# COSMONAUTICS AND ROCKET ENGINEERING

*chief editor –*
*c.sc. (ec.)* ***S.A. Lemeshevskii***
*deputy chief editor –*
*d.eng., professor* ***V.V. Efanov***

**editorial board**

*member of*
*UA USSR, URA* ***V.M. Davydov***
*d.eng.* ***K.A. Zanin***
*d.eng.* ***A.A. Ivankov***
*c.sc. (ec.)* ***K.Z. Karchayev***
*c.sc. (eng.)* ***M.B. Martynov***
*c.sc. (eng.)* ***A.A. Moisheev***
*d.eng.* ***A.E. Nazarov***
***A.V. Savchenko***

**editorial council**

*chairman –*
*c.sc. (ec.)* ***S.A. Lemeshevskiy***
*corresponding*
*member RAN* ***O.M. Alifanov***
*doctor of physical and mathematical*
*sciences, professor* ***V.V. Asmus***
*d.eng., professor* ***B.I. Glazov***
*academician RAN* ***L.M. Zelenyi***
*corresponding*
*member ANRT* ***H.I. Ibadinov***
*d.eng., professor* ***A.A. Lyubomudrov***
*academician RAN* ***M.Y. Marov***
*d.eng., professor* ***Y.A. Matveev***
*d.eng., professor* ***V.Y. Meleshko***
*academician NASB* ***O.G. Penyazkov***
*academician RAN* ***G.A. Popov***
*d.eng., professor* ***V.E. Usachov***
*d.eng.* ***V.S. Finchenko***
*d.eng., professor* ***V.V. Khartov***
*d.eng., professor* ***E.N. Khokhlachei***
*corresponding*
*member RAN* ***B.M. Shustov***
*academician NASU* ***Ya.S. Yatskiv***

## table of contents

**Efanov V.V., Martynov M.B., Karchaev Kh.Zh.**
Flightborne vehicles by Lavochkin Association
(to the eightieth anniversary of Lavochkin Association) . . . . . 5
**Alexandrov A.A., Grafodatsky O.S., Krylov V.I.,**
**Lemeshevskii S.A., Lokhanov I.V., Novikov J.M.,**
**Jagodnikov D.A.**
Research & Production Center of advanced porous net items
for space and common industry applications based on
Lavochkin Association and Bauman Moscow State Technical University
cooperation (heritage, current status and opportunities) . . . . . 17
**Sunyaev R.A., Churazov E.M.**
Science of «SPECTRUM-X-GAMMA» Observatory:
What we expect from the deepest all-sky survey in X-rays? . . . . . 24
**Shustov B.M., Moisheev A.A.,**
**Sachkov M.E., Vlasenko O.V.**
Opening «ultraviolet» window to the Universe:
heritage of the scientific – technical cooperation between
Lavochkin Association and INASAN . . . . . 38
**Ivanov M.A., Marov M.Ya., Basilevskiy A.T., Kostitsin Yu.A.**
Boguslawsky crater on the Moon: landing site selection
for «LUNA-GLOB» mission descent module . . . . . 44
**Lemeshevskii S.A., Grafodatsky O.S.,**
**Karchaev Kh.Zh., Vorontsov V.A.**
Spacecraft for Venus contact studies. Heritage and prospects
(to the eightieth anniversary of Lavochkin Association and
to the fiftieth anniversary of «VENERA-4» spacecraft) . . . . . 52
**Mezhiritskiy E.L.**
Years of joint activities of Lavochkin Association and
Academician Pilyugin Center . . . . . 59
**Chvanov V.K., Sudakov V.S.**
Close in spirit . . . . . 64
**Borovin G.K., Zaslavskiy G.S.,**
**Stepanyants V.A., Tuchin A.G.**
To the continual fruitful cooperation in the space exploration of
S.A. Lavochkin Association and KIAM of RAS – over half a century . . . . . 67
**Sokolov V.N., Syrov A.S.**
From «Burya» to «Navigator» – history of cooperation between
«Mars» MEDB and Lavochkin Association . . . . . 75
**Panasyuk M.I., Kuznetsov N.V., Osedlo V.I., Tulupov V.I.**
To the eightieth anniversary of Lavochkin Association –
years of cooperation with Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics of
Moscow state University . . . . . 82
**Lukashevich E.L., Gorelov V.A.**
History of cooperation between Lavochkin Science and
Production Association and JSC «Research and
Production Center «Priroda» . . . . . 89
**Gafarov A.A., Golovin Yu.M., Ilyina A.Yu.,**
**Koshlakov V.V., Ponomarev N.B., Rebrov S.G.**
Lavochkin NPO and Keldysh Research Centre – together on
the way to the creation of aviation, space and rocket technologies . . . . . 92
**Makridenko L.A., Sarychev A.P., Volkov S.N.,**
**Medushev S.V., Averbukh V.Ya.**
Semicentenary Anniversary of cooperation between
«VNIIEM Corporation» JC and Federal Enterprise «Lavochkin Association» . . . . . 101
**Moskatiniev I.V., Baliev A.V., Pavlova T.V.,**
**Gektin Yu.M., Akimov N.P., Smelyansky M.B.,**
**Sulimanov N.A., Badaev K.V., Ryzhakov A.V.,**
**Frolov A.G., Andreev R.V., Zaytsev A.A.**
The main results of MSU-GS instrument operations onboard
«ELECTRO-L» № 2 satellite . . . . . 108
**Degtyar V.G., Molchanov S.F.**
Research experiments in space environment with
new articles of space systems . . . . . 115

**Filatyev A.S.**
Joint aerospace studies of TsAGI and Lavochkin Association . . . . . 119
**Alifanov O.M., Medvedskiy A.L.,**
**Terentyev V.V., Lyskov D.V.**
Experience of descent vehicle-demonstrator design,
introduction of aeroelastic deployable structural
elements in space systems . . . . . 127
**Evich A.F., Gubaidullin V.Sh.**
The first steps to the Moon (memories of TsNIImash's veterans). . . . . 134
**Vaisberg O.L.**
With Lavochkin Association towards Mars! . . . . . 136
**Naumov V.N., Gorelov V.A.**
Joint experience of MGTU by N.E. Bauman and
Lavochkin Association in the field of rovers development . . . . . 144
**Asyushkin V.A., Vikulenkov V.P., Ishin S.V.,**
**Fedoskin D.I., Lemeshevskii S.A., Yakovlev B.D.,**
**Jumahanov N.B., Poreshnev A.Yu., Vikulenkov A.V.**
Enhanced power-capacity multi-purpose versatile tug «FREGAT-CBU» . . . . . 147
**Ivanov I.G., Bondareva M.K.**
Historical experience of cooperation between
Main Test Spaces Center and Lavochkin Association
in the field of spacecraft control . . . . . 157
**Economov A.P., Ksanfomaliti L.V.**
Advanced thermal control systems for Venus exploration descent vehicles . . . . . 163
**Melnichuk A.D., Popesku E.P.**
First steps towards the Moon exploration. Some overall results. . . . . 170
**Kotomin A.A., Dushenok S.A., Lemeshevskii S.A.,**
**Shirokova N.P., Efanov V.V.**
Comprehensive methods of calculation of parameters of
high-energy materials efficiency used in spacecraft
pyro separation systems . . . . . 174
**Lagno O.G., Ivaneko I.M., Dmitriev V.V., Verbitskaia N.F.**
From «L» upper stage to «Fregat» upper stage . . . . . 180
**Shkolnyi V.N., Islentiev E.V., Kapustin A.N.,**
**Krat M.V., Yudin V.A., Grishelenok D.A.**
Radio navigation hardware of GLONASS space
navigation systems and GPS autonomous navigation systems of
«ELEKTRO-L» spacecraft . . . . . 183
**Shulga V.M., Lebedev A.G., Borisov V.G.,**
**Sova A.N., Ermakov V.Yu., Kuznetsov D.A.**
Methodological and experimental substantiation of the technology
of refueling of the upper stage «Fregat» components
of the fuel from the transport and filling containers
by the method of weight batching (to the 80 anniversary
of the Federal Enterprise «Lavochkin Association»). . . . . 187

**the journal is a reviewed publication**

**f o u n d e r**
FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
the journal is registered in Federal
Service for telecommunications and mass
media oversight.
address of the founder and the publisher
is the same as of the editorial office
certificate ПИ № ФС77–55759
dated October 28, 2013

**the journal is a reviewed publication**

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link http://www.elibrary.ru
- the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works of those applying for a scientific degree
- the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IM. S.A. LAVOCHKINA»
- post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site http://www.vestnik.laspace.ru
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JOURNALY» (ROSPECHAT)

© FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
© article writers

**scientific and technical quarterly journal**
**published since 2009**
editorial office address: 141402 Moscow region, Khimki,
Leningradskaya str., 24
phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
fax: (495) 572 00 68
e-mail: VESTNIK@LASPACE.RU
internet: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU

# ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА (К 80-ЛЕТИЮ ПРЕДПРИЯТИЯ)

# FLIGHTBORNE VEHICLES BY LAVOCHKIN ASSOCIATION (TO THE EIGHTIETH ANNIVERSARY OF LAVOCHKIN ASSOCIATION)

**В.В. Ефанов**[1],
*профессор, доктор технических наук,*
*vladimir_efanov@laspace.ru;*
**V.V. Efanov**

**М.Б. Мартынов**[1],
*кандидат технических наук,*
*maxim.martynov@laspace.ru;*
**M.B. Martynov**

**Х.Ж. Карчаев**[1],
*кандидат экономических наук, kar@laspace.ru;*
**Kh.Zh. Karchaev**

*Приведён обзор летательных аппаратов, созданных предприятием и описание разрабатываемых автоматических космических аппаратов на ближайшую перспективу. Кратко анализируются задачи, решаемые КА и пути их реализации.*

*Ключевые слова:*
*самолёты-истребители «Ла»;*
*система ПВО «С-25»;*
*МКР «Буря»;*
*аппараты серий «ЛУНА», «ВЕНЕРА», «МАРС»;*
*астрофизические обсерватории «АСТРОН», «ГРАНАТ», «СПЕКТР».*

*The review of aircraft and spacecraft series designed and developed by the company and description of the automated spacecraft under development for near-term outlook are presented. The article summarizes the tasks and objectives solved by the spacecraft and the ways of their implementation.*

*Key words:*
*«LA» fighters;*
*«S-25» air defense system;*
*«Burya» intercontinental cruise missile;*
*«LUNA» family satellites,*
*«VENERA», «MARS»;*
*«ASTRON» astrophysics observatories,*
*«GRANAT», «SPEKTR».*

2017 год для НПО имени С.А. Лавочкина – юбилейный. 80 лет назад по решению Совета Труда и Обороны – в то время высшего правительственного органа страны – в Химках была передана в распоряжение Народного Комиссариата оборонной промышленности с целью перепрофилирования под задачи самолётостроения мебельная фабрика, которая стала авиационным заводом № 301 (Приказ Наркомоборонпрома СССР от 01.06.1937 г. № 0121).

По направленности деятельность предприятия включает три этапа: самолётостроение (1937–1959 годы), ракетостроение (1950–1964 годы) и космонавтика (с 1965 года).

Во второй половине 1930-х годов стране необходимо было совершить рывок в разработке боевых самолётов, по тактико-техническим характеристикам не уступающим зарубежным аналогам, и оперативно запустить лучшие образцы в серийное производство.

Одним из тех, кто предложил проект нового скоростного истребителя, был творческий триумвират: Владимир Петрович Горбунов, Семён Алексеевич Лавочкин, Михаил Иванович Гудков. Предложение работ было одобрено, и в сентябре 1939 года авторы возглавили конструкторское бюро (ОКБ), а для изготовления первого экземпляра самолёта был определён Химкинский авиационный завод № 301.

ОКБ практически было сформировано заново. Очевидно, это происходило, в основном за счёт привлечения бывших сотрудников авиационных КБ Д.П. Григоровича и А.В. Сильванского. Коллектив приступил к выполнению проектно-конструкторских работ по созданию самолёта новой конструкции и обеспечению проведения наземных и лётных испытаний (*Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010). Были созданы истребители серии «ЛаГГ».

«ЛаГГ-3» (рисунок 1а) в конце 1940 года был запущен в серийное производство. Семёном Алексеевичем Лавочкиным был создан новый истребитель с другим типом авиационного двигателя (с воздушным охлаждением) и усовершенствованным вооружением. В сентябре 1942 года эти истребители впервые и весьма эффективно участвовали в сражениях за Сталинград и на Курском направлении. Было достигнуто превосходство «Ла-5» (рисунок 1б) над фашистскими истребителями «Мессершмитт-109» и «Фокке-Вульф-190».

Следующим достижением коллектива стал «Ла-7», признанный лучшим советским истребителем в Великой Отечественной войне (рисунок 1в).

[1] ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.




**а**




**б**



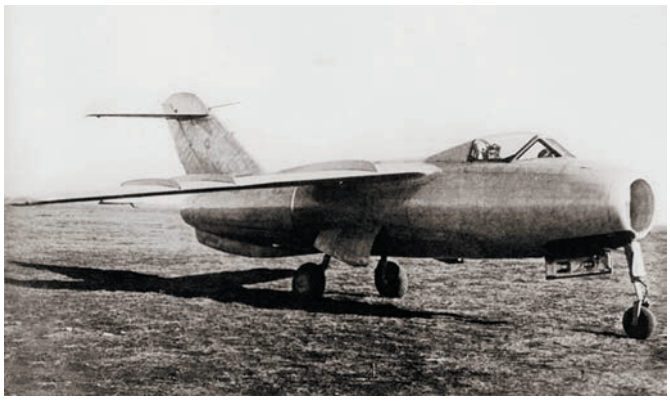
**в**

**рисунок 1.** Самолёты С.А. Лавочкина: «ЛаГГ-3» (**а**), «Ла-5» (**б**), «Ла-7» (**в**)

Затем была реактивная авиация. Проектно-конструкторские работы перешли на новый уровень, они выполнялись совместно с ведущими НИИ авиационной промышленности – ЦАГИ, ЛИИ, ЦИАМ, ВИАМ и др. Усилилась роль расчётно-теоретических и экспериментальных исследований. «Ла-176» первым в стране преодолел звуковой барьер в полёте со снижением. Создан высотный истребитель перехватчик «Ла-250» (1958 год), опередивший своё время (рисунок 2).

В середине прошлого века ОКБ С.А. Лавочкина становится одним из основных предприятий военно-промышленного комплекса СССР. Ему поручается создание новых средств защиты от воздушного нападения и новых видов стратегического сдерживания.

В сентябре 1950 года наше предприятие постановлением Правительства было назначено разработчиком зенитной управляемой ракеты «С-25» для ПВО города Москвы. Это была первая в стране система



**а**



**б**

**рисунок 2.** Реактивные самолёты «Ла-176» (**а**), «Ла-250» (**б**) (*Якубович Н.В.*, 2002)

противовоздушной обороны, базирующаяся на применении стационарных зенитных комплексов на основе секторных радиолокаторов, размещённых вокруг защищаемого объекта.

Ракета была создана немногим более чем за год. Система ПВО «С-25» была принята на вооружение. На рисунке 3 показана зенитная ракета системы ПВО «С-25».

НПО имени С.А. Лавочкина впервые удалось создать сверхзвуковую межконтинентальную крылатую ракету «Буря», это была чрезвычайно наукоёмкая разработка (рисунок 4).

Работа в области ракетостроения стала мощным импульсом для развития самого предприятия. Были созданы новые подразделения. Возрастающее усложнение создаваемых изделий и задач требовало внедрения электронных цифровых вычислительных машин. Для «Бури» были созданы впервые прямоточный воздушно-реактивный двигатель и астронавигационная система управления (*Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

В 1965 году предприятию поручается космическая тематика. НПО становится головным предприятием по созданию автоматических космических аппаратов для исследования Луны и планет Солнечной системы. Такому решению способствовала уже известная



**рисунок 3.** Зенитная ракета системы ПВО «С-25»

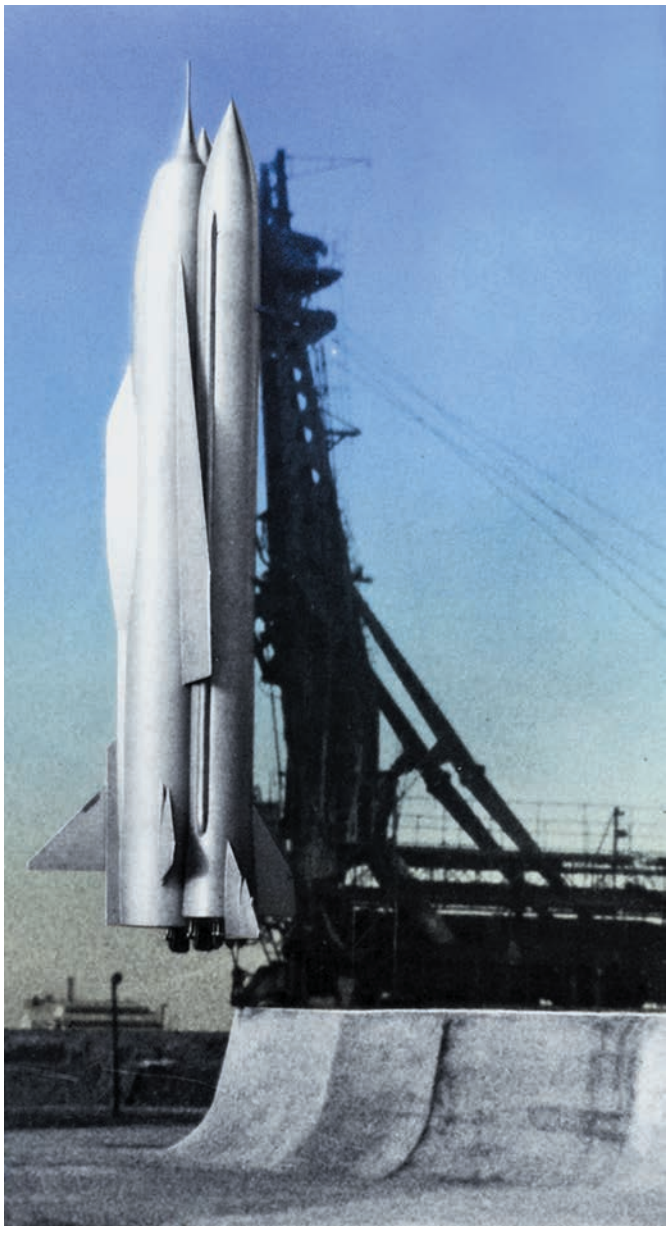


**рисунок 4.** Общий вид МКР «Буря»

научно-проектная школа Лавочкина создания широкого круга летательных аппаратов. Главным конструктором назначается Георгий Николаевич Бабакин. Эта тематика была передана вместе с заделом из ОКБ-1 Сергея Павловича Королёва.

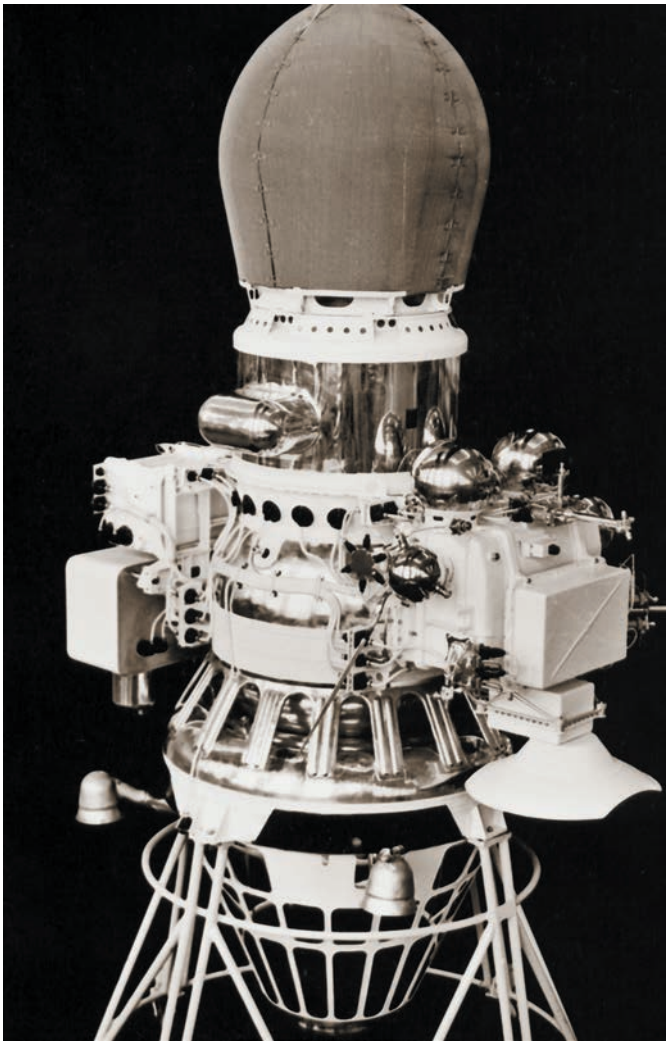
Первым лунным аппаратом, который впервые совершил посадку на естественный спутник Земли, был КА «ЛУНА-9». В основном, КА был разработан в ОКБ-1, но в НПО имени С.А. Лавочкина усовершенствован, особенно по посадочному устройству, и прошёл дополнительные испытания (*Ефанов В.В., Долгополов В.П.*, 2016). На рисунке 5 представлен общий вид космической станции и посадочного аппарата «ЛУНА-9».

Запуск КА «ЛУНА-9» произошёл в 1966 году, в том же году запущен аппарат «ЛУНА-10» – первый искусственный спутник Луны (рисунок 6).

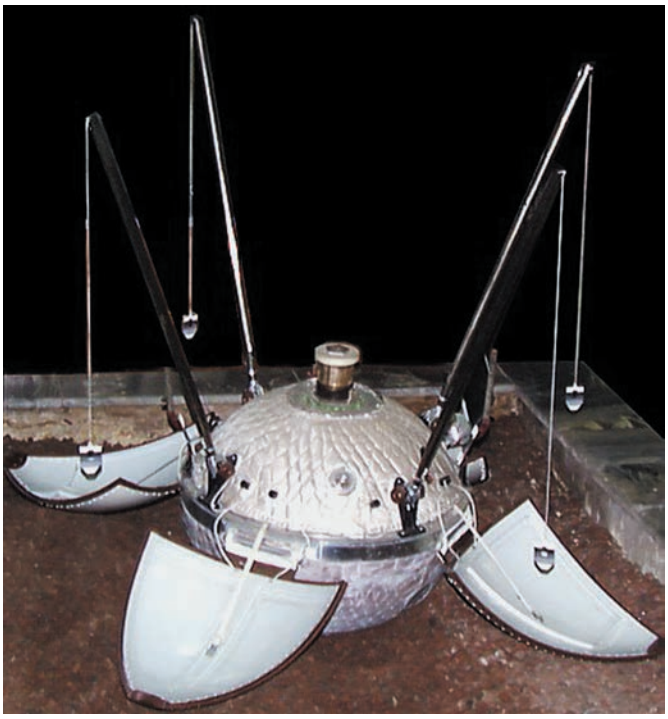
Посадочным аппаратом были достигнуты следующие научные результаты (*Khartov V.V. et al*., 2011):

- первая мягкая посадка на Луну;
- получение круговой панорамы поверхности;
- измерение интенсивности жёсткой радиации, обусловленной космическими и солнечными лучами, а также радиоактивным излучением лунного грунта.

«ЛУНА-10» провела исследования с окололунной орбиты. 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. КА «ЛУНА-10» измерила также поток микрометеоритов и космическое излучение на окололунной орбите. Запуск указанных аппаратов осуществлялся ракетой-носителем «Молния» с разгонным блоком «Л».



**а**



**б**

**рисунок 5.** Общий вид космической станции (**а**) и посадочного аппарата «ЛУНА-9» (**б**)

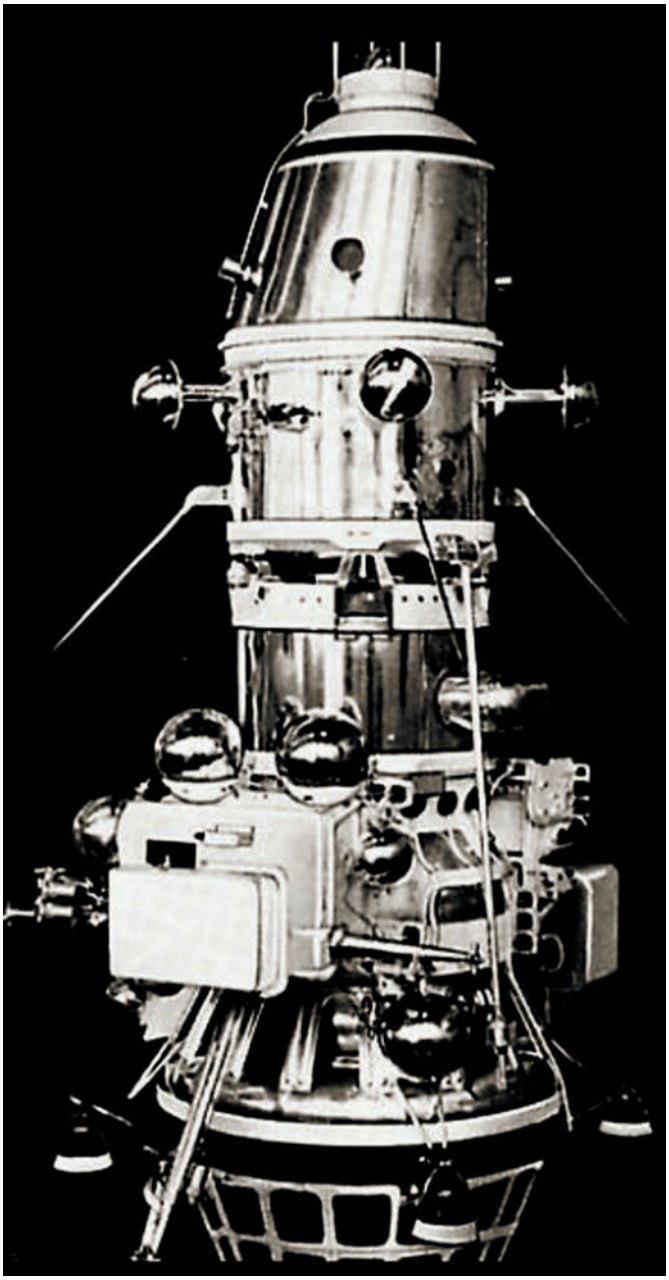


**рисунок 6.** КА «ЛУНА-10»

В 1967 году Г.Н. Бабакин предложил перейти на ракету-носитель тяжёлого класса типа «Протон» с разгонным блоком «Д». Это позволило нам создать совершенные для того времени автоматические космические аппараты следующего поколения, обладающие значительно большими возможностями и полезными нагрузками. Это были КА «ЛУНА-16» (рисунок 7) и «ЛУНА-17» (рисунок 8).

«ЛУНА-16» осуществила забор образцов лунного грунта и доставку его на Землю в автоматическом режиме – впервые в мире. Запуск осуществлён в 1970 году. В конце того же года запущен аппарат «ЛУНА-17» с «ЛУНОХОДОМ-1» на борту – первая в мире мобильная лаборатория, работающая на другом небесном теле в автоматическом режиме и управляемая с Земли.

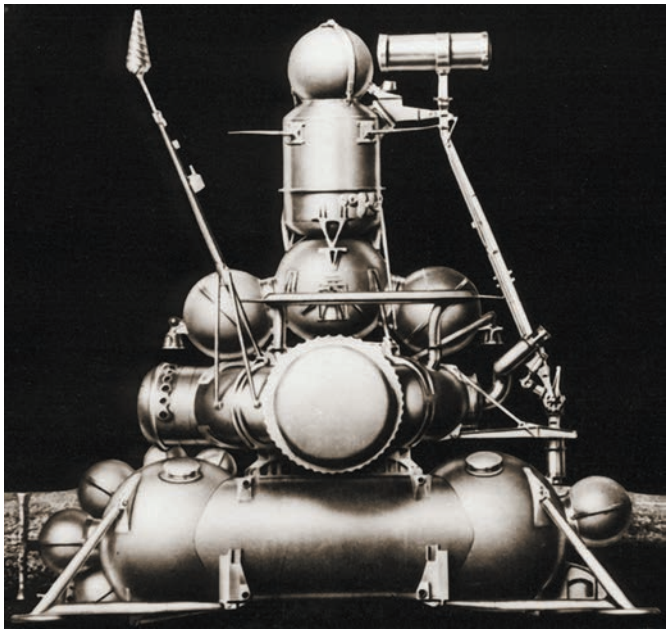


**рисунок 7.** Общий вид КА «ЛУНА-16»

Начиная с указанных выше лунных аппаратов второго поколения, в НПО имени С.А. Лавочкина была принята концепция создания унифицированных космических служебных платформ для различных серий аппаратов. Основной несущей конструкцией являлись топливные баки двигательной установки. Был создан орбитально-посадочный блок – посадочная платформа многоцелевого назначения. Он доставлял на Луну или в окололунное пространство различные полезные нагрузки: луноходы; взлётные ракеты с возвращаемыми на Землю аппаратами; искусственные спутники Луны (ИСЛ) для дистанционного зондирования Луны и др. Универсальной также являлась корректирующе-тормозная двигательная установка (блок КТ). КА «ЛУНА-16»…«ЛУНА-24» выполнили обширную программу исследований лунной поверхности.

Помимо изучения Луны, значительное внимание в фундаментальных космических исследованиях уделяется Марсу и Венере. Аппаратам, созданным в ОКБ-1, эти задачи решить не удалось.

Астрономическое окно для оптимальной траектории полёта к Венере открывалось в 1967 году. В такие сжатые сроки (за 2 года) создать принципиально новый аппарат невозможно. Поэтому базовым аппаратом был принят КА, созданный С.П. Королёвым. Но он был значительно усовершенствован в части орбитального и посадочного отсеков.

Для орбитального аппарата это было связано с поддержанием необходимого температурного режима, т.е. с недопущением наблюдаемого ранее перегрева как основного отсека, так и солнечных батарей.

Наиболее существенной переработке подвергся спускаемый аппарат, т.к. не было определённости по температуре атмосферы и давлению на поверхности Венеры.

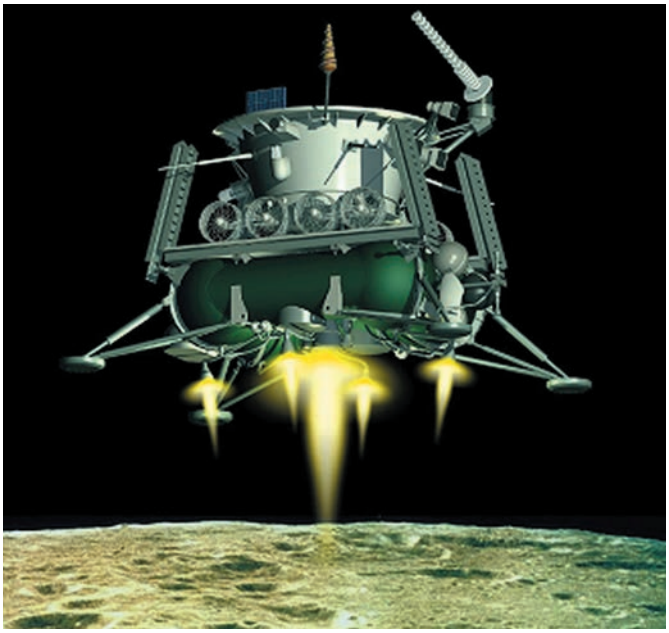


**рисунок 8.** КА «ЛУНА-10»

Запуск аппарата «ВЕНЕРА-4» был осуществлён в 1967 году, но он, как и последующие «ВЕНЕРА-5, -6», был раздавлен атмосферой планеты. Только КА «ВЕНЕРА-7», запущенный в 1970 году, впервые в мире достиг поверхности. Он был рассчитан на давление более 100 атмосфер и температуру окружающей среды более 500ºС. Получена информация о температуре и давлении атмосферы на этапе спуска и её поверхности.

На рисунке 9 представлен общий вид КА «ВЕНЕРА-7».

Следующее поколение КА этой серии открывается аппаратом «ВЕНЕРА-9», запущенным в 1975 году ракетой-носителем «Протон» с разгонным блоком «ДМ».

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 посадки на поверхность планеты;
- передача фототелеметрических изображений поверхности в месте посадки и результатов измерения характеристик грунта.

Общий вид КА «ВЕНЕРА-9» показан на рисунке 10.

В ноябре 1981 года был запущен аппарат «ВЕНЕРА-14», который передал на Землю цветные изображения поверхности планеты, а в 1983 году – аппарат «ВЕНЕРА-15» для радиолокационного картографирования Северного полушария.

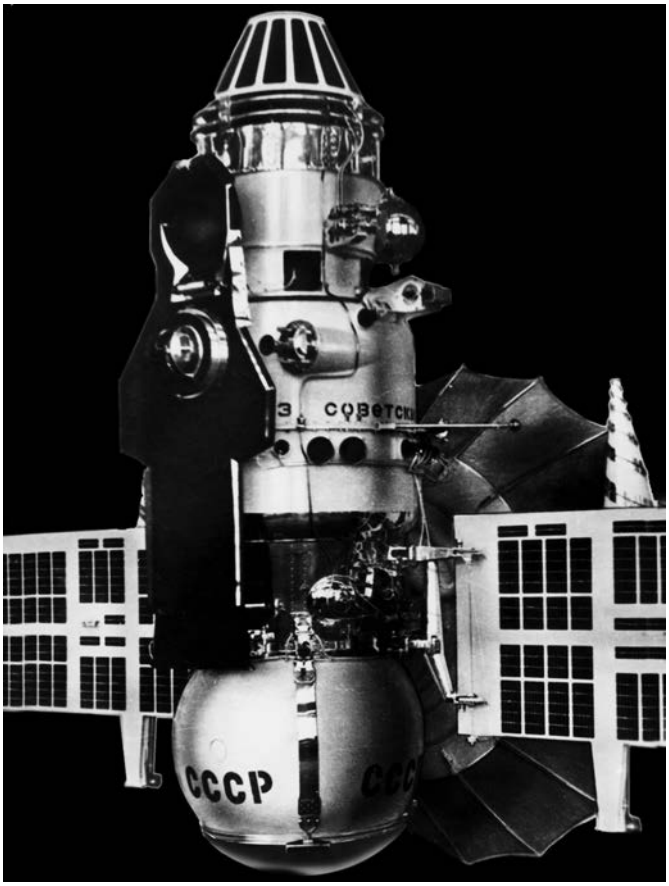



**рисунок 9.** Общий вид КА «ВЕНЕРА-7»

Следующим этапом рассматриваемого направления стала разработка КА многоцелевого назначения, с помощью которого на Венеру могли доставляться десантный аппарат и исследовательский зонд, а после проведения баллистического манёвра КА мог направиться к другому телу Солнечной системы, например, к комете Галлея. Такие аппараты получили название «ВЕГА-1, -2» (*Вайсберг О.Л.*, 2016) и были запущены в 1984 году (рисунок 11).

Указанные аппараты созданы по международному проекту «ВЕНЕРА – ГАЛЛЕЙ» и предназначены для исследования в пролётном сближении двух небесных объектов: планеты Венера (с десантированием на её поверхность посадочных аппаратов и доставкой в её атмосферу аэростатных зондов) и кометы Галлея.

Программа исследования включала:

- 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 баллистическим движением сквозь кому кометы по возможно наименьшему расстоянию от её ядра;

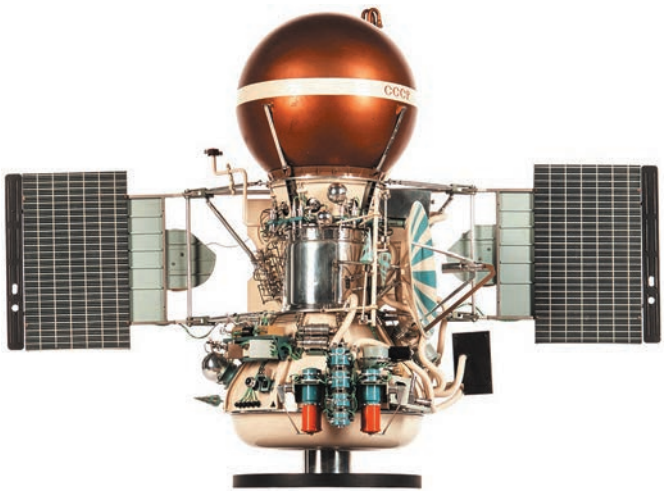



**рисунок 10.** Общий вид КА «ВЕНЕРА-9»

- проведение комплексного исследования кометы с пролётной траектории (в том числе получение телевизионных изображений её ядра).

Основные этапы экспедиции по проекту «ВЕНЕРА – ГАЛЛЕЙ» представлены на рисунке 12.

Так же, как и в отношении Венеры, начать исследования Марса созданными в ОКБ-1 автоматическими космическими аппаратами не удалось.

В НПО имени С.А. Лавочкина были созданы принципиально новые по тому времени и запущены в 1971 году аппараты «МАРС-2, -3». КА «МАРС-3» впервые совершил мягкую посадку на планету. КА «МАРС-2, -3» предназначены для исследования Марса и околопланетного пространства посадочным орбитальным аппаратом.

В ходе полёта по трассе Земля – Марс и с орбиты искусственного спутника Марса бортовым научным комплексом 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.

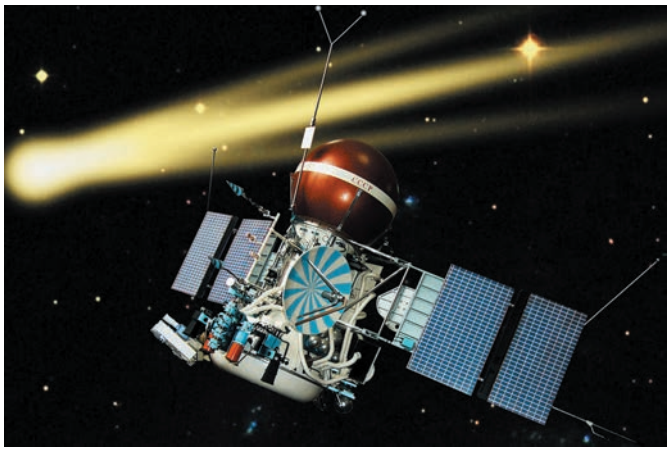


**рисунок 11.** КА «ВЕГА-1»

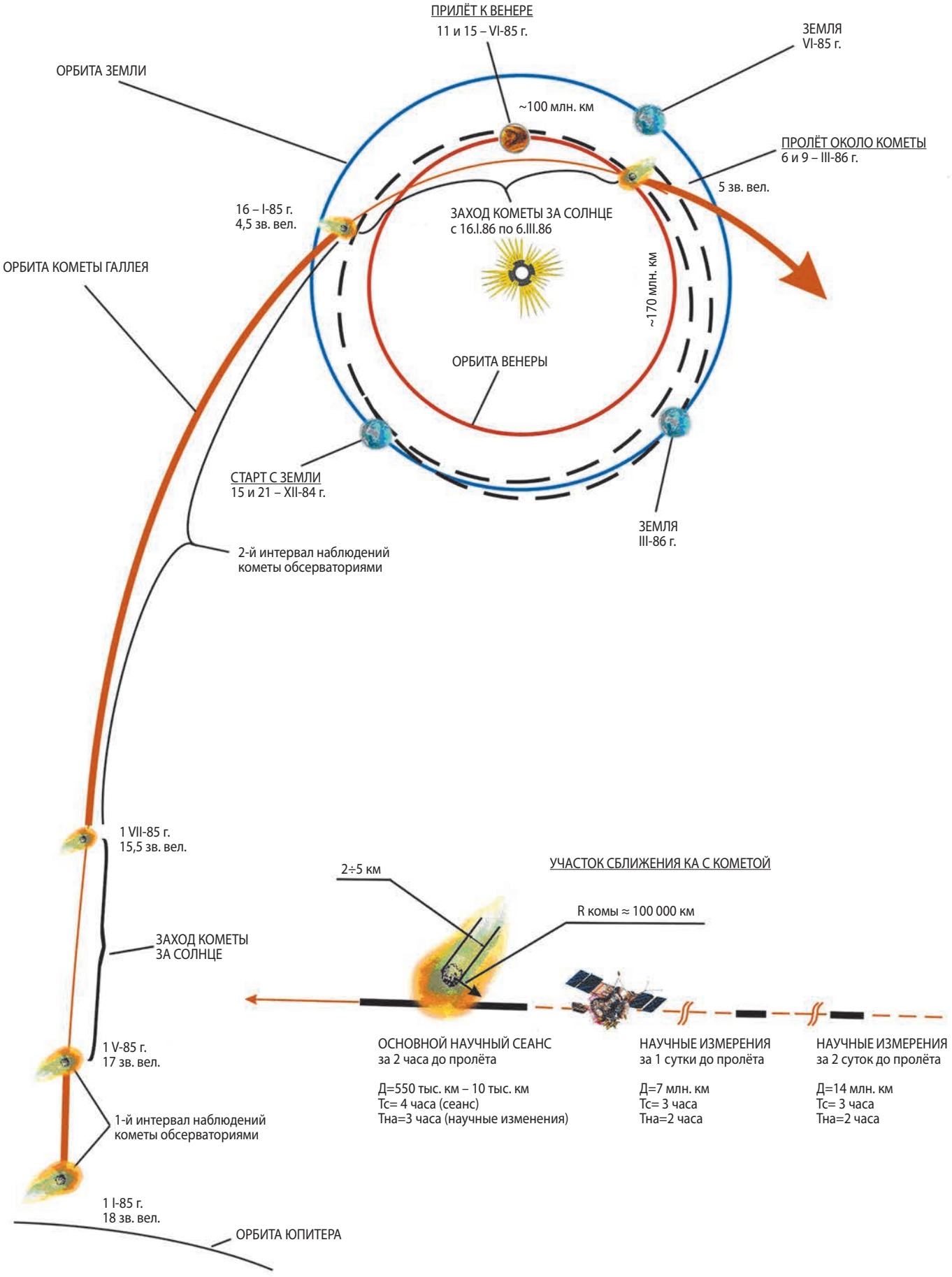



**рисунок 12.** Основные этапы экспедиции по проекту «ВЕНЕРА – ГАЛЛЕЙ»

К сожалению, посадочный аппарат на поверхности проработал короткое время.

Космическим комплексом следующего поколения был «МАРС-96». Основными его задачами являлись создание искусственного спутника планеты и доставка на её 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 траекторию.

Для изучения околомарсианского пространства и его естественных спутников был создан КА «ФОБОС». Он предназначен для проведения комплексных исследований объектов Солнечной системы: Фобоса (дистанционно и контактно) путём сближения с ним вплоть до состояния «бреющего полёта» над его поверхностью и десантирования на него стационарного и подвижного исследовательских зондов; планеты Марс (с подлётной траектории и с орбиты ИСМ); Солнца и др.

Запуск состоялся в 1988 году. Частично научная программа была выполнена, однако сам аппарат при сближении с Фобосом был потерян. Общий вид космического аппарата «Фобос» показан на рисунке 13.



**рисунок 14.** Общий вид КА «АСТРОН»

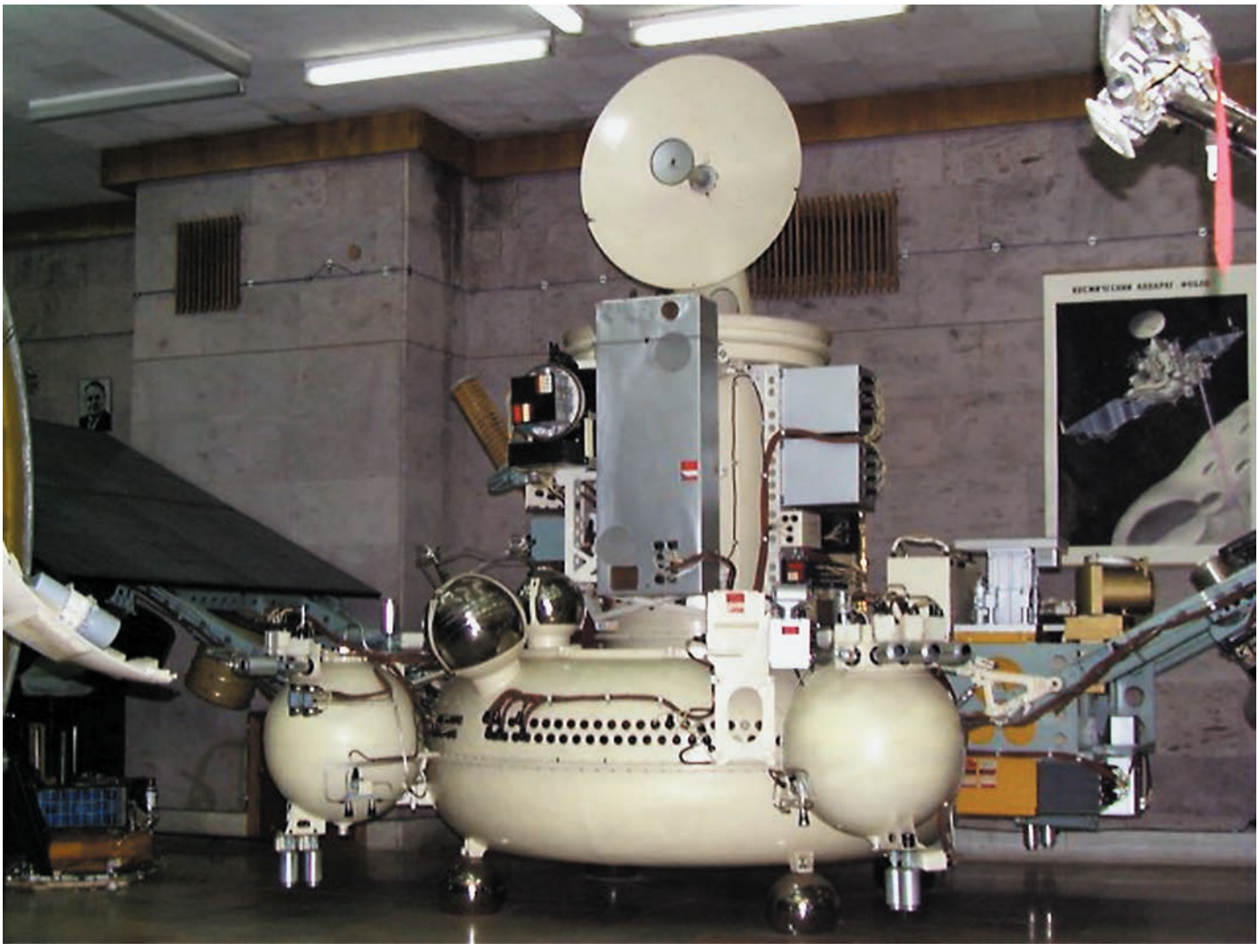


**рисунок 13.** Общий вид КА «ФОБОС»

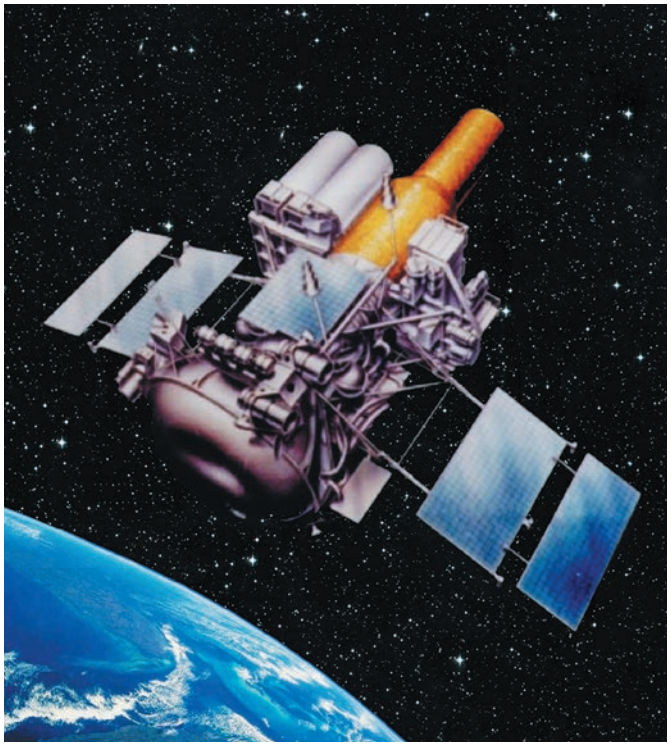


**рисунок 15.** Общий вид КА «ГРАНАТ»



**рисунок 16.** Общий вид КА «СПЕКТР-Р»

В 2011 году был запущен КА «ФОБОС-ГРУНТ», который потерял управление при выведении и потерпел неудачу.

Значительное место в НПО имени С.А. Лавочкина среди проектов КА для фундаментальных научных исследований занимают орбитальные астрофизические обсерватории (внеатмосферная астрономия).

Первая отечественная обсерватория – «АСТРОН» была запущена в 1983 году. КА «АСТРОН» реализовал следующую научную программу:

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

При этом были решены научные проблемы:

- исследование межзвёздной среды;
- изучение молодых звёзд большой массы;
- изучение перемешивания вещества в звёздах, установление места протекания ядерных реакций;
- изучение нестационарных ядер галактик;
- изучение круговорота материи (звёзды – межзвёздная среда – звёзды).

Общий вид КА «АСТРОН» показан на рисунке 14.

Космический аппарат «ГРАНАТ» – вторая из созданных в СССР астрофизических внеатмосферных непилотируемых обсерваторий – был запущен в 1989 году и предназначался для проведения астрофизических исследований галактических источников космического излучения в рентгеновском и гамма-диапазонах электромагнитного спектра. Его задачей являлось проведение детальных исследований компактных и протяжённых космических источников указанного диапазона излучений.

Научная программа указанного аппарата включала:

- построение изображения с высокими разрешением и чувствительностью участков небесной сферы в гамма- и рентгеновском диапазонах;
- исследование спектральных характеристик;
- патрульное слежение за небесной сферой с целью обнаружения и изучения источников рентгеновского и гамма- излучений. Общий вид КА «ГРАНАТ» показан на рисунке 15.

Помимо указанных научных автоматических космических аппаратов, в НПО имени С.А. Лавочкина были созданы и запущены с 1972 по 1996 годы десять аппаратов серии «ПРОГНОЗ» и два аппарата «ИНТЕРБОЛ» для исследования солнечно-земных связей, солнечного ветра, космической плазмы и магнитосферы Земли.

С начала XXI века нами успешно реализован ряд проектов. Это прежде всего межорбитальный космический буксир «Фрегат», первый запуск которого был осуществлён в 2000 году. На сегодняшний день успешно сработало 58 буксиров, выведено на орбиты искусственных спутников Земли и на отлётные траектории к другим планетам 103 автоматических космических аппаратов как российских, так и зарубежных. Следует отметить, что «Фрегат» адаптирован к ракетам-носителям серий «Союз» и «Зенит», а пуски осуществлены с трёх космодромов: Байконур, Плесецк, Куру, а в ближайшее время – планируются и с Восточного.

На ближайшую и среднесрочную перспективу нами продолжаются работы по разработке космических комплексов для фундаментальных и прикладных научных исследований.

В 2011 году была запущена на высокоэллиптическую орбиту астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-Р», работающая в радиодиапазоне электромагнитного излучения.

Этот КА с установленным на нём радиотелескопом образует наземно-космическую систему радиоинтерферометрии со сверхдлинными базами, предназначенную для исследования структуры космических объектов со сверхвысоким угловым разрешением, благодаря огромным базам, достигающим порядка 360000 км. Наземное плечо интерферометра обеспечивают более 30 радиотелескопов России, Австралии, Великобритании, ЮАР, США и др. (*Кардашев Н.С. и др.*, 2016). Общий вид КА «СПЕКТР-Р» показан на рисунке 16.

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

Реализовано рекордное угловое разрешение, составляющее около 10 микросекунд дуги.

В это же время по заказу Росгидромета на нашем объединении был создан гидрометеорологический геостационарный спутник нового поколения «ЭЛЕКТРО-Л», который запущен в 2011 году. Он входит в Глобальную Систему Наблюдений, развиваемую под эгидой Всемирной Метеорологической Организации.



**рисунок 17.** КА «ЭЛЕКТРО-Л»

Помимо Росгидромета, этот спутник обеспечивает информацией другие заинтересованные министерства и ведомства оперативной информацией в целях:

- анализа и прогноза погоды в региональном и глобальном масштабах;
- анализа и прогноза состояния акваторий морей и океанов, условий для полёта авиации;
- анализа и прогноза гелиогеографической обстановки в околоземном космическом пространстве, состояния ионосферы и магнитного поля Луны;
- экологического контроля окружающей среды и др.

В настоящее время уже запущен второй спутник упомянутой серии, а третий проходит необходимые наземные испытания. КА «ЭЛЕКТРО-Л» показан на рисунке 17.

**таблица** – Программа запуска лунных миссий до 2025 года

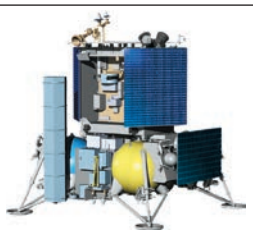
| год запуска | 2019 | 2020 | 2021 |
|---|---|---|---|
| проект | «ЛУНА-ГЛОБ» («ЛУНА-25») | «ЛУНА-РЕСУРС-1-ОА» («ЛУНА-26») | «ЛУНА-РЕСУРС-1-ПА» («ЛУНА-27») |
| тип миссии | посадочная | орбитальная | посадочная |
| конфигурация аппарата |  |  |  |
| ракета-носитель | «Союз-2.1б» | «Союз-2.1б» | «Союз-2.1б» |
| схема посадки | прямая | – | прямая / адаптивная |
| отрабатываемые технологии | базовые технологии мягкой посадки | высокодетальная съёмка Луны, связь с посадочными средствами | высокоточная и безопасная посадка, модернизированная ДУ, связь с ОА, криогенный забор грунта |
| масса КА, кг | 1750 | 2200 | 2150 |
| полезная нагрузка | стационарная научная станция | комплекс научной аппаратуры | стационарная научная станция, глубинное ГЗУ |
| масса ПН, кг | 30 | 160 | 130 |



**рисунок 18.** Общий вид КА «СПЕКТР-РГ»

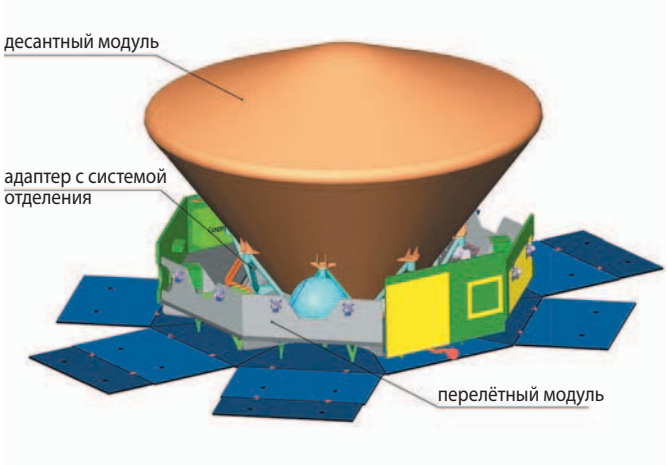



**рисунок 19.** Общий вид КА «ЭКЗОМАРС-2020»

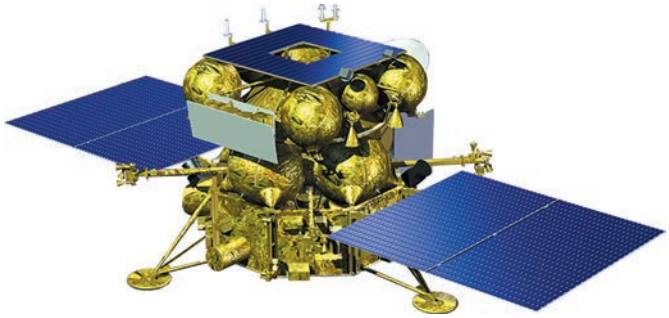


**рисунок 20.** Общий вид КА «БУМЕРАНГ»

В НПО имени С.А. Лавочкина развёрнуты проектно-конструкторские работы по реализации Федеральной космической программы на 2016–2025 годы. В области фундаментальных научных исследований приоритетной задачей является создание автоматических КА для изучения Луны и окружающего её пространства (*Ефанов В.В.*, *Долгополов В.П.*, 2016).

По мнению Российской академии наук, основным районом изучения является Южный полюс, который будет исследоваться дистанционными и контактными методами, вплоть до доставки на Землю образцов реголита и лунного реликтового водяного льда с сохранением летучих веществ из заранее определённого района в исходном состоянии (*Khartov V.V. et al.,* 2011).

Проведённый системно-проектный анализ создания перспективных КА показал целесообразность итерационного подхода к реализации рассматриваемых проектов, который предполагает предварительную лётную апробацию ключевых конструкторско-технологических решений с последующим усложнением поставленных задач. Имеется в виду, что сначала осуществляется поэтапная отработка критических технологий (высокоточная безопасная посадка, глубинный криогенный забор грунта с капсуляцией и т.п.); поэтапное наращивание сложных экспедиций; привлечение международной кооперации; адаптация отработанных лунных платформ к последующим планетным экспедициям на Марс, Фобос, к Юпитеру.

Сейчас нами создаётся серия лунных автоматических КА. Они будут проводить уникальные эксперименты в ранее недоступных районах Южного полюса.

Обозначения КА будут продолжением предыдущих серий, завершённых в 1976 году («ЛУНА-24»). Первым изделием будет аппарат «ЛУНА-25» (*Казмерчук П.В.*, 2016). Запуск планируется в 2019 году. Аппарат доставит на поверхность научную аппаратуру для комплексных исследований в околополярной области, отработает технологию мягкой посадки и обеспечит лётную квалификацию отдельных ключевых служебных систем и устройств. Основными научными задачами будут:

- изучение внутреннего строения и разведка природных ресурсов в околополярной области Луны;
- исследование воздействия на поверхность естественного спутника Земли космических лучей и электромагнитных излучений.

На 2020 год намечен полёт КА «ЛУНА-26» для проведения комплекса дистанционных научных исследований Луны с орбиты её искусственного спутника.

На 2021 год планируется запуск КА «ЛУНА-27». Он доставит на поверхность автоматизированную физико-химическую лабораторию для проведения широкого спектра контактных исследований в районе Южного полюса.

В данном проекте интересным является организация посадки. В случае неподготовленности или отмены сеанса посадки в выбранный район, в заданное время логика работы аппарата предусматривает его посадку в другом районе.

В таблице представлена описанная программа запусков лунных КА до 2025 года.

У нас продолжаются работы по космическим астрофизическим обсерваториям. Прежде всего, это относится к КА «СПЕКТР-РГ», предназначенному для изучения Вселенной в рентгеновском диапазоне электромагнитного излучения. КА несёт на борту телескопы: ART-XC (Россия); eRosita (Германия). Его основными научными задачами являются:

- обзор неба в режиме сканирования с высокой чувствительностью, угловым и энергетическим разрешением;

- детальные исследования в режиме трёхосной стабилизации отдельных отобранных областей неба и новых источников.

«СПЕКТР-РГ» придёт на смену орбитальной международной обсерватории «ИНТЕГРАЛ».

Общий вид этого КА показан на рисунке 18.

В настоящее время завершается сборка лётного изделия и начинаются комплексные электрические испытания. Запуск намечен на 2018 год.

С начала космической эры уделялось пристальное внимание изучению Марса автоматическими аппаратами. В программе НПО имени С.А. Лавочкина на среднесрочную перспективу ведутся проектно-конструкторские работы совместно с Европейским космическим агентством (ЕКА) по созданию КА «ЭКЗОМАРС». Аппарат состоит из двух частей. В 2016 году на орбиту Марса доставлены с помощью ракеты космического назначения «Протон» спутник и посадочный модуль-демонстратор. По разрабатываемому проекту, в 2020 году на поверхность планеты с помощью разрабатываемого нашим предприятием десантного аппарата будет доставлен марсоход ЕКА массой около 300 кг (*Зеленый Л.М. и др.*, 2014; *Ваго Х. и др.*, 2014).

Научная миссия космического комплекса связана с поиском следов биологической жизни и воды, с мониторингом различных процессов на поверхности Марса в масштабе суток, сезонов, с метеонаблюдениями, исследованиями внутреннего строения планеты путём сейсмических наблюдений и др. (*Хартов В.В. и др.*, 2014).

Общий вид КА «ЭКЗОМАРС-2020» показан на рисунке 19.

Весьма актуальной задачей является изучение естественных спутников Марса – Фобоса и Деймоса с доставкой на Землю образцов их вещества. В 2011 году осуществить эту операцию с помощью КА «ФОБОС-ГРУНТ» не удалось.

На среднесрочную перспективу, с учётом имеющегося проектно-конструкторского задела, нами разрабатывается проект «Бумеранг» (*Полищук Г.М.*, 2009; *Polischuk G.M.*, 2011). Общий вид этого КА показан на рисунке 20.

Научными задачами этого проекта являются: дистанционное исследование Деймоса и Фобоса, околомарсианского пространства, посадка на Фобос, его многостороннее изучение контактными методами, доставка образцов реликтового вещества на Землю.

На более отдалённую перспективу мы разрабатываем проекты «СПЕКТР-УФ» для исследования Вселенной в ультрафиолетовом диапазоне электромагнитного излучения; «РЕЗОНАНС» – для исследования магнитосферы Земли, солнечных плазмы и ветра; «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД» для изучения Солнца с относительно близкого расстояния; «ЛАПЛАС» – для исследования системы Юпитера с возможной посадкой на один из спутников планеты и др.

Анализ приведённых проектов показывает, что Россия удерживает передовые позиции по изучению космоса.

## список литературы

*Ваго Х., Витасс О., Бальони П., Хальдеманн А. и др.* Проект «ЭКЗОМАРС»: ЕКА – следующий этап научных исследований Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 22-31.

*Вайсберг О.Л.* Проект «ВЕГА» – воспоминания участника (к 30-летию сближения КА с кометой Галлея) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 22-30.

*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.

*Зеленый Л.М., Кораблев О.И., Родионов Д.С., Новиков Б.С. и др.* Научные задачи комплекса научной аппаратуры посадочной платформы проекта «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 13-21.

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

*Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Андрианов А.С., Артюхов М.И. и др.* «РАДИОАСТРОН» – итоги выполнения научной программы за 5 лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 4-24.

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

*Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б.* Космические модули комплекса «ФОБОС-ГРУНТ» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-7.

*Хартов В.В., Мартынов М.Б., Лукьянчиков А.В., Алексашкин С.Н.* Проектная концепция десантного модуля «ЭКЗОМАРС-2018», создаваемого НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 5-12.

*Якубович Н.В.* Самолёты С.А. Лавочкина. М.: Русское авиационное общество, 2002. 160 с.

*Khartov V.V., Zelenyi L.M., Dolgopolov V.P., Efanov V.V. et al*. New Russian lunar unmanned space complexes // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 690-696.

*Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B.* Space modules of Phobos-Grunt complex for prospective interplanetary stations // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 589-592.

*Статья поступила в редакцию 26.01.2017 г.*

# СОЗДАНИЕ НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ЦЕНТРА ПЕРСПЕКТИВНЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ПОРИСТЫХ СЕТЧАТЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ И ОБЩЕПРОМЫШЛЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА БАЗЕ КООПЕРАЦИИ ФГУП «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» И МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА (ИСТОРИЯ, СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ)

# RESEARCH & PRODUCTION CENTER OF ADVANCED POROUS NET ITEMS FOR SPACE AND COMMON INDUSTRY APPLICATIONS BASED ON LAVOCHKIN ASSOCIATION AND BAUMAN MOSCOW STATE TECHNICAL UNIVERSITY COOPERATION (HERITAGE, CURRENT STATUS AND OPPORTUNITIES)

**А.А. Александров**[1], *профессор, доктор технических наук, rector@bmstu.ru;*
**A.A. Alexandrov**

**О.С. Графодатский**[2], *доктор технических наук, grafodatsky@laspace.ru;*
**O.S. Grafodatsky**

**В.И. Крылов**[1], *кандидат технических наук, niiem@power.bmst.ru;*
**V.I. Krylov**

**С.А. Лемешевский**[2], *кандидат экономических наук, lemeshevsky@laspace.ru;*
**S.A. Lemeshevskii**

**И.В. Лоханов**[2], *кандидат технических наук, lokhanov@laspace.ru;*
**I.V. Lokhanov**

**Ю.М. Новиков**[1], *кандидат технических наук, jum.nov@yandex.ru;*
**J.M. Novikov**

**Д.А. Ягодников**[1], *профессор, доктор технических наук, kafedra-e1@yandex.ru;*
**D.A. Jagodnikov**

*В соответствии с указаниями Правительства РФ и решениями госкорпорации «Роскосмос» перед отраслью поставлена задача увеличения к 2030 году доли внебюджетного финансирования деятельности предприятий до 50%. Решение поставленной задачи требует активного поиска перспективных направлений работ с учётом их плановой рентабельности, связанных с реализацией рисков, пригодности к существующей структуре научно-производственного потенциала предприятия и, что, не менее важно, – рыночной ниши планируемой к выпуску продукции.*
*Одним из таких направлений может стать практическое масштабирование и дальнейшее развитие технологий создания конструкций широкого спектра применения из новых комбинированных пористых сетчатых материалов (металлов) – далее КПСМ.*
*Реализация в полном объёме поставленных задач позволит предприятию космической отрасли выйти на выпуск не только топливозаборных устройств капиллярного типа для КА собственной разработки, но и удовлетворять потребности в аналогичной системной продукции предприятий*

*In accordance with the Russian Federation Government guidelines and resolutions of State Space Corporation «Roscosmos» the national space industry was assigned to increase the portion of extra-budgetary financing up to 50% by 2030.*
*The assigned task requires active search of advanced focus areas subject to the target profitability, related to the risk realization, compatibility with current enterprise structure and that is no less important – the market niche for the estimated production rate.*
*One of such focus areas can be a practical ranging and further development of technologies aimed at designs using new composite porous net materials (metals) for a wide scope of applications.*
*The full-scope implementation of the assigned objectives will enable the space companies to product not only the propellant management devices for the in-house-built SC, but also to meet the requirements of similar products*

[1] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.
MGTU by N.E. Bauman, Russia, Moscow.

[2] ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

*госкорпорации «Роскосмос», а также активно участвовать в программах импортозамещения предприятий-смежников и поставках изделий из КПСМ общепромышленного назначения. Учреждение высшей школы получает при этом возможность эффективного трансфера накопленного научного потенциала в реальные технические решения, востребованные на отечественном рынке, а также подготовки специалистов высшей квалификации по запросам промышленности.*

*Ключевые слова:*
*пористые материалы (porous materials);*
*пористые металлы;*
*фильтры;*
*капиллярное устройство;*
*технологическая сварочная установка;*
*специальные исследовательские центры.*

*by the companies under State Corporation «Roscosmos» and to actively participate in the import substitution programs of subcontractors and the supplies of items made of general purpose porous net materials. In parallel the University is capable of effective transfer of available scientific heritage into real engineering approaches which are in demand at national market and training of highly skilled experts on the industry request.*

*Key words:*
*porous materials;*
*porous metals;*
*filters;*
*capillary device;*
*technology welding machine;*
*special research centers.*

## введение

С начала практического освоения космического пространства в конце 50-х годов прошлого столетия традиционные фазоразделительные устройства (ФУ) базировались на металлических тканых проволочных сетках, имевших свои преимущества и недостатки, технологию изготовления, комплекс отработки и испытаний (*Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др.*, 1997).

Вопросы организации разработки и изготовления перспективных изделий фазоразделительного назначения из КПСМ (далее – ВБУ КТ) топливных баков космических аппаратов (КА) рассмотрены в (*Александров А.А., Хартов В.В., Новиков Ю.М., Крылов В.И. и др.*, 2015).

К 2013 году были сформулированы основные требования к наземной отработке капиллярных ФУ на основе КПСМ для топливных баков жидкостных ракетных двигателей верхних ступеней ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов (*Сапожников В.Б., Крылов В.И., Новиков Ю.М., Ягодников Д.А.*, 2013).

## 1. История кооперации «предприятие – вуз»

Появление первого опытного лётного образца ФУ в виде конического фильтра-фазоразделителя (ФФ) из КПСМ (рисунок 1) связано с совместной разработкой ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» (далее – предприятие) и МГТУ им. Н.Э. Баумана (далее – вуз) в кооперации организаций «Проект КПСМ») начала 90-х годов прошлого века (*Новиков Ю.М., Большаков В.А., Рудаков В.М.*, 1998).



**рисунок 1.** Конический фильтр-фазоразделитель топливного бака КА «КУПОН»

Необходимость его разработки была вызвана ненадёжной работой предыдущего аналога сетчатого разделителя (СР) из металлической сетки. Конструкция ФФ из КПСМ сразу же дала положительный результат по стабильности капиллярной удерживающей способности (КУС), весовым параметрам, качеству мест соединения проницаемого материала и корпусных деталей устройства.

В процессе изготовления и отработки ФФ из КПСМ были подтверждены физические процессы, отсутствующие или слабовыраженные для СР. Это и «самозаращивание» места прорыва газовой фазы через пористую стенку, исключающее начало лавинообразного процесса дальнейшего прорыва газа, и опережающее смачивание поверхности ФФ из КПСМ по отношению к уровню жидкости при заполнении внутренней полости ФФ, что приводит к образованию газового пузыря и искажению результатов экспериментальных исследований. Необходимость учёта этих особенностей обусловила разработку комплексного подхода ко всем стадиям жизненного цикла создания изделий из КПСМ (*Новиков Ю.М., Большаков В.А.*, 2001).

Исследования Луны, являющиеся одним из приоритетов Федеральной космической программы, предполагают создание гаммы космических аппаратов от «ЛУНЫ-25» до «ЛУНЫ-28» (*Ефанов В.В., Долгополов В.П.*, 2016; *Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатитьев И.В. и др.*, 2016).

Неслучайно поэтому совместные усилия в рамках кооперации «предприятие – вуз» направлены сегодня на разработку и изготовление опытных образцов фильтров-фазоразделителей из КПСМ для ВБУ КТ двигательных установок КА «ЛУНА-26» («ЛУНА-РЕСУРС-1» – орбитальный), а также астрофизической обсерватории «СПЕКТР-М».

## 2. Современное состояние кооперации «предприятие – вуз»

Подводя итоги первых пяти лет работ по программе кооперации «предприятие – вуз», отметим следующее:

- проработаны конструкции ФУ или ФФ для ВБУ КТ КА «СПЕКТР-М», «ЛУНА-РЕСУРС-1» – орбитальный»; проводится аналогичная работа по КА «Интергелиозонд» (*Платов И.В., Симонов А.В., Константинов М.С.*, 2015).
- проработан план создания на территории ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» центра по изготовлению опытных и серийных изделий из КПСМ в соответствии с требованиями системы менеджмента качества отрасли;
- проработана возможность изготовления в ручном режиме ФУ из КПСМ для ВБУ и фильтроэлементов топливного фильтра из КПСМ для двигательной установки КА «СПЕКТР-М». На рисунке 2 плоский элемент из КПСМ;
- разработана и изготовлена сварочная установка (см. рисунок 5) для производства составляющих элементов из КПСМ и собственно ФУ из КПСМ по проектам «СПЕКТР-М» и «ЛУНА-РЕСУРС-1 – орбитальная» для последующего её размещения на территории предприятия;
- прорабатываются вопросы по расширению участия профильных кафедр МГТУ им. Н.Э. Баумана в комплексной наземной отработке изделий из КПСМ (*Ягодников Д.А., Сапожников В.Б., Авраамов Н.И., Лоханов И.В. и др.*, 2017).

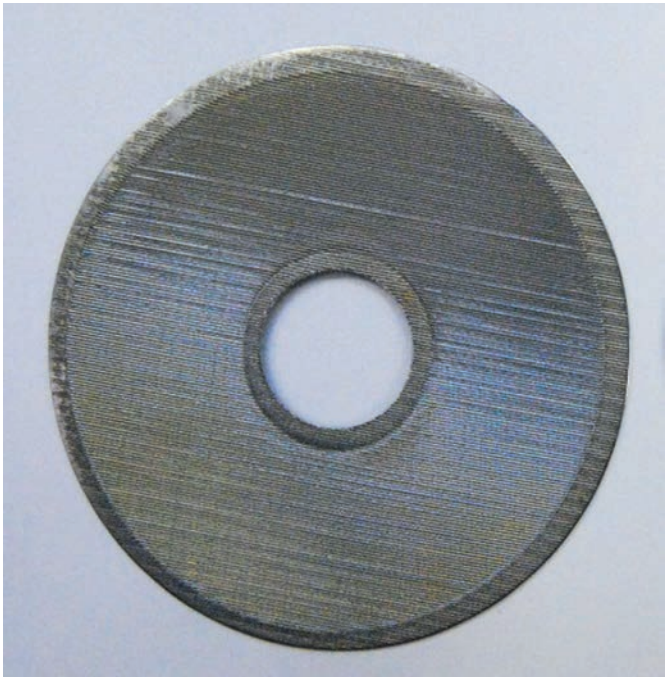


**рисунок 2.** Плоский элемент из КПСМ в виде кольца для фильтроэлемента топливного фильтра

## 3. Полученные результаты

Директивная технология изготовления изделий из КПСМ (рисунок 3) предусматривает на первом этапе самостоятельное изготовление на предприятии узлов и изделий от стадии «плоской развёртки» (рисунок 4).

В настоящее время комплекс работ по директивной технологии 1 (рисунок 3) от этапа 1Д-1 до этапа 1Д-3 выполняется силами специалистов МГТУ им. Н.Э. Баумана в рамках кооперации организаций «Проект КПСМ». Дальнейшие этапы связаны с отработкой изготовленных изделий в составе объекта по требованиям заказчика.

Дальнейшая реализация совместных работ по программе «предприятие – вуз» должна привести к увеличению объёма работ собственных работ предприятия в качестве самостоятельного изготовителя изделий из КПСМ от этапа «плоской развёртки» (рисунок 4).

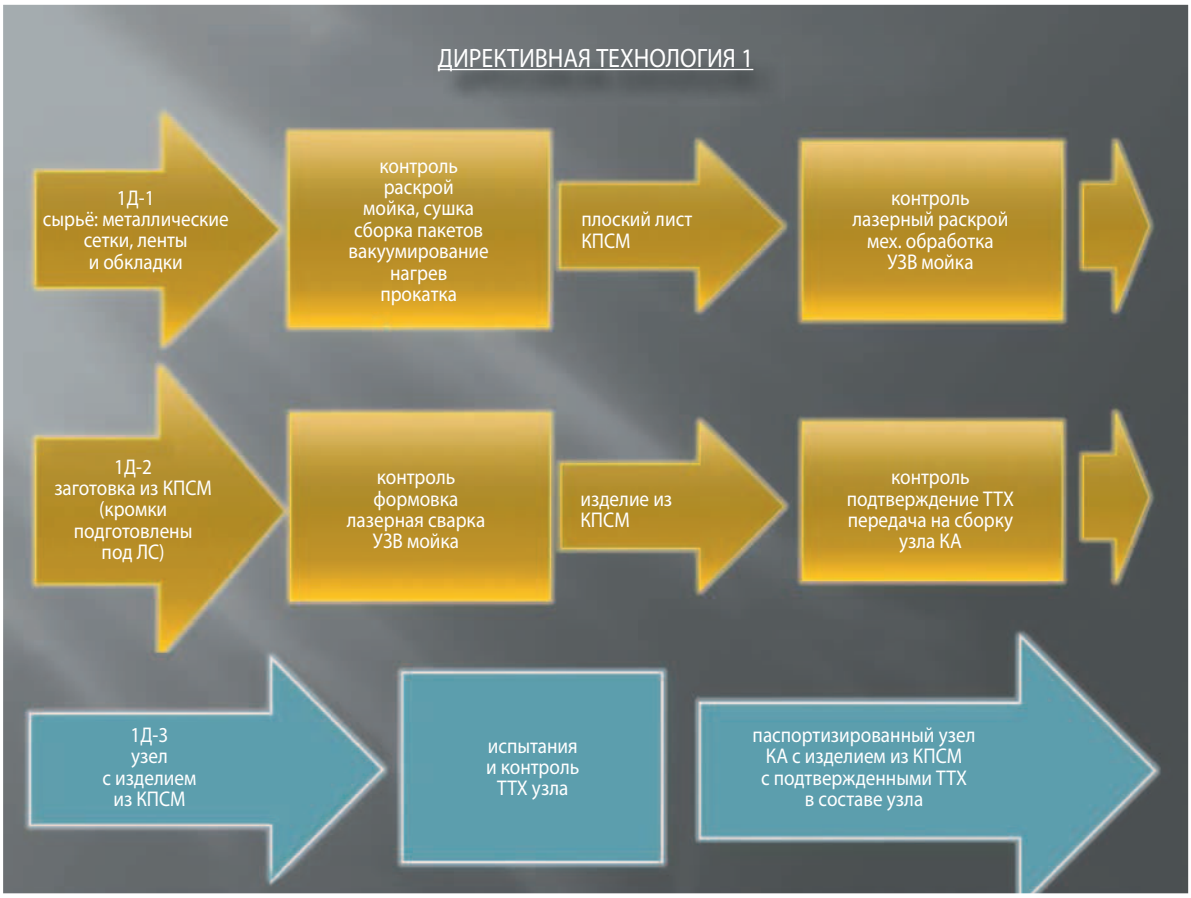



**рисунок 3.** Директивная технология 1, обеспечивающая выполнение жизненного цикла изготовления изделия из КПСМ от этапа сырьевого обеспечения после завершения этапа совместной его разработки

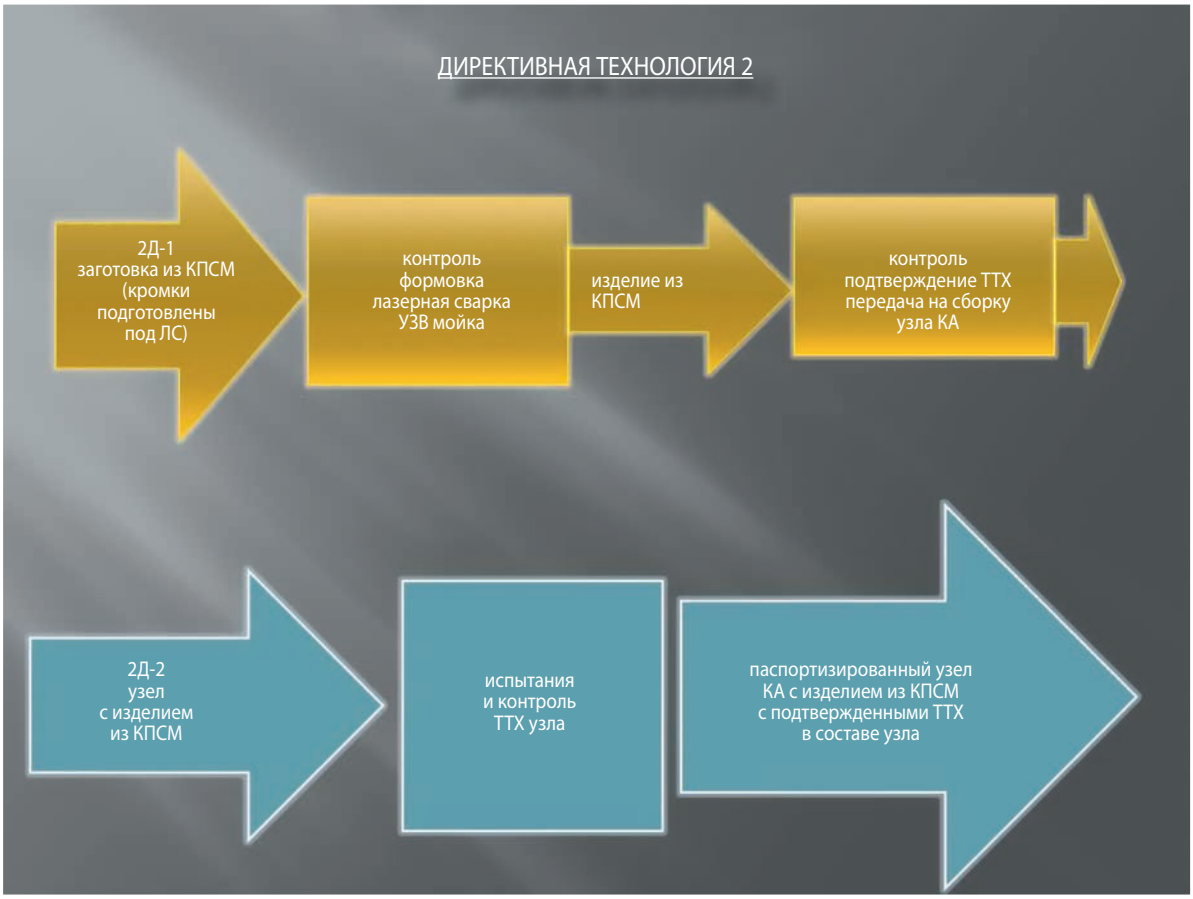



**рисунок 4.** Директивная технология 2 работ по изготовлению изделий из КПСМ от этапа «плоской развёртки»

Состав работ по директивной технологии 2 (рисунок 4) предполагает их выполнение силами и на территории предприятия при авторском сопровождении работ со стороны специалистов вуза.

При этом поставка плоских развёрток из КПСМ, подготовленных под операции «сборка – сварка», проводится в рамках кооперации организаций «Проект КПСМ».

Оснащение технологической сварочной установкой (рисунок 5) будущего научно-производственного центра на территории предприятия позволит изготавливать топливозаборные устройства капиллярного типа требуемого качества для КА собственной разработки, а впоследствии – приступить к выпуску других изделий из КПСМ.



**рисунок 5.** Общий вид ТСУ для сварки изделий из КПСМ

Качество изделий из КПСМ, при прочих равных условиях, зависит от мест соединения проницаемых материалов друг с другом или с деталями корпуса.

На рисунках 6 и 7 показаны места конструкции ФУ для ВБУ КТ (модели и полномасштабного изделия), где соединение различных узлов проведено с применением лазерных технологий. При разработке способов соединения КПСМ в рамках кооперации организаций «Проект КПСМ» были получены результаты практически равновероятного появления первого пузырька при испытаниях на КУС по всей проницаемой поверхности КПСМ-изделий независимо от удаления от мест соединения. Шов герметичный и прочный; показанные фрагменты проницаемого поля КПСМ имеют в поверхностном слое защитную технологическую металлическую сетку с диаметром проволоки 120 мкм.

Перспективные разработки различных конструкций из КПСМ (*Новиков Ю.М., Большаков В.А.*, 2005; *Новиков Ю.М., Богданов А.А., Большаков В.А. и др.*, 2011), проводимые МГТУ им. Н.Э. Баумана в кооперации организаций «Проект КПСМ» в качестве головного исполнителя, с успехом демонстрируются на различных отечественных и международных выставках (рисунок 8), пользуются большим потенциальным спросом, что обуславливает перспективность

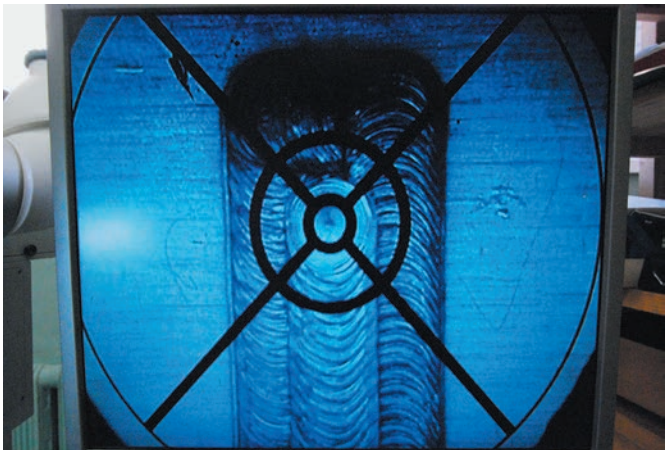


**рисунок 6.** Образование сварного соединения двух подготовленных кромок деталей из КПСМ

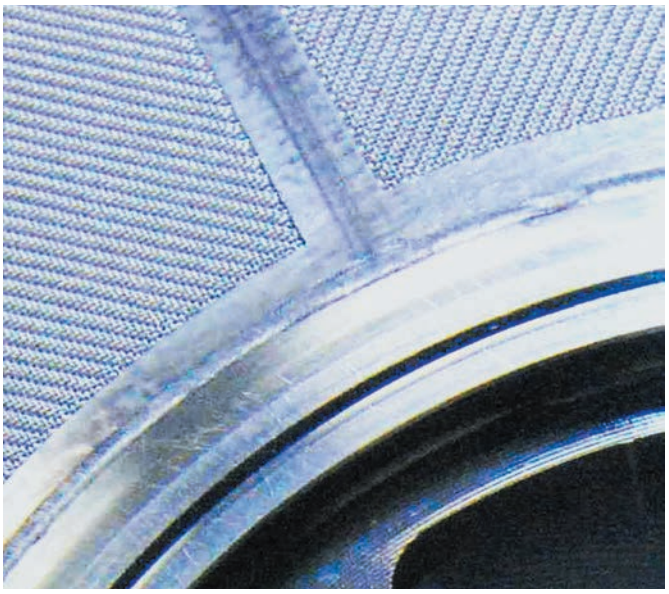


**рисунок 7.** Места соединения различных узлов конструкции ФУ из КПСМ для ВБУ КТ, полученные с применением лазерных технологий

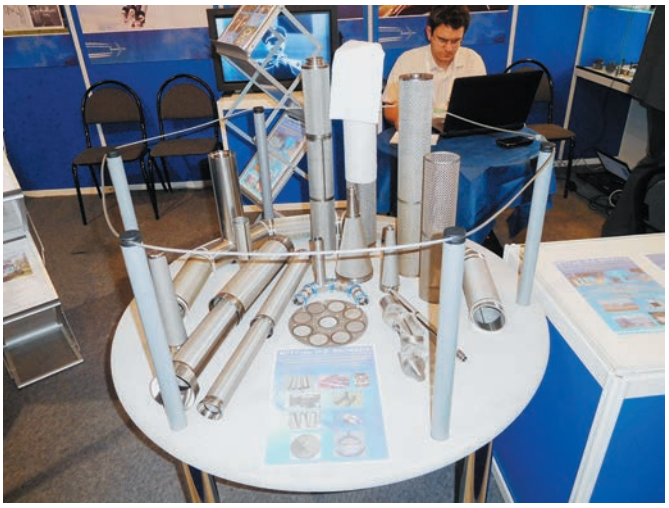


**рисунок 8.** Экспозиция различных изделий из КПСМ для нужд космической, химической, атомной, нефтяной, газовой и других отраслей экономики РФ, представленная на «МАКС-2015»



**рисунок 9.** Компрессорная станция «Воскресенская» ООО «Газпром Трансгаз Москва». Показана стойка КИП СГУ компрессора с четырьмя фильтрами, оснащёнными фильтроэлементами из КПСМ. Фото из газеты «Прометей». Январь-февраль 2016 г. № 1-2 (99)

дальнейших совместных работ по данному направлению в рамках кооперации «предприятие – вуз».

Наиболее показательным примером реализации преимуществ КПСМ и комплексной технологии разработки и производства изделий общепромышленного назначения на их основе является разработка фильтров и фильтроэлементов для очистки буферного газа по заказу подразделений ГАЗПРОМа (рисунок 9). С 2009 года более 50 комплектов этих конструкций поставлены на компрессорные станции «Воскресенская», «Волоколамская» и др.

Применение фильтров с фильтроэлементами из КПСМ (рисунок 9) в составе стойки панели управления контрольно-измерительного пункта (КИП) сухих газодинамических уплотнений (СГУ) компрессора газоперекачивающего агрегата повышает его надёжность и безопасность работы за счёт способности объёмной структуры КПСМ фильтроэлементов демпфировать нештатные скачки давления перед фильтрами без нарушения целостности всего узла фильтроэлемента.

Применение фильтроэлементов из КПСМ (рисунок 10) в составе фильтров серии ГПФН стойки панели управления контрольно-измерительного пункта (КИП) сухих газодинамических уплотнений (СГУ) компрессора газоперекачивающего агрегата повышает надёжность и безопасность работы самого фильтра за счёт способности объёмной структуры КПСМ фильтроэлемента демпфировать нештатные скачки давления перед фильтрами без нарушения целостности всего узла фильтроэлемента.

## 4. Задачи на перспективу

Если разработанная технология сварки элементов из КПСМ в ФУ для ВБУ КТ обеспечивает качественное соединение при минимальных размерах зон воздействия (температурных, механических и т.п.),



**а** **б**

**а** – ФЭ в сборе; **б** – две фильтрующие поверхности (ступени) фильтроэлемента перед сборкой.

**рисунок 10.** Фильтроэлемент из КПСМ

то для изделий в сборе потребуется разработка комплекса исследований и контрольных испытаний, обеспечивающих требуемую работоспособность как отдельного ФУ из КПСМ, так и в составе ВБУ КТ топливных баков.

В ближайшей перспективе кооперации «предприятие – вуз» должны быть решены вопросы создания контрольных, измерительных и испытательных стендов (в том числе и на территории вуза), а также разработки соответствующих методик (см. рисунок 3, нижняя диаграмма).

В соответствии с утверждённой Программой стратегических преобразований ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» одной из основных задач становится развитие внебюджетных направлений научно-производственной деятельности, поэтому на сегодня создание центра по серийному производству изделий из КПСМ широкого промышленного назначения является наиболее перспективным, проработанным и реализуемым проектом. Создание центра позволит предприятию:

- частично диверсифицировать направления деятельности;
- уменьшить в перспективе зависимость от бюджетного финансирования;
- создать новые рабочие места.

Для МГТУ им. Н.Э. Баумана целевыми задачами при условии расширения применения проницаемых конструкций в промышленности становятся:

- создание обучающих прикладных программ исследований на примерах разработок изделий из КПСМ для целевой подготовки будущих специалистов;

- содействие завершению формирования научно-промышленного центра по изготовлению изделий из КПСМ на территории ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» в целях решения задач импортозамещения и насыщения потребностей внутреннего рынка.

## выводы

1. Совместные разработки НПО имени С.А. Лавочкина и МГТУ им. Н.Э. Баумана по направлению «проницаемые изделия из КПСМ» показали перспективность данного направления.

2. Получены положительные результаты как по разработке конкретных изделий из КПСМ под целевые задачи НПО имени С.А. Лавочкина, так и по организации на его территории промышленной площадки, оснащённой специальным оборудованием для работ с КПСМ и изделиями из него.

3. Формируются основные задачи по расширению совместных работ «предприятие – вуз» не только в интересах изготовления изделий из КПСМ для собственных нужд, но и для системных изделий (ФУ, фильтров и фильтроэлементов, других проницаемых изделий) предприятий госкорпорации «Роскосмос», а также в целях реализации программы импортозамещения изделий общепромышленного назначения.

Авторы статьи выражают благодарность работникам ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина»: Л.Г. Александрову, С.Б. Константинову, специалистам отдела главного технолога – К.И. Михалевского, отдела главного сварщика – К.Е. Пономарева, а также специалистам МГТУ им. Н.Э. Баумана и кооперации организаций «Проект КПСМ»: В.А. Большакову, А.А. Богданову, М.Ю. Новикову и другим, внесшим большой вклад в подготовку первого в РФ промышленного производства изделий из КПСМ.

## список литературы

*Александров А.А., Хартов В.В., Новиков Ю.М., Крылов В.И. и др.* Современное состояние и перспективы разработки капиллярных топливозаборных устройств из комбинированных пористо-сетчатых материалов для космических аппаратов с длительным сроком активного существования // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2015. № 6 (105). С. 130-142.

*Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др.* Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / Под ред. В.М. Поляева. М.: УНПЦ «Энергомаш», 1997. 328 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. 3-9.

*Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В. и др.* Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9-19.

*Новиков Ю.М., Богданов А.А., Большаков В.А. и др.* Инженерная школа МГТУ им. Н.Э. Баумана: проект «Комбинированные пористые сетчатые металлы (КПСМ)» 20 лет: инновационные достижения и ближайшие задачи // Вооружение и экономика. 2011. № 1 (13). С. 194-205.

*Новиков Ю.М., Большаков В.А.* Инженерная школа МГТУ им. Н.Э. Баумана: Комбинированные пористые сетчатые металлы. Эффективные, безопасные и экологичные изделия на их основе // Безопасность жизнедеятельности. 2005. № 11. С. 53-56.

*Новиков Ю.М., Большаков В.А.* Концепция создания высоконадежных фильтров для объектов повышенной опасности // Экология и промышленность России (ЭКиП). 2001. Ноябрь. С. 27-31.

*Новиков Ю.М., Большаков В.А., Рудаков В.М.* Конический фильтр-фазоразделитель ЭМ05-Э0507.1-00 для топливного бака изделия «КУПОН» // Проблемы и технологии создания и использования космических систем и комплексов на базе малых космических аппаратов и орбитальных станций: сб. тезисов докладов Второго межведомственного научно-практического семинара. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. М., 1998. 115 с.

*Платов И.В., Симонов А.В., Константинов М.С.* Выбор рационального варианта построения комбинированной двигательной установки и схемы полета космического аппарата «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 9-19.

*Сапожников В.Б., Крылов В.И., Новиков Ю.М., Ягодников Д.А.* Наземная отработка капиллярных фазоразделителей на основе комбинированных пористо-сетчатых материалов для топливных баков жидкостных ракетных двигателей верхних ступеней ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. Вып. 4. URL: http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/707.html (дата обращения: 09.03.2017). DOI: 10.18698/0236-3941-2015-6-130-142.

*Ягодников Д.А., Сапожников В.Б., Авраамов Н.И., Лоханов И.В. и др.* Экспериментальное и методическое обеспечение исследования гидродинамических процессов в топливных баках с капиллярными системами отбора криогенных компонентов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 36-43.

*Статья поступила в редакцию 27.12.2016 г.*

УДК 629.78:523.8

# НАУКА ОБСЕРВАТОРИИ «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА». ЧЕГО МЫ ЖДЁМ ОТ САМОГО ГЛУБОКОГО ОБЗОРА ВСЕГО НЕБА В РЕНТГЕНОВСКИХ ЛУЧАХ?

**Р.А. Сюняев**[1],
*академик РАН,*
*sunyaev@iki.rssi.ru;*
**R.A. Sunyaev**

*Обсерватория «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА» («СРГ») предназначена для проведения самого глубокого обзора всего неба в рентгеновском диапазоне длин волн и решения фундаментальных задач астрофизики и космологии.*
*«СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА» – это крупнейший совместный проект России и Германии в области астрофизики. Научные приборы – телескоп eRosita, созданный Институтом внеземной физики общества имени Макса Планка, расположенном в Гархинге под Мюнхеном, и телескоп ART-XC, разработанный Институтом космических исследований РАН и изготовленный Российским федеральным ядерным центром – Всероссийским научно-исследовательским институтом экспериментальной физики в Сарове, уже поставлены в НПО имени С.А. Лавочкина.*
*С запуском обсерватории «СРГ» станет возможным проведение уникального обзора всего неба в рентгеновских лучах, более чем в 30 раз превосходящего по чувствительности существующие обзоры. С такой чувствительностью обсерватория сможет зарегистрировать около 100 тысяч скоплений галактик (включая все скопления с массой более $3{\cdot}10^{14}$ $M_{Sun}$ в наблюдаемой Вселенной, более трёх миллионов активных ядер галактик (энергетика которых связана с аккрецией вещества на сверхмассивные чёрные дыры) и сотни тысяч объектов в нашей Галактике, таких как аккрецирующие нейтронные звёзды, рентгеновские пульсары и барстеры, активные замагниченные звёзды с коронами, в тысячи раз более яркими, чем у нашего Солнца, ударные волны в остатках вспышек сверхновых, и многое другое.*
*Подобный обзор всего неба позволяет решать широчайший круг задач – от природы тёмной энергии и тёмной материи до физических процессов в Солнечной системе.*

*Ключевые слова: рентгеновская астрономия; космология; скопления галактик; активные ядра галактик; чёрные дыры; нейтронные звёзды.*

[1] ФГБУН Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.

# SCIENCE OF «SPECTRUM-X-GAMMA» OBSERVATORY: WHAT WE EXPECT FROM THE DEEPEST ALL-SKY SURVEY IN X-RAYS?

**E.M. Churazov**[1],
*corresponding member of RAS,*
*churazov@iki.rssi.ru;*
**E.M. Churazov**

*«SPECTRUM-ROENTGEN-GAMMA» («SRG») observatory will perform the deepest ever all-sky X-ray survey and will address fundamental problems in astrophysics and cosmology.*
*«SPECTRUM-ROENTGEN-GAMMA» is the largest joint Russia-Germany project in astrophysics. Science instruments – eRosita telescope, developed by the Max Planck Institute for Extraterrestrial Physics in Garching near Munich and ART-XC telescope, developed by the Space Research Institute of RAS and manufactured by the All-Russian Scientific Research Institute for Experimental Physics in Sarov, have already been delivered to Lavochkin Association.*
*The launch of «SRG» will open the possibility to perform the unique all-sky X-ray survey more than factor of 30 deeper in sensitivity than existing surveys. With this sensitivity, «SRG» will detect some 100 thousand galaxy clusters (including all clusters in the observable Universe more massive than $3{\cdot}10^{14}$ $M_{Sun}$), more than 3 million Active Galactic Nuclei (powered by accretion of matter on to supermassive black holes) and 100s thousand of objects in our Galaxy, including accreting neutron stars, X-ray pulsars and bursters, magnetized stars with active coronae, thousand times brighter than the corona of our Sun, shock waves in supernova remnants, etc. The survey will provide a unique opportunity to address a wide range of problems, ranging from the nature of Dark Energy and Dark Matter to physical processes in the Solar system.*

*Keywords: X-ray astronomy; cosmology; galaxy clusters; active galactic nuclei; black holes; neutron stars.*

Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

## введение

Рентгеновская астрономия – сравнительно молодая наука, начало её было положено в 1962 году, т.е. всего пятьдесят пять лет назад, с появлением космических ракет. Причина проста – атмосфера Земли совершенно непрозрачна для рентгеновского излучения (оптическая толщина порядка тысячи для фотонов с энергией ~10 кэВ). Именно поэтому рентгеновская астрономия – это принципиально внеатмосферная наука, неразрывно связанная с орбитальными обсерваториями. За 50 лет своего существования рентгеновские телескопы прошли огромный путь от газовых пропорциональных счётчиков до рентгеновских зеркал с угловым разрешением лучше секунды дуги и криогенных спектрометров с энергетическим разрешением в несколько электрон-вольт. Каждое следующее поколение рентгеновских обсерваторий улучшало на порядки важнейшие характеристики своих предшественников, обеспечивая прорывы в исследованиях наиболее энергичных и экзотических объектов во Вселенной, включая чёрные дыры, нейтронные звёзды, скопления галактик, остатки вспышек сверхновых и т.п. Обсерватория «СРГ» должна продолжить эту эстафету и обеспечить 30-кратное увеличение чувствительности в обзоре всего неба в рентгеновском диапазоне, открывая простор для поиска самых редких объектов во Вселенной и решения фундаментальных задач космологии и релятивистских объектов. Планируется создание карт всего неба в рентгеновских лучах, от мягкого до жёсткого рентгеновских диапазонов энергий.

Концепция международной высокоапогейной обсерватории с рентгеновскими телескопами косого падения на советском космическом аппарате была предложена в 1987 году, во время празднования 30-летия запуска первого спутника в Москве. Проект получил широкую поддержку многих научных групп, и вскоре в СССР было принято решение о создании крупнейшей международной рентгеновской обсерватории «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА» с участием Великобритании, Дании, Италии, США, Финляндии, Израиля, Германии и Турции (рисунок 1).

К сожалению, в результате распада Советского Союза запуск обсерватории несколько раз откладывался, а затем, в 2003 году, был и вовсе отменён, несмотря на то, что ряд телескопов и большинство детекторов обсерватории были изготовлены и готовы к работе в космосе (модификация одного из них, JET-X, была запущена в 2004 году под названием XRT на борту американского спутника «SWIFT» и до сих пор успешно работает на орбите).

Через несколько лет после прекращения работ над первым вариантом проекта учёными отдела астрофизики высоких энергий ИКИ и Института внеземной физики общества Макса Планка (Германия) была предложена принципиально новая концепция обсерватории «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА», научные задачи и состав научной аппаратуры которой отвечали вызовам современной астрофизики.

## 1. Обсерватория «СРГ»: сценарий проекта

Обсерватория «СРГ» включает два телескопа, установленных на платформе «Навигатор», создаваемой НПО имени С.А. Лавочкина (рисунок 2) (*Ефанов В.В. и др.*, 2016; *Сыров А.С. и др.*, 2015). Обсерватория будет запущена в точку либрации Солнце – Земля Л2 на расстоянии 1.5 миллионов километров от Земли. Выбор точки Л2 не случаен. С одной стороны, на такой орбите можно проводить практически непрерывные исследования (нет затмений Землёй, как в случае околоземной орбиты). Кроме того, в точке Л2

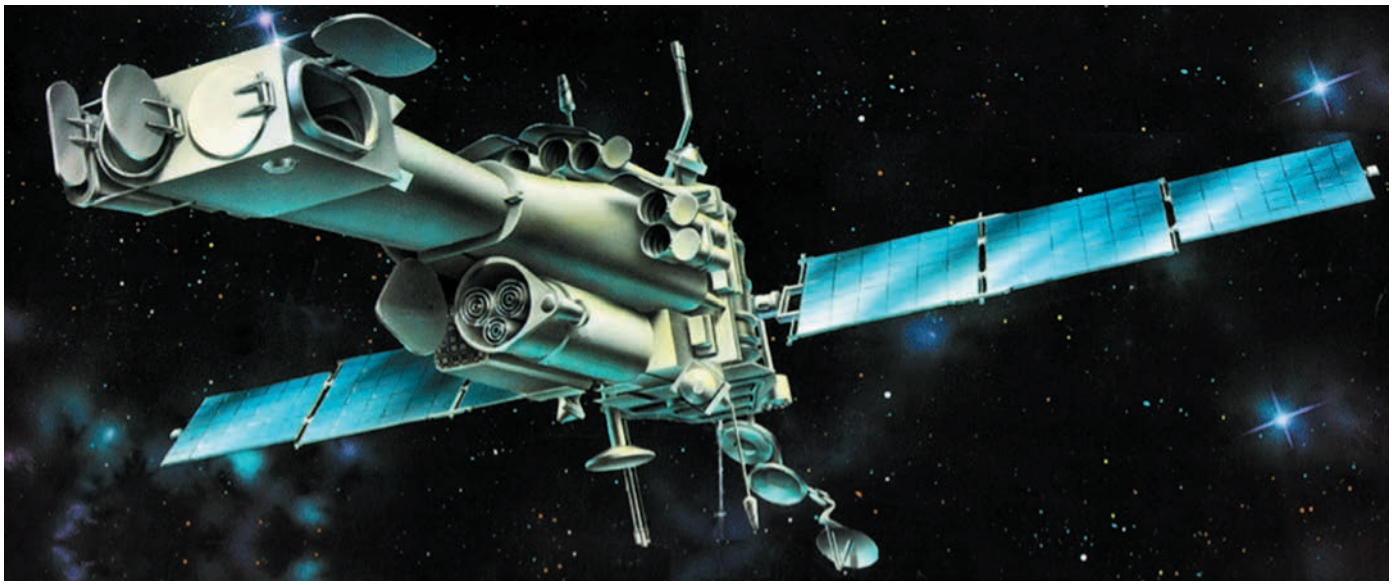


**рисунок 1.** «СРГ» (1987–2003) – неосуществлённый проект (рисунок был создан в НПО имени С.А. Лавочкина)

яркие Солнце, Земля и Луна все время находятся с одной стороны спутника. Это облегчает, к примеру, задачу пассивного охлаждения детекторов, что важно и для проекта «СРГ». С другой стороны, нет влияния радиационных поясов Земли, которые вызывают сильные и быстрые изменения фона рентгеновских детекторов. Хотя потоки заряженных частиц в точке Л2 заметно превышают потоки частиц на низкоапогейной экваториальной орбите, перечисленные выше факторы делают точку Л2 незаменимой для проведения длительных обзоров. Это подтверждено успехом обсерваторий «WMAP» (NASA), «PLANCK», «HERSCHEL» и «GAIA» (Европейское космическое агентство), работавших или продолжающих работать в точке Л2. Проект «РЕЛИКТ-2» и интереснейшие схемы запуска аппарата в точку Л2, разрабатывавшиеся специалистами ИКИ АН СССР и НПО имени С.А. Лавочкина в конце 1980-х и начале 90-х годов, имели все шансы привести к запуску первого спутника в точку либрации Л2 (*Strukov I. et al.*, 1990; *Eismont N. et al.*, 1991). К сожалению, ситуация в стране в 1990 годы не позволила довести до осуществления и этот проект.

Расчётный срок работы обсерватории «СРГ» составляет семь лет. Из них первые четыре года планируется потратить на планомерное сканирование небесной сферы. Обсерватория будет вращаться с периодом 4 часа вокруг своей оси так, что поля зрения телескопов будут описывать большие круги на небесной сфере. По мере вращения Земли вокруг Солнца плоскость вращения обсерватории будет постепенно поворачиваться на 1 градус в сутки, позволяя телескопам исследовать новые участки неба (рисунок 3). При этом солнечные батареи смогут сохранять оптимальную ориентацию относительно направления на Солнце. В таком режиме за 6 месяцев работы телескопы обсерватории смогут осмотреть всю небесную сферу. За четыре года обсерватория проведет восемь полных обзоров неба, обеспечив необходимую чувствительность для детектирования миллионов объектов на космологических расстояниях. Единственным объективным фактором, который может вызвать перерывы в работе обсерватории, являются мощные вспышки на Солнце. Однако начало работы обсерватории в 2018 году означает, что четыре года обзора придутся на минимум солнечной активности, когда вспышки возникают очень редко, и обсерватория должна работать непрерывно – 365 дней в году, 24 часа в сутки. В этом (включая ежедневный продолжительный сброс данных на наземные антенны) – залог успеха всего проекта.

Данные восьми полных обзоров неба можно будет объединить, увеличив время наблюдения каждой точки на небесной сфере, что приведёт к сильному повышению чувствительности получаемой рентгеновской карты неба. Кроме того, мы сможем следить за переменностью неба в течение полугода (восемь

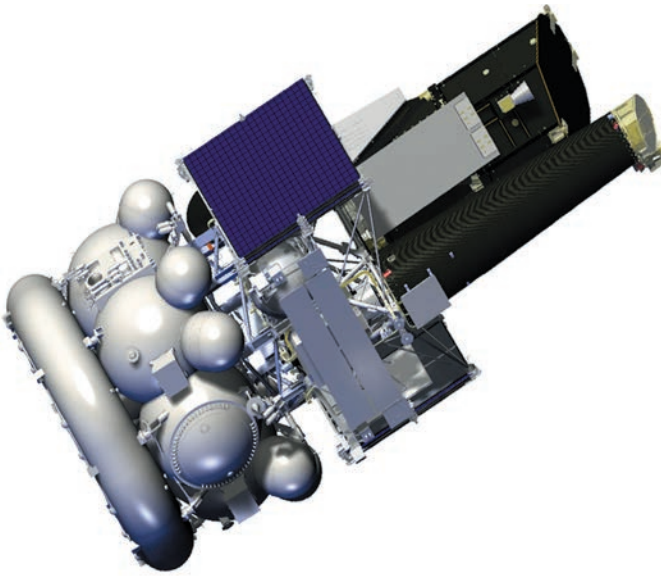


**рисунок 2.** Обсерватория «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА». Два телескопа – eRosita (МРЕ) и ART-XC (ИКИ РАН) – смонтированы на платформе «Навигатор» производства НПО имени С.А. Лавочкина.
Рисунок выполнен НПО имени С.А. Лавочкина

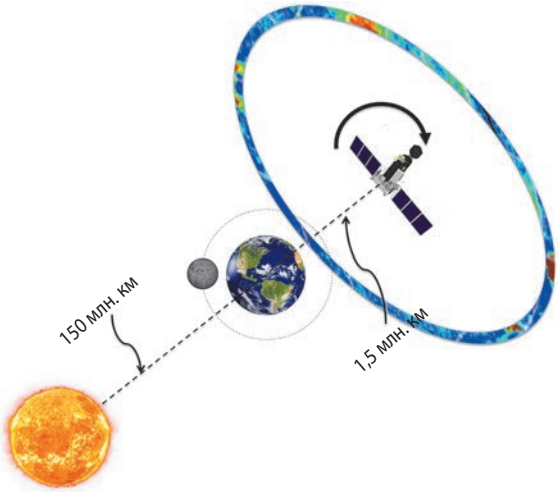



**рисунок 3.** Сканирование неба обсерваторией «СРГ» во время обзора. Ось вращения направлена на Солнце, в то время как оси телескопов перпендикулярны направлению на Солнце

точек с данными о яркости для любого достаточно яркого объекта любой природы во Вселенной, а их будет многие десятки и сотни тысяч). Время переменности галактических рентгеновских источников может быть гораздо меньше полугода. Но в течение суток из-за вращения спутника мы будем получать шесть раз информацию о яркости любого объекта в исследуемой «полоске», т.е. за 4 года мы получим 48 измерений яркости каждого объекта. При этом в ходе каждого измерения любой объект будет находиться в поле зрения телескопов до 30–40 секунд, а временное разрешение детекторов телескопа eRosita составляет 50 миллисекунд (а у АРТ-ХС – одну мил-

лисекунду). Такое временное разрешение позволит, к примеру, определять периоды вращения ярких нейтронных звёзд – рентгеновских пульсаров, в нашей Галактике и фиксировать яркие рентгеновские вспышки, связанные с короткими ядерными взрывами на поверхности нейтронных звезд. Информация о переменности излучения источников во времени таит в себе немало потенциальных открытий.

По окончании обзора обсерватория будет работать в режиме трёхосной стабилизации, исследуя отдельные участки небесной сферы или наводясь на самые интересные объекты, открытые в ходе обзора всего неба, для их детального изучения по заявкам астрономов России и Германии.

Соглашение между Роскосмосом и Германским Центром Авиации и Космонавтики (DLR) закрепляет равные права астрономов российского и немецкого консорциумов на данные телескопа eRosita. В случае обзора всего неба российский консорциум учёных имеет приоритет в научном анализе на одной половине небесной сферы (по одну сторону линии, соединяющей северный и южный полюса Галактики и проходящей через её центр, (где находится ближайшая к нам сверхмассивная чёрная дыра массой в 4 миллиона масс Солнца), а немецкий консорциум – на другой. Полоса шириной 1 градус дуги, разделяющая две полусферы, будет обрабатываться и публиковаться совместно.

В случае наблюдений в режиме трёхосной стабилизации каждый из консорциумов получит половину наблюдательного времени, которое будет распределено по индивидуальным заявкам астрономов и астрофизиков из ведущих физических институтов, обсерваторий и университетов обоих стран. В будущем все данные будут открыты для учёных всего мира, подобно тому, как через год или несколько лет открывается доступ к данным большинства современных космических обсерваторий США и Европы.

Планируется использовать для калибровок и юстировок приборов, а также для первых проверочных научных наблюдений телескопами в режиме трёхосной ориентации и значительную часть времени (100 дней!) полёта обсерватории к точке Л2.

## 2. Телескопы обсерватории

Комплекс научных инструментов обсерватории «СРГ» состоит из двух рентгеновских телескопов – eRosita и ART-XC. Основные параметры этих телескопов, определяющие научную программу Обсерватории, приведены в таблице.

### 2.1.Телескоп eRosita

Телескоп eRosita (*Predehl P. et al.*, 2016) разработан Институтом внеземной физики общества Макса Планка (МПЕ) с использованием опыта, полученного при создании оптики, научных приборов и телескопов для предшествующих космических экспериментов – ROSAT, ABRIXAS и XMM-Ньютон, в создании которых роль лидера или одного из лидеров играл МПЕ). В процессе обсуждения концепции телескопа с немецкими коллегами учёные отдела астрофизики высоких энергий ИКИ РАН предложили значительно увеличить эффективную площадь зеркал телескопа на энергии ниже 2 кэВ, при сохранении большого поля зрения. В результате в научную программу вошли фундаментальные задачи физики и космологии, такие, как, например, определение уравнения состояния тёмной энергии.

Телескоп состоит из семи зеркальных систем с фокусным расстоянием 1.6 м, обеспечивающих общую эффективную площадь телескопа ~2400 см$^2$. В фокальной плоскости установлены рентгеновские ПЗС-матрицы нового поколения (улучшенный и увеличенный вариант матриц, работающих сегодня на борту обсерватории «XMM-Newton» Европейского космического агентства), с отличным энергетическим разрешением в диапазоне от 0.2 до 10 кэВ.

Каждый из семи независимых, но идентичных и имеющих параллельные оси телескопов еРозиты (рисунок 4) имеет свою зеркальную систему, состоящую из 54 соосных зеркал, имеющих форму части гиперболоида вращения, и 54 параболоидов. Каждый рентгеновский фотон последовательно рассеивается два раза (сначала на гиперболическом, а затем на параболическом зеркалах) и только потом попадает на рентгеновскую ПЗС-матрицу. Естественно, что идентичных ПЗС-матриц у еРозиты тоже семь, по одной на телескоп.

Напомним, что рассеяние рентгеновских лучей возможно лишь под малыми углами к поверхности (меньше одного градуса дуги). При этом поверхность зеркал должна быть отполирована с практически ангстремными точностями (порядка размера атомов).

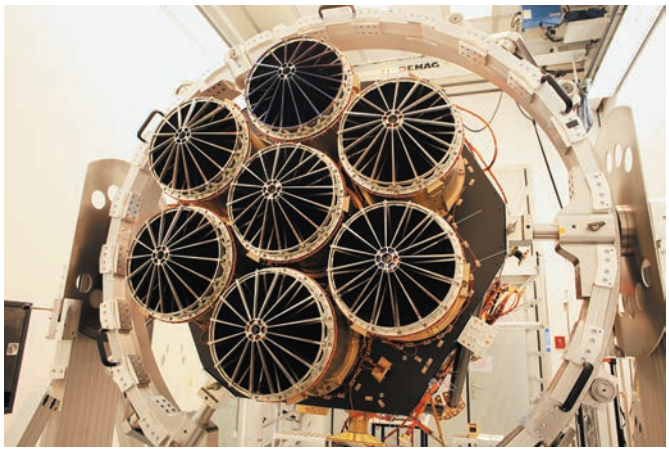
Хотя телескоп оптимизирован для наблюдения слабых рентгеновских источников, находящихся на космологических расстояниях, детекторы способны справиться и с яркими транзиентными источниками, открывая дорогу для поиска и исследования переменных объектов. Телескоп был откалиброван и отъюстирован на 160-метровой вакуумной трубе с большой вакуумной камерой и рентгеновскими источниками на установке Пантер в Мюнхене.

### 2.2. ART-XC

Телескоп ART-XC разработан в отделе Астрофизики высоких энергий ИКИ РАН (под руководством заместителя научного руководителя проекта «СРГ» доктора физико-математических наук М.Н. Павлинского) в содружестве с РФЯЦ (*Pavlinsky M. et al.*, 2016; *Котляр П., Григорович С.*, 2015) и создан в РФЯЦ. Следует отметить, что АРТ-XC является первым соз-



**а**



**б**

**рисунок 4.** Общий вид телескопа eRosita (**а**) и вид на сборку (**б**) семи лётных зеркальных систем, до интеграции с другими системами телескопа (снимки печатаются с разрешения МПЕ)

данным в нашей стране современным рентгеновским телескопом с оптикой косого падения (рисунок 5). Семь рентгеновских зеркальных систем с оптикой косого падения для телескопа АРТ-ХС разработаны и изготовлены Космическим центром NASA имени Маршалла (MSFC) в Хантсвилле, Алабама (*Gubarev M. et al.*, 2014) и обеспечивают эффективную площадь порядка 450 см$^2$ на энергии 8 кэВ. В фокальной плоскости зеркал установлены детекторы на основе кристаллов кадмий-теллур, разработанные в ИКИ РАН в группе молодых выпускников МИФИ под руководством В.В. Левина. Телескоп рассчитан на более жёсткий диапазон, чем eRosita – от 6 до 30 кэВ, и даст обсерватории «СРГ» возможность получать широкополосные спектры от 0.2 до 30 кэВ для достаточно ярких галактических и внегалактических источников, особенно для источников с сильным поглощением на энергиях ниже 6 кэВ. Научные задачи телескопа АРТ ХС описаны в работе (*Pavlinsky M. et al.*, 2016), основные характеристики научных приборов перечислены в таблице.

**таблица** – Важнейшие характеристики научных приборов обсерватории «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА», определяющие научную программу обсерватории

| | eRosita | ART-XC |
|---|---|---|
| масса | 810 кг | 350 кг |
| потребление | 550 Вт | 300 Вт |
| диапазон | 0.2–10 кэВ | 6–30 кэВ |
| поле зрения | 1 градус | 34′ |
| угловое разрешение | 16″ | 1′ |
| эффективная площадь | 2400 см$^2$ на энергии 1 кэВ | 450 см$^2$ на энергии 8 кэВ |
| временное разрешение | 50 мс | 1 мс |

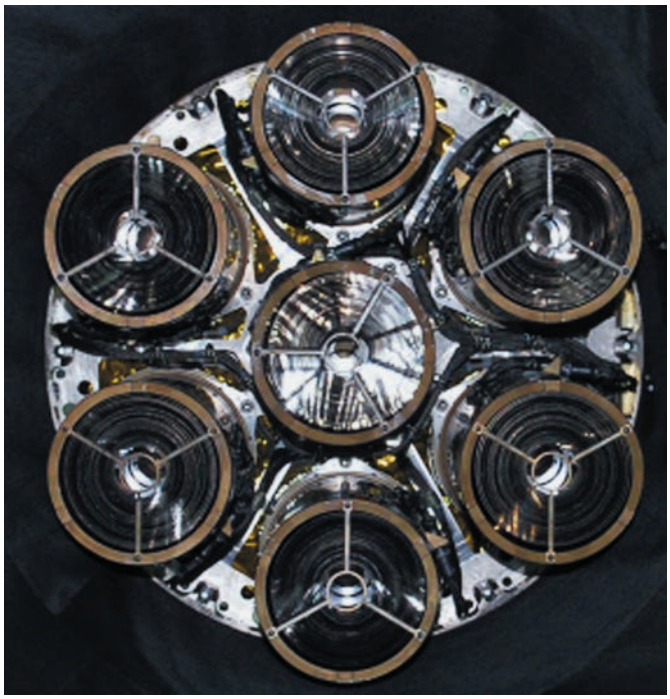


**рисунок 5.** Вид на сборку лётных зеркальных систем телескопа ART-XC

Принципиальным преимуществом обсерватории «СРГ» является комбинация большой эффективной площади зеркал косого падения с большим размером поля зрения. По этому параметру (произведение размера поля зрения на площадь) обсерватория «СРГ» на порядок превышает другие обсерватории. На практике это означает, что за короткое время обсерватория сможет осмотреть большие участки небесной сферы с хорошей чувствительностью. Именно по этой причине главной задачей обсерватории является проведение обзора всего неба на протяжении четырёх лет. Отметим, что этот обзор всего неба должен быть в 30 раз более чувствительным, чем предыдущий, проведённый в 1990 году знаменитым немецким спутником «РОСАТ».

## 3. Научные задачи

Возможности телескопов определяют и научные задачи, которые могут быть наиболее эффективно решены именно обсерваторией «СРГ». В частности, благодаря высокой чувствительности и покрытию всего неба, обсерваторией будет исследован рекордно большой объём Вселенной. Увеличение чувствительности в 30 раз по сравнению с существующими обзорами всего неба означает возрастание объёма, доступного для детального исследования в 164 раза (для евклидовой геометрии и трёхмерного пространства). Это означает, что обсерватория сможет выявить самые большие и полные выборки таких объектов, как, например, скопления галактик или активные ядра галактики, а также самые редкие объекты во Вселенной, в том числе квазары на рекордных красных смещениях или одиночные нейтронные звёзды. Ниже мы остановимся лишь на нескольких фундаментальных задачах из числа наиболее ожидаемых мировым научным сообществом. Более подробную сводку научных задач телескопа eRosita можно найти в работе (*Merloni A. et al.*, 2012).

## 4. Скопления галактик

Важнейшим нерешённым вопросом современной физики является природа тёмной материи и тёмной энергии. Понятие тёмной материи впервые возникло в астрофизике почти 85 лет назад – Фриц Цвикки, исследуя скопления галактик, обнаружил, что для того, чтобы удержать галактики в пределах скопления, необходима масса, во много раз превышающая массу всех звёзд скопления. Эта невидимая масса получила название тёмной материи и, вероятно, представляет собой особый тип элементарных частиц, почти не взаимодействующих с обычным барионным веществом, но подверженных действию гравитации. Сегодня мы знаем, что тёмная материя играет важнейшую роль в образовании галактик и космологии, но поиск частиц тёмной материи в лабораториях пока результатов не дал. В скоплениях галактик доля тёмной материи в общей массе составляет около 80%, что делает скопления удобным объектом для изучения её свойств.

Еще более загадочным является феномен «тёмной энергии» – ускоренного расширения Вселенной в современную эпоху. Сам факт ускоренного расширения (Нобелевская премия 2011 года) подтвержд**ё**н уже несколькими независимыми измерениями, но природа тёмной энергии остается важнейшим открытым вопросом физики. Скопления галактик – это самые массивные объекты во Вселенной, которые образовались сравнительно недавно, практически одновременно с тем моментом времени, когда влияние тёмной энергии стало существенным. При этом число массивных скоплений чрезвычайно чувствительно к свойствам тёмной энергии (рисунок 6).

Масса скоплений так велика, что газ, заполняющий гравитационную потенциальную яму скоплений, должен быть разогрет до температур в десятки и сотни миллионов градусов, что делает скопления мощными источниками рентгеновского излучения. В этом газе с околозвуковыми скоростями порядка 1000 км/с движутся сотни и даже тысячи галактик. Чувствительность обсерватории «СРГ» к рентгеновскому излучению газа столь высока, что позволит телескопу eРозита детектировать скопления вплоть до красного смещения ~2. Общее число открываемых скоплений на всём небе оценивается примерно в 100 тысяч, в том числе ожидается, что eРозита откроет все! скопления во Вселенной с массой, превышающей $3\times10^{14}$ масс Солнца. Эти данные позволят исследовать эволюцию свойств тёмной энергии (ее «уравнение состояния») и, в частности, проверить, меняется ли плотность тёмной энергии со временем. Это станет важнейшим тестом для природы тёмной энергии, использующим информацию, как о «геометрии» Вселенной, так и о динамике роста возмущений во Вселенной по данным проекта «СРГ». На рисунке 6г показано сравнение результатов подсчёта скоплений разной массы с предсказаниями двух моделей роста возмущений во Вселенной: модели Вселенной с плоской геометрией в присутствии вещества $\Omega_M$ (как тёмного, так и привычного нам барионного) и тёмной энергии $\Omega_\Lambda$ (на рисунке слева) и модели открытой Вселенной с плотностью вещества меньше критической, в которой присутствует лишь барионное и тёмное вещество, но отсутствует тёмная энергия (на рисунке справа). Плотность скоплений с массой больше заданной в единице сопутствующего объёма рассчитана для двух значений красного смещения (вблизи нас, $z$ ~0.025–0.25, верхняя кривая и на больших красных смещениях $z$ ~0.55–0.90, когда Вселенная была заметно моложе, нижняя кривая). Вихлинин А. и др. (2009) одними из первых в мире продемонстрировали, что реально наблюдаемые скопления спутником «РОСАТ» всего лишь на 400 кв градусах (1% площади неба) полностью противоречат предсказаниям модели на рисунке справа и согласуются с предсказаниями модели на рисунке слева. Следовательно, рентгеновские наблюдения спутника «РОСАТ» свидетельствовали в пользу модели Вселенной с доминирующей ролью тёмной энергии. Обзор всего неба «СРГ»/eРозита обнаружит гораздо больше скоплений галактик и сможет значительно увеличить точность экспериментальных данных (рисунок 6г) и информации о свойствах тёмной энергии. Кроме того, распределение скоплений в пространстве может быть использовано для поиска специфических отклонений от общепринятой теории возникновения начальных возмущений на самом раннем этапе возникновения Вселенной. Добавим, что такие исследования позволяют сравнить предсказания Общей теории относительности с целым классом альтернативных теорий. В целом скопления галактик, открытые обсерваторией «СРГ», на много лет станут важным источником информации о Вселенной для астрофизиков и физиков всего мира (рисунок 7).

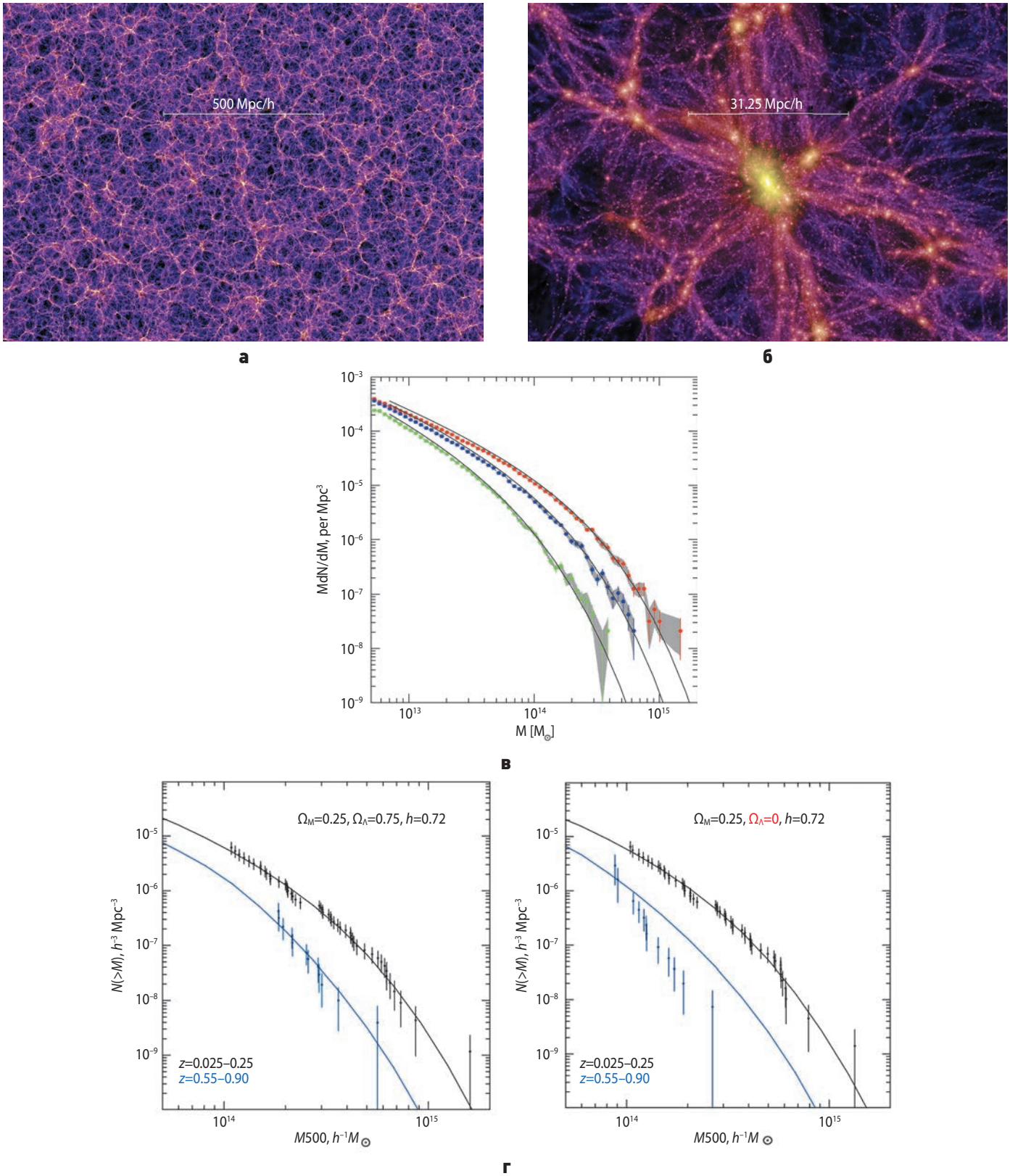
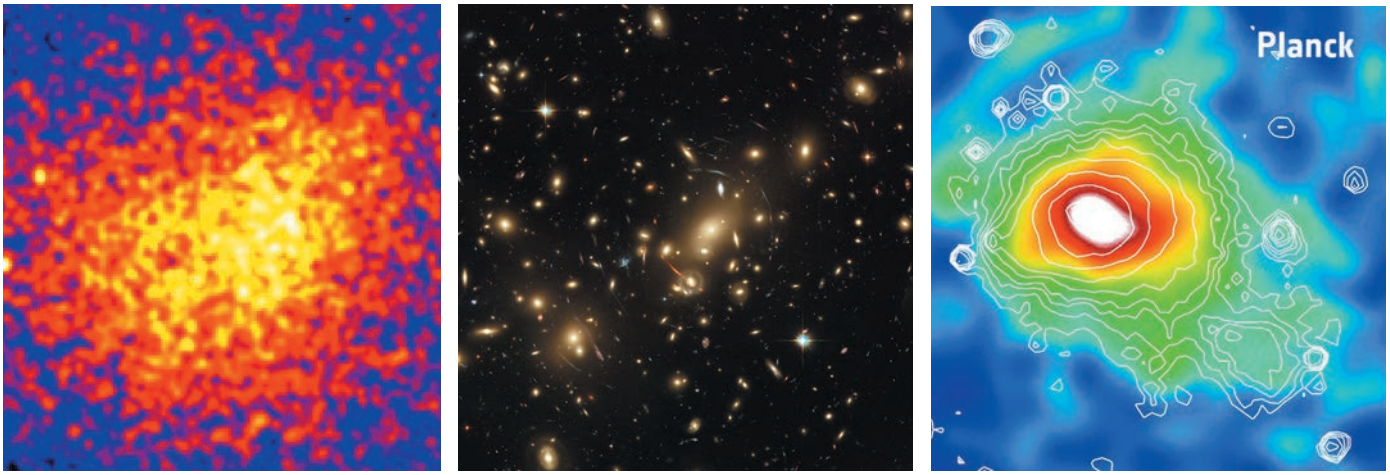
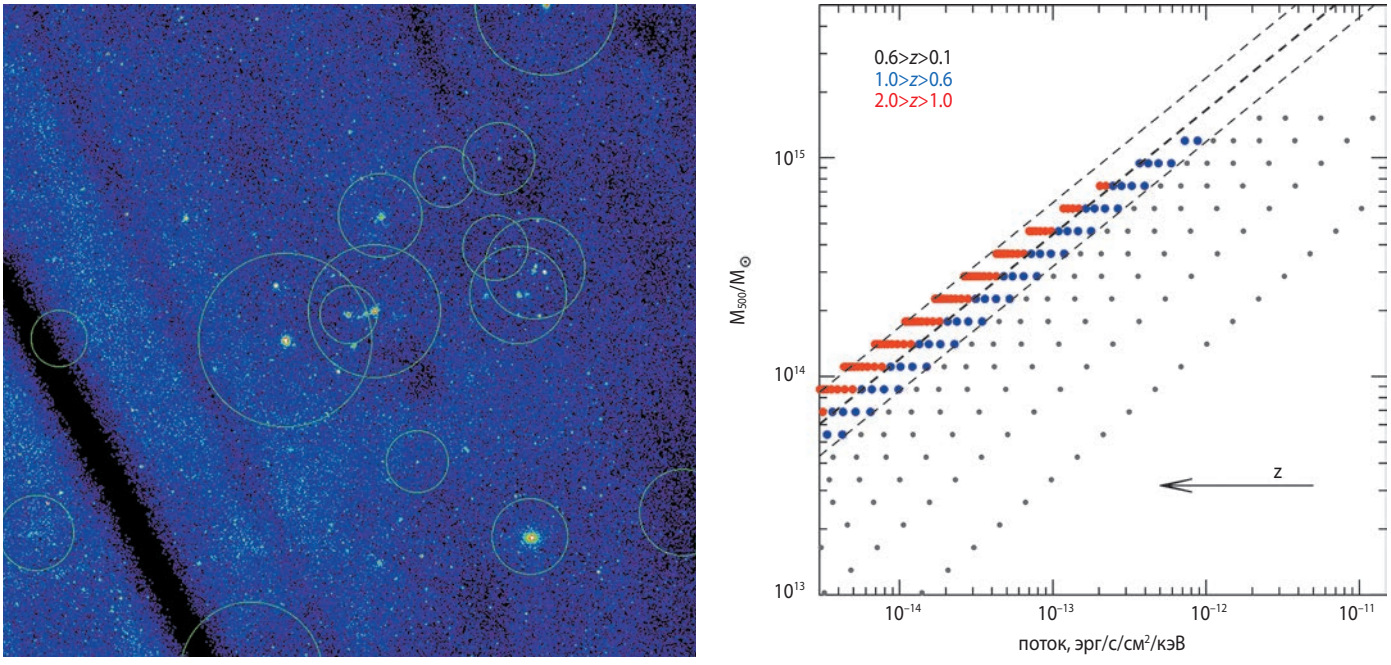



**рисунок 6.** Распределение плотности тёмной материи в численных расчётах (*Springel V. et al.*, 2005) (рисунки **а** и **б**) формирования крупномасштабной структуры Вселенной (**а**). Изображён тонкий срез Вселенной, демонстрирующий «космическую паутину» с характерной ячеистой структурой, возникающей в ходе эволюции первичных возмущений плотности во Вселенной. В узлах ячеистых структуры и расположены богатые скопления галактик, самые массивные из гравитационно-связанных объектов современной Вселенной. Фрагмент изображения, показанного на рисунке 6а (**б**). Яркое пятно в центре – скопление галактик, расположенное на пересечении филаментов тёмной материи. Число скоплений разной массы на кубический мегапарсек и единичный интервал масс (**в**). Различные кривые соответствуют разным красным смещениям: z=1.4 (зелёный цвет), z=0.5 (синий), z=0 (красный). Красное смещение z=0 соответствует нашей эпохе. На красном смещении z=1.4 возраст Вселенной равен 1/3 от современного. Видно, что число массивных скоплений сильно растёт со временем. Именно эта сильная зависимость позволяет использовать скопления для измерения темпа роста возмущений во Вселенной (**г**) (*Vikhlinin A. et al.*, 2009)




**а** **б** **в**

**рисунок 7.** Скопления галактик активно изучаются не только в рентгеновском, но и оптическом и миллиметровом диапазонах электромагнитного спектра; **а** – рентгеновское изображение массивного скопления A2218, полученное телескопом Chandra (NASA). Рентгеновское излучение связано с горячим газом с температурой ~80 миллионов градусов, заполняющим гравитационную потенциальную яму, создаваемую тёмной материей. Мощное рентгеновское излучение позволяет детектировать далекие скопления в обзоре всего неба; **б** – оптическое изображение скопления A2218 (ESA/Hubble), полученное космическим телескопом Хаббла. Многочисленные дуги возникают за счёт отклонения лучей света гравитацией скопления; **в** – изображение близкого скопления галактик в созвездии Волосы Вероники (Coma) в миллиметровых лучах, полученное спутником «ПЛАНК». Скопление с горячим газом становится видимым благодаря понижению яркости реликтового излучения в его направлении (эффект Сюняева – Зельдовича). Амплитуда и спектр этого эффекта не зависят от того, на каком красном смещении (расстоянии от нас) находится скопление



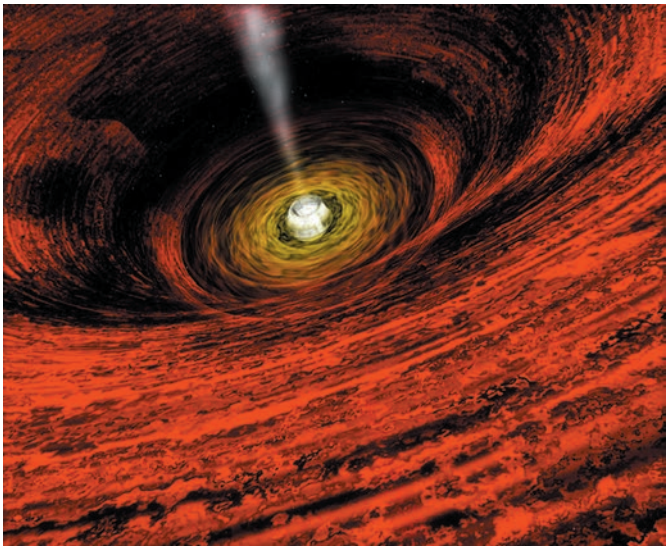

**а** **б**

**рисунок 8.** Участок неба размером около 40×40 градусов из обзора спутника Rosat (**а**). Кружками отмечены скопления галактик, найденные спутником «Planck» по эффекту Сюняева – Зельдовича (размер кружков отражает значимость детектирования скопления в микроволновом диапазоне). Чёрные полосы соответствуют участкам, которые не были покрыты обзором. Такие полосы могут остаться и на рентгеновских картах неба «СРГ», если по какой-либо причине данные наблюдений не будут приняты наземными антеннами или приборы обсерватории будут выключены. Обсерватория «СРГ» на площадке такого размера сможет обнаружить около 4000 скоплений (100000 на всей небесной сфере). Ожидаемое соотношение между массой скопления, красным смещением и рентгеновским потоком (**б**). Для скоплений с красным смещением больше 1 зависимость от красного смещения исчезает, и наблюдаемый поток становится хорошим индикатором массы скопления (*Churazov E. et al.,* 2015)

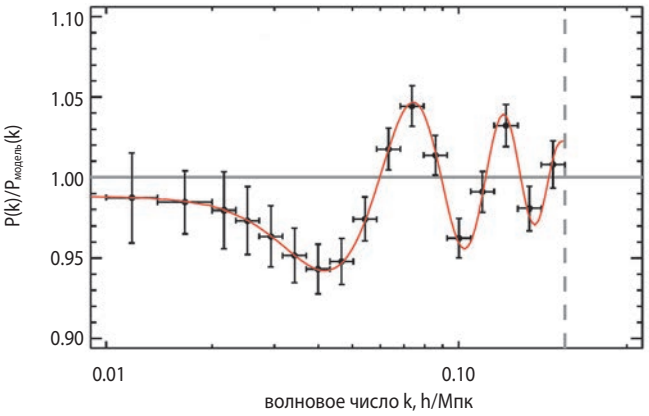
Много интересного для астрофизики должно дать и детальное изучение вновь открытых скоплений. Масса скоплений столь велика, что их гравитация способна изменить ход лучей света от галактик, находящихся далеко за скоплениями. Эффект гравитационной линзы приводит к усилению яркости далёких галактик и к искажению их изображений, появлению характерных линзоподобных структур. Ожидается, что детальные оптические наблюдения открываемых «СРГ» скоплений галактик приведут к обнаружению десятков тысяч таких гравитационных линз (рисунок 7б).

## 5. Активные ядра галактик

Активные ядра галактик (АЯГ) – это общепринятое название для ярчайших переменных во времени объектов в центрах галактик, которые излучают почти во всех диапазонах электромагнитного спектра, и в частности очень ярки в рентгеновских лучах. В настоящее время общепринята точка зрения, что эти объекты являются сверхмассивными чёрными дырами, которые аккрецируют окружающее вещество. В процессе аккреции часть гравитационной энергии падающего вещества и, возможно, часть энергии вращения чёрных дыр преобразуется в излучение, превращая эти объекты в мощнейшие источники электромагнитного излучения во всех диапазонах длин волн – от радиодиапазона до гамма-лучей сверхвысоких энергий. Именно АЯГ обеспечивают значительную долю космического фона Вселенной, особенно в рентгеновском и гамма-диапазонах, где вклад АЯГ доминирует. Интерес к этим источникам связан и с вопросом о возникновении и эволюции сверхмассивных чёрных дыр и их влиянию на галактики. Рентгеновский диапазон в поиске таких источников играет важнейшую роль, так как именно в этом диапазоне проще всего отличить АЯГ от излучения самих галактик. Чувствительность обсерватории «СРГ» такова, что около 3 миллионов АЯГ должно быть найдено в обзоре всего неба. Столь большое число объектов означает, что эволюция всех типов АЯГ может быть прослежена с момента, когда возраст Вселенной составлял 5–10% от сегодняшнего вплоть до наших дней. Более того, пространственное распределение АЯГ на разных красных смещениях является важным индикатором темпа расширения Вселенной. В этой задаче аккрецирующие чёрные дыры выступают в роли меток, делающих крупномасштабную структуру видимой для наблюдателя. Теория предсказывает, что в распределении крупномасштабной структуры должны присутствовать так называемые «барионные акустические осцилляции (БАО)», физический размер которых может быть рассчитан на любом красном смещении. Эти осцилляции свидетельствуют о существовании раннего периода эволюции Вселенной, когда возмущения плотности вещества во Вселенной представляли собой звуковые волны. Следовательно, определяя по выборке из трёх миллионов АЯГ угловой размер таких осцилляций, мы получаем в своё распоряжение мощный космологический тест на геометрию Вселенной (рисунок 9).



**а**




**б**

**рисунок 9.** Схематическое изображение аккреционного диска вокруг чёрной дыры (**а**) (April Hobart, CXC). Захваченный чёрной дырой газ часто имеет большой удельный угловой момент и быстро вращается. Турбулентная и магнитная вязкость уносят угловой момент наружу, приводя к медленному радиальному движению газа и выделению гравитационной энергии. Эта энергия излучается поверхностью диска, превращая его в ярчайший источник излучения. Это излучение делает аккрецирующие сверхмассивные чёрные дыры в центрах галактик (АЯГ) видимыми на космологических расстояниях.
Моделирование барионных акустических осцилляций в спектре мощности распределения активных ядер галактик из обзора всего неба обсерваторией «СРГ» (**б**) (*Kolodzig A. et al.*, 2013). Предполагается, что «СРГ» зарегистрирует около 3 миллионов активных ядер. Положение пиков в БАО является одним из наиболее надежных способов изучения «геометрии» Вселенной

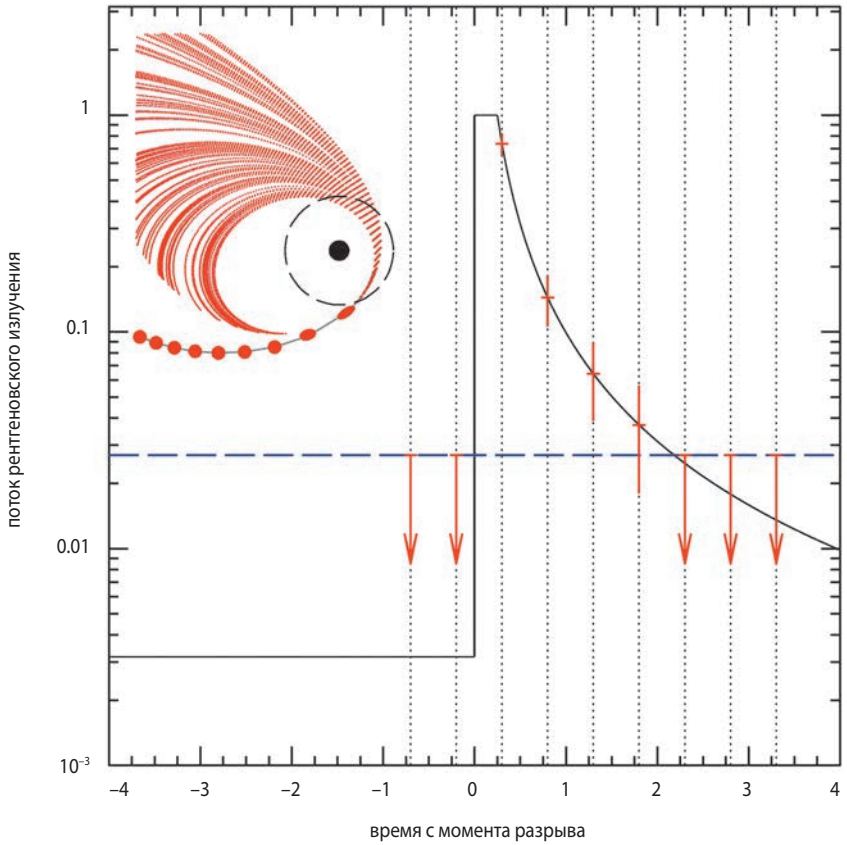



**рисунок 10.** Иллюстрация приливного разрушения звезды в гравитационном поле сверхмассивной чёрной дыры и детектирование вспышки рентгеновского излучения обсерваторией «СРГ». По горизонтальной оси отложено время в годах с момента разрыва звезды приливными силами. По вертикальной оси отложен рентгеновский поток, ожидаемый при аккреции на чёрную дыру. Стрелки показывают моменты сканирования заданного участка небесной сферы (восемь раз за четыре года обзора; из работы (*Khabibullin I. et al*., 2014). В левом верхнем углу показана иллюстративная картина деформации и разрыва звезды при приближении к сверхмассивной чёрной дыре на расстояние, на котором приливные силы превышают гравитацию самой звезды

## 6. Переменные источники

Многие рентгеновские источники, в частности активные ядра галактик, нейтронные звёзды, сверхновые и гамма-всплески, демонстрируют сильную переменность потока излучения. Эта переменность является важнейшим фактором для понимания физических процессов вблизи чёрных дыр и других компактных объектов. Обсерватория «СРГ» в процессе обзора будет восемь раз наблюдать каждую точку небесной сферы с промежутками в шесть месяцев. Подобный режим работы отлично подходит для поиска таких интереснейших явлений, как разрыв звёзд приливными силами вблизи сверхмассивных чёрных дыр. Когда орбита обычной звезды проходит на таком расстоянии, что приливные силы гравитационного поля чёрной дыры становятся больше, чем гравитационные силы самой звезды, звезда разрушается и отдельные части звезды оказываются на эллиптических орбитах вокруг чёрной дыры. Пересечение орбит приводит к усреднению углового момента и дисковой аккреции на чёрную дыру. В результате возникает мощная вспышка рентгеновского излучения продолжительностью в несколько лет (рисунок 10). Ожидается, что около тысячи таких событий будет обнаружено в ходе обзора «СРГ». Кроме того, ожидается, что обсерватория сможет зарегистрировать и точно локализовать десятки рентгеновских послесвечений гамма-всплесков, а также исследовать переменность многочисленных коронально-активных звёзд и компактных источников в нашей Галактике.

## 7. Источники в нашей Галактике

Физика компактных рентгеновских источников в тесных двойных звёздных системах нашей Галактики – это ещё один раздел астрофизики, где обсерватория «СРГ» должна обеспечить значительный прорыв. В этот класс источников входят объекты различной природы – от нейтронных звёзд, чёрных дыр звёздных масс и белых карликов до коронально активных звёзд. Многие выборки, содержащие сегодня всего несколько галактических объектов, в обзоре обсерватории «СРГ» могут насчитывать сотни источников. Подобная статистика позволит деталь-

но исследовать функции светимости отдельных популяций рентгеновских источников и всей Галактики; изучить в деталях зависимости рентгеновских свойств от других параметров, например, связь периода вращения звёзд с активностью их корон, и многое другое. Другим интересным примером может служить выборка одиночных нейтронных звёзд, изучение которых служит важнейшим индикатором уравнения состояния вещества при плотностях вещества, близких к ядерным.

## 8. Межзвёздная среда

Данные со всей небесной сферы и отличное спектральное разрешение телескопа eRosita идеально подходят для исследования диффузного излучения межзвёздной среды. Межзвёздная среда состоит из нескольких фаз, связанных с особенностями механизмов нагрева и охлаждения газа. В частности, горячая (около миллиона градусов) и разреженная среда, заполняющая большую долю объёма Галактики, обязана своим происхождением взрывам сверхновых звёзд. Ударные волны сверхновых сгребают и нагревают газ, делая его источником рентгеновского излучения. Обсерватория «СРГ» сможет составить самый полный каталог остатков сверхновых в Галактике, взорвавшихся за последние десятки тысяч лет, и в деталях исследовать физические параметры газа за фронтами ударных волн, включая неравновесную ионизацию газа. На ударных волнах в молодых остатках вспышек сверхновых происходит ускорение космических лучей, излучающих в рентгеновском диапазоне длин волн за счёт синхротронного механизма в магнитных полях и обратного эффекта Комптона при рассеянии низкочастотных фотонов на релятивистских электронах. Телескоп eRosita сможет отличить «тепловое» излучение горячего газа от излучения релятивистских электронов вследствие «нетепловых процессов».

Не менее интересный проект – исследование Локального пузыря – области горячего газа размером в 100 парсек, включающей в себя и Солнечную систему. Считается, что Локальный пузырь возник около 10 миллионов лет назад в результате взрыва сверхновой (или нескольких сверхновых). С учётом того, что Обсерватория может дать качественные спектры вплоть до 0.2–0.3 кэВ, станет возможным проводить комплексные исследования эффектов поглощения и излучения во всех направлениях, с тем, чтобы определить вклад различных компонент в полный поток диффузного излучения Галактики.

Важнейшим вопросом остается влияние сверхмассивной чёрной дыры в центре нашей Галактики на межзвёздную среду. Гигантские по размерам (десятки градусов) структуры, морфологически связанные с центром Галактики, были обнаружены в гамма-излучении спутником «FERMI» (NASA) и получили название пузырей FERMI. Если считать, что природа этих структур схожа с пузырями релятивистской плазмы в скоплениях галактик, то обсерватория «СРГ» должна обнаружить границу между релятивистской и тепловой плазмой и определить свойства плазмы внутри пузырей. Сегодня эта задача может быть решена только обсерваторией «СРГ» (рисунок 11).

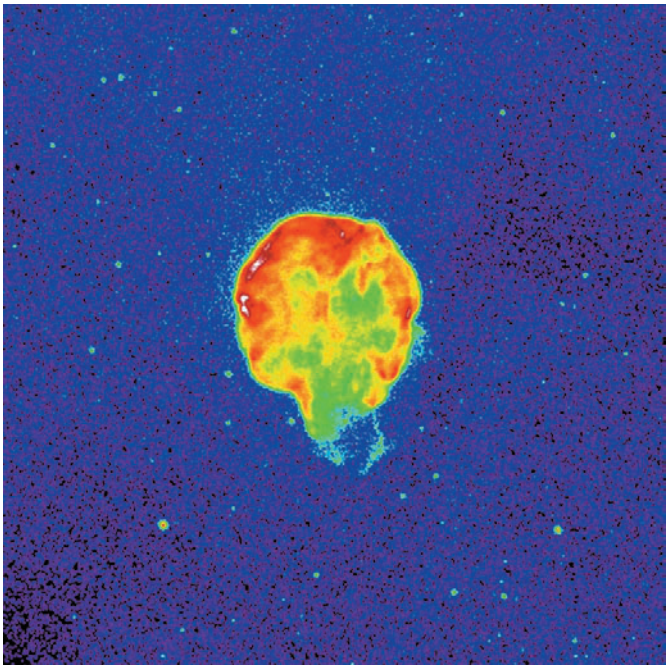


**рисунок 11.** Изображение (10×10 градусов) остатка вспышки сверхновой Петля в созвездии Лебедя (Cygnus Loop) в обзоре спутника «Rosat». Сама сверхновая взорвалась примерно 5–10 тысяч лет назад. В обзоре обсерватории «СРГ» будет получен самый полный каталог остатков вспышек сверхновых, а также исследовано диффузное излучение межзвёздной среды, нагреваемой ударными волнами от вспышек сверхновых

## 9. Солнечная система

Высочайшая чувствительность телескопа eRosita в мягком рентгеновском диапазоне и отличное энергетическое разрешение делают обсерваторию важнейшим источником информации о горячей плазме в Солнечной системе. Центральную роль в рентгеновском излучении от тел Солнечной системы играет процесс перезарядки – ионы солнечного ветра, взаимодействуя с нейтральным газом комет или самых внешних слоёв атмосфер планет, захватывают электроны у нейтральных атомов на внешние уровни энергии иона. Получившийся «возбуждённый» ион в серии каскадов переходит в основное состояние, излучая при этом характерные широкие линии, например, линии ионов OVII и OVI на энергиях порядка 0.5–0.6 кэВ. Таким образом, исследуя рентгеновское излучение из области взаимодействия кометы с солнечным ветром, мы



**а**



**б**



**в**

**рисунок 12.** 6-метровый телескоп БТА в Специальной Астрофизической Обсерватории (Нижний Архыз) (**а**). Обсерватория Mauna Kea на Гавайских островах – телескопы Subaru, Keck (два) и IRTF (**б**). Интерферометр ALMA в Чили на 5-км высоте, работающий в субмиллиметровом диапазоне (**в**) (Clem & Adri Bacri-Normier (wingsforscience.com)/ESO)

получаем в руки мощный инструмент для исследования солнечного ветра и вещества в кометах. За четыре года обзора естественное перемещение комет внутри Солнечной системы позволит восстановить трёхмерную картину солнечного ветра и в деталях исследовать его состав. Зная траектории движения комет, планет и самого спутника, мы сможем эффективно использовать всю совокупность данных, объединяя фотоны, приходящие с нужного направления, не делая при этом никаких изменений в программе обзора. Для изучения солнечного ветра это будет богатейший материал. Более того, расположение спутника в точке Л2 означает, что вклад окрестности Земли в рентгеновское излучение не будет накладываться на более далекие источники, как это происходит для телескопов на околоземных орбитах. Это, в частности, означает, что мы получим гораздо более надёжную информацию о Локальном пузыре.

## 10. Уникальные источники и «новая наука»

Обсерватория была задумана с целью достичь чувствительности, позволяющей зарегистрировать все массивные скопления в наблюдаемой Вселенной и решать фундаментальные задачи космологии, в частности поставить ограничения на уравнение состояния тёмной энергии. Такая чувствительность позволяет достичь колоссального прогресса и в решении других важнейших вопросов астрофизики и космологии. Об этом уже шла речь выше. Однако, радикальное увеличение исследуемого объёма Вселенной означает, что могут быть открыты наиболее экзотические объекты, которые не были обнаружены в предшествующих обзорах. Пример самых первых сверхмассивных чёрных дыр на красном смещении больше 7 уже обсуждался. Более того, опыт работы астрофизических обсерваторий показывает, что многократное улучшение характеристик телескопов часто приводит к появлению «новой науки», не предсказанной заранее. Нельзя не отметить, что с момента выбора конфигурации обсерватории произошло уже важнейшее «новое» событие – в 2016 году было объявлено об открытии гравитационных волн от сливающихся чёрных дыр с массами более 10 масс Солнца. Точной локализации этих объектов пока нет, а грубая локализация (области площадью в сотни квадратных градусов) не позволяет эффективно использовать телескопы, имеющие небольшое поле зрения. С этой точки зрения обзор всего неба обсерватории «СРГ» будет важнейшим элементом поиска возможных проявлений в рентгеновском диапазоне источников гравитационных волн. Этим пунктом научная программа обсерватории может быть дополнена уже сейчас.

Для многих из перечисленных выше проектов необходима наземная поддержка (рисунок 12). Например, для определения красных смещений скоплений и активных ядер галактик необходимы оптические наблюдения. Обсерватория «СРГ» должна работать в тесном контакте с наблюдателями на оптических телескопах в нашей стране и во всем мире. Для части задач подходят телескопы с диаметром зеркала порядка 1.5–2 метров (например, российско-турецкий РТТ-150 телескоп под Антальей, 50% наблюдательного времени которого принадлежит Казанскому Федеральному Университету и ИКИ РАН, новые телескопы МГУ в Кисловодске и Института Солнечно-Земной Физики РАН в Саянах под Иркутском). Для спектроскопии далеких скоплений и АЯГ понадобятся более мощные телескопы, такие как, например, 6-метровый телескоп САО. Для самых удаленных объектов и участков обзора вблизи полюсов эклиптики, где чувствительность обзора особенно высока, понадобятся наблюдения самых мощных телескопов, таких, как Subaru на Гавайских островах, VLT в Чили. Важнейшую информацию можно получить и из сравнения рентгеновских данных с наблюдениями в миллиметровом диапазоне, например, самого большого в мире миллиметрового интерферометра ALMA с пятьюдесятью 12-метровыми и шестнадцатью 7-метровыми антеннами, Космологического Телескопа в пустыне Атакама (ACT), расположенных на высоте 5 км, а также знаменитого 10-метрового телескопа на Южном Полюсе Земли (SPT). Мы надеемся и на активное сотрудничество с российским радиоинтерферометром КВАЗАР Института Прикладной Радиоастрономии РАН.

## заключение

В рамках проекта «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА» консорциум российских учёных получит 50 процентов всех данных телескопа eRosita и подавляющую часть данных телескопа ART-XC. Опыт, накопленный во время работы с обсерваториями «РЕНТГЕН» (на модуле КВАНТ комплекса космической станции МИР), «ГРАНАТ» и «ИНТЕГРАЛ», позволяет с уверенностью говорить, что нас ждёт интереснейшая работа на передовом крае астрофизики. Данные подобного класса позволяют исследовать рекордно большой объём Вселенной, находить самые редкие объекты во Вселенной, изучать такие фундаментальные проблемы современной физики и астрофизики, как природа тёмной материи и энергии, образование и эволюция сверхмассивных чёрных дыр, разрыв звёзд приливными силами вблизи чёрных дыр, исследовать популяции галактических и внегалактических объектов. Для этого приборы обсерватории «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА» должны работать 24 часа в сутки на протя-

жении семи лет. И, конечно, мы знаем, что орбитальные обсерватории, обеспечивающие качественный скачок важнейших параметров, при нормальной (в полную силу) работе спутника, наземных систем и научных приборов обязательно принесут много неожиданных открытий и «новой науки», о существовании которой мы сегодня и не подозреваем. На научный коллектив в ИКИ РАН, отвечающий за подготовку системы научной обработки данных, архива данных, создание рентгеновских карт всего неба, извлечение из них информации, важной для современной физики, астрофизики и космологии, интерпретации и публикации получаемых данных, ложится громадная ответственность за своевременный анализ поступающих данных, осмысливание полученных результатов и их своевременную публикацию или передачу для детального анализа и интерпретации сильнейшим астрофизическим группам и кафедрам страны. Рентгеновские карты неба – это ценнейшее «сырье» для большой науки. Важно переработать это «сырье» в научные результаты, содержащие важнейшие сведения о природе открываемых объектов и скрытой в них и их совокупности информации о свойствах нашей Вселенной.

Существующие соглашения, громадный вклад нашей страны в создание, запуск и приём данных, ожидаемых от уникальных приборов этой замечательной орбитальной обсерватории, позволят нам обрабатывать громадный поток данных о миллионах неизвестных сейчас рентгеновских источников, изучать их яркостные, временные и спектральные характеристики, неоднородности в их расположении в пространстве и во времени, процесс появления во Вселенной и роста числа различных типов объектов, эволюцию крупномасштабной структуры Вселенной. Важно в полном объёме воспользоваться открывающимися возможностями и получить максимум первоклассной науки от обсерватории «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА». Важнейшей задачей является и подготовка молодых научных кадров для ведущих научных групп в Институтах РАН и в университетах страны, способных работать на острие современной науки, используя данные замечательной орбитальной обсерватории, которой имеет все основания стать спутник «Спектр-Рентген-Гамма».

Авторы благодарны группам разработчиков телескопов eRosita и ART-XC и коллегам из ИКИ, MPE, НПО имени С.А. Лавочкина, с которыми их связывают многие годы совместной работы над космическими проектами, и прежде всего «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА».

## список литературы

*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж.* О научном потенциале НПО имени Семёна Алексеевича Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 73-76.

*Котляр П., Григорович С.* Рентгеновский телескоп с атомным прошлым. URL https://www.gazeta.ru/science/2015/04/11_a_6634485.shtml (дата обращения: 22.02.2017).

*Сыров А.С., Смирнов В.В., Соколов В.Н., Иодко Г.С. и др.* Бортовой комплекс управления платформы «Навигатор» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 58-63.

*Churazov E., Vikhlinin A., Sunyaev R.* (No) dimming of X-ray clusters beyond z ~1 at fixed mass: crude redshifts and masses from raw X-ray and SZ data 2015 // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society.1984. 450.

*Eismont N., Dunham D., Jen S., Farquhar R.* Lunar Swingby as a Tool for Halo Orbit Optimization in Relect-2 Project // ESA Special Publication (SP)-326, Proceedings of the ESA Symposium on Spacecraft Flight Dynamics. 1991.

*Gubarev M., Ramsey B., Elsner R. et al.* ART-XC/SRG: status of the x-ray optics development // Space Telescopes and Instrumentation: Ultraviolet to Gamma Ray. 2014. 9144, 91441V.

*Khabibullin I., Sazonov S., Sunyaev R.* SRG/eROSITA prospects for the detection of stellar tidal disruption flares // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 2014. 437. P. 327.

*Merloni A., Predehl P., Becker W. et al.* eROSITA Science Book: Mapping the Structure of the Energetic Universe // ArXiv e-prints. 2012. arXiv:1209.3114.

*Kolodzig A., Gilfanov M., Hütsi G., Sunyaev R.* AGN and QSOs in the eROSITA All-Sky Survey. II. The large-scale structure // Astronomy and Astrophysics. 2013. 558, A90.

*Pavlinsky M., Akimov V., Levin V. et al.* Status of ART-XC/SRG instrument // Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series. 2016. 9905, 99051J.

*Predehl P., Andritschke R., Babyshkin V. et al.* eROSITA on SRG // Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series. 2016. 9905, 99051K.

*Springel V., White S.D.M., Jenkins A. et al.* Simulations of the formation, evolution and clustering of galaxies and quasars // Nature. 2005. 435. P. 629.

*Strukov I., Skulachev D., Budilovich N. et al.* RELICT 2 project: Scientific program and structure // Liege International Astrophysical Colloquia. 1990. 29.

*Vikhlinin A., Kravtsov A.V., Burenin R.A. et al.* Chandra Cluster Cosmology Project. III: Cosmological Parameter Constraints // The Astrophysical Journal. 2009. 692. 1060.

*Статья поступила в редакцию 27.02.2017 г.*

УДК 629.785

# ОТКРЫВАЯ УЛЬТРАФИОЛЕТОВОЕ ОКНО ВО ВСЕЛЕННУЮ: ИЗ ОПЫТА НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО СОТРУДНИЧЕСТВА НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА И ИНАСАН

# OPENING «ULTRAVIOLET» WINDOW TO THE UNIVERSE: HERITAGE OF THE SCIENTIFIC – TECHNICAL COOPERATION BETWEEN LAVOCHKIN ASSOCIATION AND INASAN

**Б.М. Шустов**[1],
*член-корреспондент РАН,*
*bshustov@inasan.ru;*
**B.M. Shustov**

**А.А. Моишеев**[2],
*кандидат технических наук,*
*moisheev@laspace.ru;*
**A.A. Moisheev**

**М.Е. Сачков**[1],
*доктор физико-математических наук,*
*msachkov@inasan.ru;*
**M.E. Sachkov**

**О.В. Власенко**[1],
*vlasenko@inasan.ru;*
**O.V. Vlasenko**

*НПО имени С.А. Лавочкина – признанный флагман отечественной космической индустрии в области создания непилотируемых космических комплексов для исследований космоса. В статье рассказывается о результатах плодотворного сотрудничества Института астрономии РАН и НПО имени С.А. Лавочкина в направлении ультрафиолетовой астрономии.*

*Ключевые слова: ультрафиолетовая астрономия; внеатмосферная астрономия; научное приборостроение.*

*Lavochkin Association is a recognized leader of the national space industry in the field of design & development of the unmanned space systems for space research. The article overviews the results of the fruitful cooperation between Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences and Lavochkin Association in the area of ultraviolet astronomy.*

*Key words: ultraviolet astronomy; exoatmospheric astronomy; scientific engineering.*

Запуск в СССР первого искусственного спутника Земли 4 октября 1957 года открыл новую эру практически во всех сферах жизни человечества. Особенно большой скачок произошёл в исследованиях космоса, и прежде всего в астрономии. Современную наблюдательную астрономию отличает её всеволновый характер. Это обусловлено именно выводом средств наблюдения за пределы земной атмосферы, которая оберегает нас, землян, от многих угроз, но и очень сильно ограничивает наши возможности познания окружающего макромира. Свойства земной атмосферы ограничивают возможности наземных наблюдений довольно узкими окнами прозрачности. За пределами этих окон – в гамма-, рентгеновском, ультрафиолетовом диапазонах, а также в значительной части ИК- и субмиллиметрового диапазона – наблюдения возможны только из космоса. Это обусловливает огромную важность космических наблюдений, и делает их неотъемлемым компонентом современной астрофизики. При этом результативность космических наблюдений в тех диапазонах, которые доступны и с Земли, оказывается сравнимой с результативностью наземных наблюдений или превосходит их. В тех же диапазонах, что с Земли недоступны, космические наблюдения оказываются просто уникальными и невероятно востребованными. В частности, самые цитируемые научные статьи за всю историю астрономии написаны по результатам космических наблюдений на космическом аппарате (КА) WMAP (наблюдения микроволнового космологического фона) и HST (т.е. на знаменитом многоцелевом телескопе им. Хаббла).

Все крупные космические державы уделяют значительное внимание разработке проектов внеатмосферной астрономии. Специфика этих проектов в том, что все они являются международными, хотя в большинстве случаев лидирующую роль играет какая-либо одна сторона. Существующие проекты направлены, главным образом, на решение таких задач, как поиск и исследование внесолнечных планет земного типа, исследование ближней Вселенной (нашей Галактики и окрестностей Солнца), исследование крупномасштабной структуры и эволюции Вселенной, изучение поведения вещества в экстремальных физических условиях. При этом рассматриваются как проекты, базирующиеся в открытом космосе, так и проекты размещения телескопов на Луне. В последнем случае наиболее перспективным считается радиоинтерферометр метрового диапазона, расположенный на обратной стороне Луны, свободной от земных помех.

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

[2] ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

В практике научных исследований можно встретить довольно много различных «астрономий». Некоторые из ветвей астрономии получили своё название по предмету исследования и, частично, по историческим причинам («звёздная», «внегалактическая» и т.д.); другие – по степени прикладного назначения («практическая», «мореходная» и т.д.). Пожалуй, наиболее часто происходит выделение «астрономий» по спектральному (энергетическому) диапазону и по технологии наблюдений: «гамма-», «рентгеновская», «оптическая», «инфракрасная», «радио-», «внеатмосферная», «гравитационная» и т.д. В этом ряду и понятие «ультрафиолетовая астрономия». Почти все эти «астрономии» относятся к общему понятию «внеатмосферная астрономия». Ясно, что все эти «астрономии» не являются объектно независимыми, речь идёт лишь о различных технологиях изучения объектов и процессов во Вселенной. Некоторые из таких «астрономий» предоставляют возможность получать важные научные сведения практически обо всех астрономических объектах, другие – только об избранных классах объектов, и каждый технологический подход имеет свои преимущества. В этом плане «ультрафиолетовая астрономия» выделяется в ряду других. Это прежде всего связано с тем фактом, что большая часть наблюдаемого вещества во Вселенной находится в состоянии, которое наиболее эффективно диагностируется методами ультрафиолетовой (УФ) спектроскопии в диапазоне 10–300 нм (*Расторгуев А.С. и др.*, 2016). Уникальные возможности предоставляет УФ-спектроскопия для изучения межгалактической среды, в частности для поиска скрытого барионного вещества, для точного определения химического состава межзвёздной среды, для исследования внутренних областей аккреционных дисков и т.д. В некоторых направлениях исследований (например, изучение структуры областей массового звездообразования в галактиках, структуры горячих корон и газовых торов вокруг планет) построение изображений в УФ даёт важнейшую информацию, которую трудно или даже невозможно получить с помощью других технологий. Именно широкие возможности УФ-технологий объясняют, почему за последние 50 лет в мире проведены многие десятки кратковременных космических экспериментов и запущено около двух десятков долговременных космических аппаратов (обсерваторий) для наблюдений объектов в УФ-диапазоне, включая уже упоминавшийся HST. Более подробно многие аспекты ультрафиолетовой астрономии освещены в написанной Б.М. Шустовым главе 4 (*Фундаментальные…*, 2013).

НПО имени С.А. Лавочкина – признанный флагман отечественной космической индустрии в сфере создания непилотируемых космических комплексов для исследований космоса с применением методов, перечисленных выше. Особенно ярко это проявилось именно в направлении ультрафиолетовой астрономии.

В начале 70-х годов директор Крымской астрофизической обсерватории АН СССР (КрАО) академик А.Б. Северный, проанализировав гигантские перспективы УФ-наблюдений с помощью КА и уже полученные к тому прорывные результаты с помощью первых ракетных и спутниковых (например, ОАО-3) наблюдений, проявил инициативу в постановке амбициозного космического эксперимента – строительства крупнейшего по тем временам телескопа для проведения в космосе УФ-наблюдений. Он встретился с руководством НПО имени С.А. Лавочкина и нашёл здесь понимание и общий интерес. Поскольку попытки привлечь Ленинградское оптико-механическое объединение (ЛОМО) к проектированию и изготовлению космического телескопа не удались, было принято решение создавать телескоп силами НПО имени С.А. Лавочкина в содружестве с КрАО. Генеральный конструктор НПО имени С.А. Лавочкина В.М. Ковтуненко поддержал предложение создать проект астрофизической космической обсерватории «АСТРОН» на базе систем и конструктивного задела КА серии «ВЕНЕРА». От КрАО эту работу возглавил научный руководитель проекта будущий академик А.А. Боярчук.

На борту КА «АСТРОН» (рисунок 1) были установлены ультрафиолетовый телескоп «Спика» и комплекс рентгеновских спектрометров СКР-02М. Аппарат был запущен на высокоэллиптическую орбиту с апогейным расстоянием около 200 000 км. Телескоп диаметром 80 см (Ричи – Кретьен, F/10) был оснащён сканирующим УФ-спектрографом – основным научным инструментом обсерватории. Спектрограф, созданный совместно с коллегами из Франции, был собран по схеме круга Роуланда; он позволял проводить наблюдения с высоким (0,04 нм) и низким (3 нм) разрешением. В этом спектрографе была применена вогнутая тороидальная дифракционная решётка отечественного производства. В качестве детекторов использовались три фотоэлектронных умножителя, перекрывавшие спектральный интервал 110–350 нм. Очень интересной особенностью обсерватории была впервые применённая система стабилизации изображения. Вторичное зеркало телескопа могло качаться вокруг некоторой точки, при этом компенсировались небольшие смещения изображения на фокальной поверхности. Такой подход позволял справляться с особенно трудно компенсируемыми высокочастотными колебаниями. Многие конструктивные новинки (сейчас говорят – инновации) были разработаны главным конструктором телескопа «Спика» – А.А. Моишеевым (рисунок 2).



**рисунок 1.** КА «АСТРОН»

С помощью обсерватории «АСТРОН» за годы работы в космосе (1983–1989) получены уникальные сведения о химическом составе звёзд, свойствах кометы Галлея, Сверхновой SN 1987A и других объектов, однако всеобщему мировому признанию этих достижений помешала плохо организованная система работы с научными данными. Общий недостаток долговременных орбитальных УФ-экспериментов того времени – малая мощность телеметрических каналов – в случае обсерватории «АСТРОН» был усугублён чрезмерно закрытой государственной политикой по распространению информации. Более подробно многие аспекты проекта «АСТРОН» описаны в (*Боярчук А.А., Моишеев А.А.*, 2013).

Этим проектом была открыта новая строка в отечественной космической программе – фундаментальные астрофизические исследования космическими автоматическими аппаратами. После запуска в 1983 году КА «АСТРОН» в 1989 году был запущен КА «ГРАНАТ» для проведения детальных исследований компактных и протяжённых космических источников рентгеновского и мягкого гамма-излучений. Его задача – проведение детальных исследований компактных и протяжённых космических источников рентгеновского и мягкого гамма-излучений. На фоне успешных результатов этих двух миссий в конце 80-х появилась идея создания целой серии космических обсерваторий для исследования астрофизических объектов в различных диапазонах спектра электромагнитного излучения; серию назвали «СПЕКТР». Исследования в УФ-диапазоне предлагалось проводить с помощью гораздо более крупной и совершенной, чем «АСТРОН», обсерватории «СПЕКТР-УФ»; наблюдения в новых для отечественной внеатмосферной астрономии диапазонах планировались с помощью астрофизических КА «СПЕКТР-Р» с радиотелескопом на борту и «СПЕКТР-РГ» – с рентгеновскими телескопами. Реализация этой весьма амбициозной задачи была поручена НПО имени С.А. Лавочкина совместно с научными организациями Академии наук РФ.

Головной научной организацией по созданию комплекса научной аппаратуры (КНА) по теме «СПЕКТР-УФ» был определён Институт астрономии РАН – ИНАСАН (до 1990 года – Астрономический совет АН СССР, а в 1990–1991 гг. – Институт астрономии АН СССР). Это было связано со многими обстоятельствами. В 1987 году Астрономический совет АН СССР возглавил руководитель проекта – академик А.А. Боярчук (*Шустов Б.М., Сачков М.Е.*, 2015). В 1991 году он стал первым директором ИНАСАН. КрАО к этому времени оказалась зарубежной организацией, к тому же катастрофически быстро обнищавшей, как и большая часть выживших научных учреждений Украины. В России также наступила «тёмная эпоха» 90-х, финансирование космической программы страны сократилось во многие десятки раз, но все-таки некоторые средства на поддержание статуса космической державы (немыслимого без программ фундаментальных космических исследований) выделялись. Ещё одно обстоятельство – в ИНАСАНе собралась очень сильная команда астрофизиков, прежде всего звёздных спектроскопистов, и быстро сформировалась группа, способная осуществлять научную работу по подготовке и воплощению в жизнь амбициозных космических проектов. Здесь сказался бесспорный организационный талант А.А. Боярчука.

Все три задуманных проекта серии «СПЕКТР» были сохранены, хотя работа по их реализации очень сильно замедлилась. Необходимость такой космической обсерватории, как «СПЕКТР-УФ», представлялась тогда и представляется сегодня очень острой (*Боярчук А.А. и др.*, 2016). Программа научных наблюдений Космического телескопа им. Хаббла (США) чрезвычайно перегружена заявками (т.н. «фактор давления» для астрономов США составляет около 3, а для астрономов других стран – даже 10). Поскольку астрономы столкнулись с проблемой доступа к УФ-диапазону, российский проект «СПЕКТР-УФ» получил серьёзную поддержку со стороны международного сообщества и послужил основой для развития международной кооперации по проекту, получившему международное название «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» (ВКО-УФ, «World Space Observatory – Ultraviolet», WSO-UV). Необходимость создания такой космической обсерватории, как «СПЕКТР-УФ», в настоящее время остаётся весьма актуальной (*Боярчук А.А. и др.*,



Фото находящегося в музее НПО имени С.А. Лавочкина натурного габаритно-массового макета. Рядом с макетом стоят ведущие специалисты проекта «АСТРОН», справа налево: академик А.А. Боярчук – научный руководитель, О.Г. Ивановский – главный конструктор проекта «АСТРОН» и А.А. Моишеев – главный конструктор телескопа.

**рисунок 2.** Ультрафиолетовый телескоп Спика с апертурой 80-см отечественной астрономической обсерватории «АСТРОН»

2012). Срок активного существования Космического телескопа им. Хаббла на орбите определён примерно до 2018 года, а в планах крупнейших космических агентств нет УФ-миссий следующего поколения на период вплоть до 2030 года.

Основные научные задачи обсерватории «СПЕКТР-УФ» заключаются в получении новых знаний о космических объектах и процессах методами высококачественной спектроскопии слабых источников и в построении изображений в УФ-участке спектра (*Макарова Л.Н., Макаров Д.И.*, 2016). При этом должны достигаться: высокое спектральное разрешение, максимальное пространственное разрешение, а для изучения слабых источников – высокая проницающая способность. Выбор параметров телескопа Т-170М (большого диаметра главного зеркала – 170 см, специальных покрытий, улучшающих отражение в УФ-диапазоне, высокоточной системы наведения и стабилизации и т.д.) обусловлен необходимостью максимального углового разрешения и максимальной эффективной площади в диапазоне 110–320 нм для обеспечения возможностей спектроскопии высокого разрешения и получения высококачественных изображений.

С учётом опыта создания космической обсерватории «АСТРОН» было принято решение создавать уникальную конструкцию космического телескопа и комплекса научной аппаратуры в целом в содружестве коллективов специалистов НПО имени С.А. Лавочкина – как головной организации по проекту, Института астрономии РАН – как головной научной организации по проекту с привлечением специалистов космической индустрии и других академических и университетских исследовательских центров страны.

КНА, входящий в состав космического аппарата «СПЕКТР-УФ», состоит из:

- телескопа Т-170М;
- комплекса основных научных приборов;
- научной аппаратуры «Конус-УФ».

Снова, как и при создании космической обсерватории «АСТРОН», главные работы по созданию телескопа Т-170М (см. рисунок 3) взяло на себя НПО имени С.А. Лавочкина. Астрономы ИНАСАН в сотрудничестве с экспертами из САО РАН, ИКИ РАН, ИТМО, ГОИ имени С.И. Вавилова и ЛЗОС взяли на себя разработку оптической схемы, изготовление и методику тестирования оптических свойств Т-170М (*Власенко О.В. и др.*, 2014). Специалисты НПО имени С.А. Лавочкина ответственны за проектирование, изготовление, тестирование и т.д. механических (оптико-механических) конструкций телескопа, систем терморегулирования, служебных систем и т.д. Ясно, что работа над телескопом идёт в тесном взаимодей-

ствии. Так, при разработке оптики Т-170М работы (расчёты на прочность и оценка деформаций оптических элементов телескопа) А.В. Зверева – прекрасного специалиста – имеют очень большое значение, а талант конструктора И.Ф. Ильясова – также сотрудника НПО, помог решить множество сложных задач не только собственно по телескопу, но и по стыковке телескопа и научных инструментов. Сложнейшую работу по обеспечению функционирования и увязке электрических связей составных частей КНА выполняет А.В. Мендеров, а по обеспечению тепловых режимов составных частей КНА – А.Ф. Шабарчин. К сожалению мы не сможем перечислить здесь всех конструкторов, инженеров и других специалистов



**рисунок 3.** Макет телескопа Т-170М в НПО имени С.А. Лавочкина

НПО имени С.А. Лавочкина (по причине ограничений технического и этического плана), с которыми у астрономов ИНАСАН и других научных центров России наладилось хорошее профессиональное взаимопонимание и очень конструктивные производственно-научные связи, но есть общее понимание, что только такое сотрудничество может служить гарантией успеха задуманных амбициозных проектов.

Опишем кратко схему работы телескопа Т-170М. Оптическая система телескопа формирует изображения астрономических объектов в фокальной поверхности с полем зрения 30 угл. мин. Телескоп построен по схеме Ричи – Кретьена. После отражения от главного и вторичного зеркал принимаемое излучение проходит через отверстие в главном зеркале и попадает в зону инструментального отсека телескопа. В инструментальном отсеке расположены как основные научные приборы – блок спектрографов и блок камер поля, служащие для решения научных задач проекта, так и вспомогательные – система датчиков гида (СДГ), предназначенная для решения задач управления и контроля, т.е. наведения и стабилизации телескопа на выбранный объект. СДГ может быть использована и для решения некоторых научных задач.

Одна из важных задач, которая решалась в процессе создания телескопа, – обеспечение прецизионности конструкции на всех этапах эксплуатации. Опираясь на опыт, приобретённый при создании КА «АСТРОН», используя современные технологии и материалы, специалисты НПО имени С.А. Лавочкина внедрили конструктивно-технологические решения, позволяющие обеспечить необходимую размеростабильность при заданных внешних воздействиях. Для обеспечения требуемых параметров оптической схемы и необходимого качества оптических элементов телескопа и научной аппаратуры производственная и испытательная базы НПО имени С.А. Лавочкина и предприятий кооперации дооснащаются уникальными стендами и оборудованием (см. рисунок 4).

В список основных научных приборов входят:

- трёхканальный блок спектрографов (разработка ФГУП РФЯЦ-ВНИИЭФ);
- камера поля (разработка ИКИ РАН).

Научная аппаратура «Конус-УФ» (НА «Конус-УФ») предназначена для исследования космических гамма-всплесков и активности мягких гамма-репитеров в энергетическом диапазоне от 10 кэВ до 10 МэВ. Управление работой НА «Конус-УФ» и трансляцию в бортовой радиокомплекс научной информации обеспечивает блок управления служебным комплексом. Разработчик НА «Конус-УФ» – Физико-технический институт имени А.Ф. Иоффе.

В настоящее время создание КНА проекта «СПЕКТР-УФ» находится в стадии наземной экспериментальной отработки. Исследованы наиболее

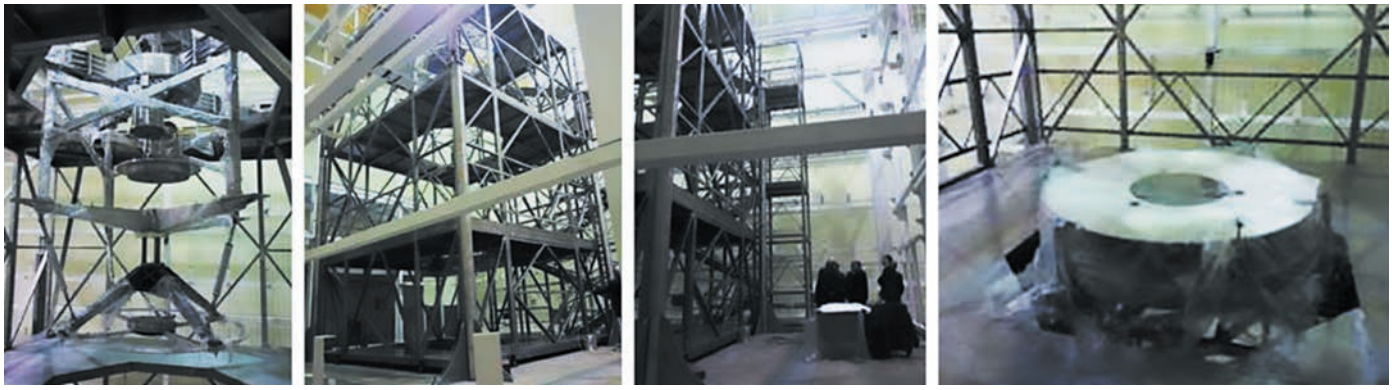


**рисунок 4.** Стенд сборки и юстировки телескопа Т-170М в НПО имени С.А. Лавочкина

сложные конструктивно-технологические проблемы базирования главного и вторичного зеркал, завершён цикл прочностных и тепловых испытаний телескопа, выполнен большой объём работ по подготовке технологического оборудования, помещений и уникальных средств измерений для работ по сборке, юстировке и приёмосдаточным испытаниям как телескопа, так и КНА в целом.

При проектировании и наземных испытаниях ультрафиолетового телескопа большое внимание было уделено решению проблемы точностных параметров оптического тракта и его составных частей, а также минимизации возможного загрязнения оптики в процессе всех этапов эксплуатации, включая этап космического полёта. Предусмотрены конструктивно-технологические решения, обеспечивающие сохранность как точностных, так и светотехнических параметров оптических элементов телескопа и фокальных приборов на всём жизненном цикле КНА. Осаждение продуктов загрязнения на оптических элементах губительно для ультрафиолетового диапазона электромагнитного излучения, поэтому предусмотрен целый комплекс необходимых мер по обеспечению чистоты телескопа.

В соответствии с решением руководителей НПО имени С.А. Лавочкина и ИНАСАН работы по созданию ультрафиолетового космического телескопа, а также по сборке комплекса научной аппаратуры ведутся в тесном взаимодействии специалистов с предоставлением по просьбе ИНАСАН необходимых производственных возможностей и испытательной базы НПО. Регулярно проводятся технические и оперативные совещания по координации работ и принятию технических решений.

Специалисты НПО имени С.А. Лавочкина, ИНАСАН, ИКИ РАН и всей кооперации работают в атмосфере уважения и взаимопонимания, несмотря на весьма существенные проблемы с финансированием проекта: неоднократное сокращение выделяемых ГК «Роскосмос» средств на выполнение проекта и переносы сроков запуска КА усложняют взаимоотношения между организациями, и такой рваный темп работ не позволяет планировать перспективу их выполнения. К сожалению, международный статус проекта слабеет с каждым новым переносом срока запуска, снижается уровень интереса и уменьшаются вклады соучастия кооперации в проекте, но всё-таки проект движется, и мы (прежде всего головные организации по проекту) постараемся выполнить свою работу максимально эффективно.

## список литературы

*Боярчук А.А., Моишеев А.А.* 30 лет первой отечественной астрофизической станции «АСТРОН» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 3-7.

*Боярчук А.А., Шустов Б.М., Моишеев А.А., Сачков М.Е.* Проект «СПЕКТР-УФ» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 64-73.

*Боярчук А.А., Шустов Б.М., Саванов И.С., Сачков М.Е. и др*. Научные задачи космического проекта «СПЕКТР-УФ» («Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет») // Астрономический журнал. 2016. Т. 93, № 1. С. 3-48.

*Власенко О.В., Яскович А.Л., Котов Ю.Д., Макаров В.П.* Оптическая схема телескопа Т-170М // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 67-73.

*Макарова Л.Н., Макаров Д.И*. Перспективы проекта «ВКО-УФ» для задач звездообразования в карликовых галактиках // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 52-59.

*Расторгуев А.С., Сачков М.Е., Заболотских М.В.* Галактическая астрономия в ультрафиолете // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 38-46.

*Фундаментальные космические исследования.* Т. 1. Астрофизика / Под общ. ред. д.т.н., проф. Г.Г. Райкунова. Королёв: ФГУП ЦНИИмаш, 2013. 532 с.

*Шустов Б.М., Сачков М.Е.* Александр Алексеевич Боярчук // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 3-8.

*Статья поступила в редакцию 13.03.2017 г.*

УДК 523.3-834(629.78:527.8-85)

# КРАТЕР БОГУСЛАВСКИЙ НА ЛУНЕ: ВЫБОР МЕСТА ПОСАДКИ ДЛЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА МИССИИ «ЛУНА-ГЛОБ»

**М.А. Иванов**[1],
*ведущий научный сотрудник, доктор геолого-минералогических наук, mikhail_ivanov@brown.edu;*
**M.A. Ivanov**

**М.Я. Маров**[1],
*профессор, академик РАН, marovmail@yandex.ru;*
**M.Ya. Marov**

*В статье описываются результаты фотогеологического исследования поверхности Луны в применении к выбору наиболее приоритетных с точки зрения научной значимости и безопасности мест посадок спускаемого аппарата миссии «ЛУНА-ГЛОБ».*

*Ключевые слова:*
*Луна;*
*экспедиция «ЛУНА-ГЛОБ»;*
*кратер Богуславский;*
*выбор мест посадки.*

# BOGUSLAWSKY CRATER ON THE MOON: LANDING SITE SELECTION FOR «LUNA-GLOB» MISSION DESCENT MODULE

**А.Т. Базилевский**[1],
*профессор, доктор геолого-минералогических наук, atbas@geokhi.ru;*
**A.T. Basilevskiy**

**Ю.А. Костицын**[1],
*доктор геолого-минералогических наук, член-корреспондент РАН, yuri.kostitsyn@gmail.com;*
**Yu.A. Kostitsin**

*The article reviews the outcome of photo geological study of the Moon surface in terms of selection of most favorable landing sites from the point of view of science merit and safety for «LUNA-GLOB» mission descent module.*

*Key words:*
*Moon;*
*«LUNA-GLOB» mission;*
*Boguslawsky crater;*
*landing site selection.*

## введение

Проект «ЛУНА-ГЛОБ» (*Ефанов В.В. и др.*, 2016) планируется Российским Космическим Агентством как первый в серии межпланетных экспедиций, ориентированных на изучение полярных областей Луны и включающих орбитальные и посадочные аппараты. Успешное решение научных задач этих экспедиций требует знания геологической ситуации как в региональном (десятки–сотни километров), так и в локальном (метры–сотни метров) масштабах. Понимание региональной геологии даёт возможность целенаправленного выбора областей с высоким научным приоритетом. Оценка местной геологии и свойств поверхности в масштабе, сопоставимом с горизонтальными размерами спускаемого модуля, позволяет выбрать определённые точки в пределах приоритетных регионов, где посадка аппарата связана с наименьшим возможным риском.

Таким образом, результаты геологического изучения поверхности Луны, а также других планетных тел являются важной частью как научного, так и инженерного аспектов планируемых межпланетных экспедиций. Так как инженерные аспекты обусловливают надёжность осуществления мягкой посадки, им должен быть отдан безусловный приоритет, а научные задачи на первом этапе нашего «возвращения на Луну» носят подчинённый характер.

Систематическое и углублённое изучение геологии и геохимии планет является одной из главных задач Института геохимии и аналитической химии (ГЕОХИ) РАН. Сотрудники Лаборатории сравнительной планетологии института являются на сегодняшний день единственными в России специалистами, которые наиболее квалифицированно решают задачи выбора наиболее важных в научном отношении и по возможности безопасных мест посадки на поверхности Луны, Марса, Венеры. На протяжении многих десятков лет Лаборатория сотрудничает в этом направлении с НПО имени С.А. Лавочкина, предоставляя геологическое обеспечение планетных миссий к Луне, Марсу, Венере. Естественно, что не является исключением и новая долгосрочная программа исследований Луны.

[1] ФГБУН Институт геохимии и аналитической химии имени В.И. Вернадского РАН, Россия, г. Москва.

Vernadsky Institute of Geochemistry and Analytical Chemistry, RAS, Russia, Moscow.

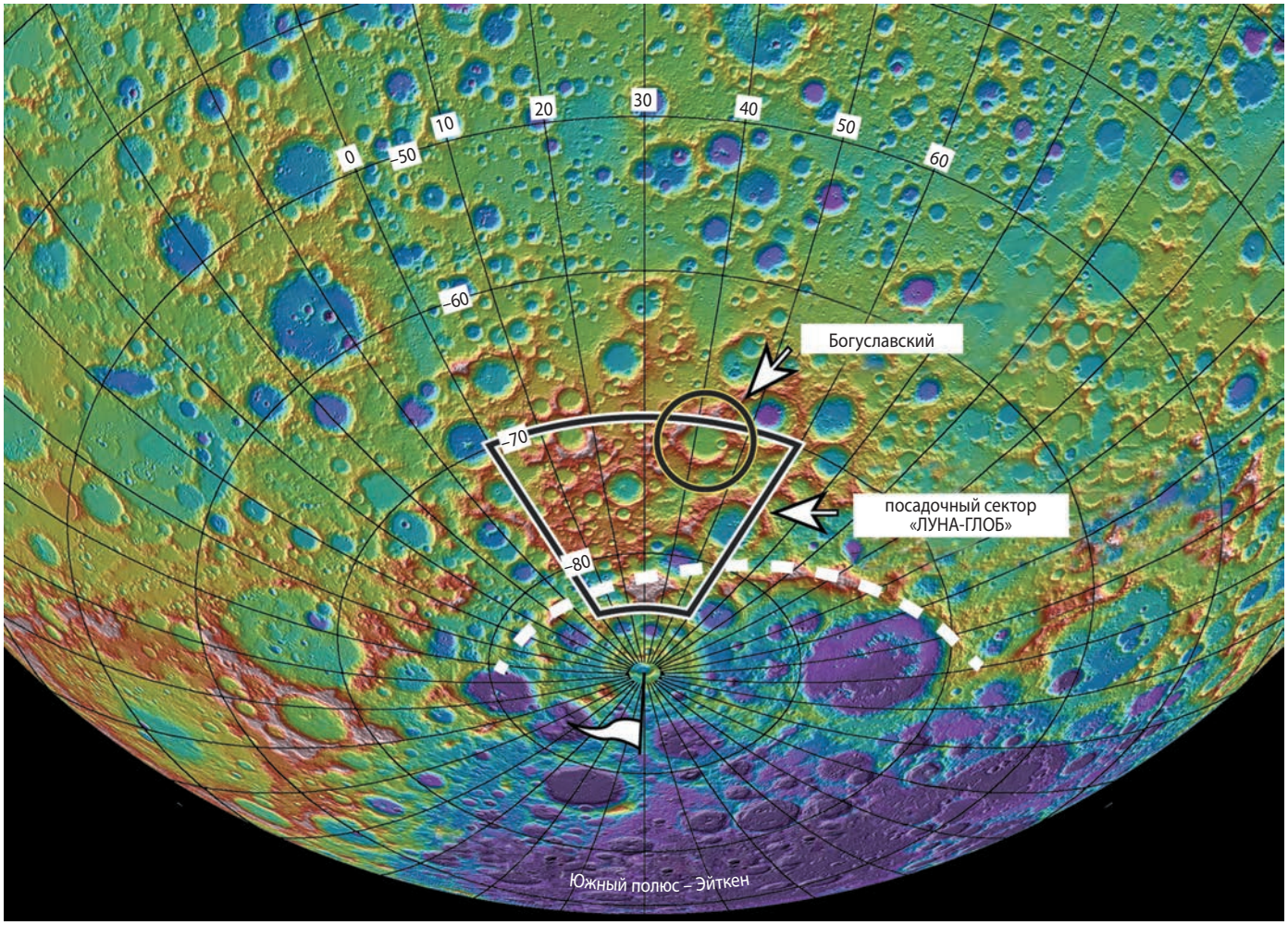
## 1. Научные задачи

Одна из главных научных целей планируемых миссий к Луне и, в частности, «ЛУНА-ГЛОБ» – изучение состава, количества, форм вхождения и физических свойств летучих компонентов, в частности воды, в реголите южной приполярной области. Данные экспедиций «Lunar Prospector» (*Feldman W.C. et al.*, 1998), «LCROSS» (*Colaprete A. et al.*, 2010) и «Lunar Reconnaissance Orbiter – LRO» (нейтронный спектрометр LEND (*Mitrofanov I.G. et al.*, 2010)) представили серьёзные свидетельства присутствия воды в приполярных областях Луны, а модельные расчёты указывают на то, что количество воды в реголите этих областей может достигать единиц процентов.

Так как первоочередная задача проекта «ЛУНА-ГЛОБ» – это отработка технологии безопасной посадки на Луну в области с неровным рельефом и с долго- и вечно затенёнными участками поверхности, перечень научных задач является, по необходимости, ограниченным. Тем не менее с состав бортовой аппаратуры входят нейтронный и гамма-спектрометры, масс-спектрометр, ИК-спектрометр, термодетектор, а также телевизионные камеры высокого разрешения для изучения физического состояния, химического и минералогического состава реголита в южной приполярной области Луны.

Предварительные баллистические ограничения экспедиции «ЛУНА-ГЛОБ» позволяют исследовать грунт в секторе южной приполярной области, ограниченном координатами 65–85° ю.ш. 0–60° в.д. (рисунок 1), а потенциальные места посадки в этой области должны находиться в пределах эллипсов с размерами 15×30 км. Эти параметры региона исследования лимитируют спектр научных проблем исследования Луны, к решению которых можно было бы обратиться с помощью данных экспедиции «ЛУНА-ГЛОБ». Одной из таких проблем, помимо изучения летучих компонентов, является определение и исследование древнейшего вещества Луны.

Изображения поверхности Луны, полученные с помощью орбитальных аппаратов серии «LUNAR ORBITER», позволили составить геологическую карту той части Южного полушария Луны, что распо-




Показаны положение кратера Богуславский; жирным пунктиром – примерное положение части вала бассейна Южный полюс – Эйткен.

**рисунок 1.** Топографическая карта южной полярной области Луны (данные альтиметра LOLA на КА «LRO», разрешение 64 пкс/град)

лагается южнее 45° ю.ш. (*Wilhelms D.E. et al.*, 1979). Эта карта представляет собой результат детального фотогеологического изучения поверхности, проводившегося в рамках программы по геологическому обеспечению экспедиции «Аполлон». Несмотря на тщательный анализ имевшихся в то время изображений, из-за ограничений, связанных с пространственным разрешением, геометрией съёмки и условиями освещения, карта Южного полушария Луны показывает только общую картину геологического строения этого региона.

Полученные недавно новые изображения поверхности улучшенного качества и высокоточные топографические данные дали нам возможность детализировать и дополнить существующую карту. Её анализ позволяет подойти к целенаправленному выбору мест посадки и приоритезировать их в соответствии с научными целями экспедиции и потенциальной опасностью.

В частности, новые топографические данные высокого разрешения, полученные с помощью лазерного высотомера LOLA на борту КА «Lunar Reconnaissance Orbiter» (*Smith D.E. et al.*, 2010), показывают, что эта область представляет собой часть внешнего вала крупнейшего ударного бассейна на Луне Южный полюс – Эйткен (SPA) (*Wilhelms D.E. et al.*, 1979; *Stuart-Alexander D.E.*, 1978; *Wilhelms D.E.*, 1987; *Spudis P.D. et al.*, 1994; *Hiesinger H. et al.*, 2004; *Shevchenko V.V. et al.*, 2007). Размеры этой ударной структуры (более 2000 км) (*Garrick-Bethell I. et al.*, 2009) и её абсолютный модельный возраст по данным кратерной статистики (*Hiesinger H. et al.*, 2012) свидетельствуют, что она представляет собой один из наиболее древних ударных бассейнов, 4.2–4.3 млрд. лет, образованного в начале видимой геологической истории Луны. Таким образом, выбранный посадочный сектор экспедиции «ЛУНА-ГЛОБ» предоставляет уникальную возможность обнаружить и опробовать древнейшее вещество Луны, предшествовавшее формированию бассейна SPA.

## 2. Выбор и геологический анализ мест посадки

Для характеристики и определения распространённости лунных ландшафтов (типов местности) разной природы в посадочном секторе экспедиции «ЛУНА-ГЛОБ» мы использовали мозаики изображений, полученных широкоугольной камерой (WAC) аппарата «LRO». Пространственное разрешение таких снимков составляет 100 м/элемент изображения (пкс).

Фотогеологический анализ мозаик WAC позволил выделить на изучаемой территории одиннадцать типов местности. Практически все они связаны с ударными кратерами – от древнейших, донектарианских, до относительно молодых, эратосфенийских. Древние ударные кратеры и их выбросы преобладают в посадочном секторе «ЛУНЫ-ГЛОБ», но все они моложе вала бассейна SPA, на который они накладываются (рисунок 1).

В результате предварительного геологического анализа посадочного сектора экспедиции «ЛУНА-ГЛОБ» (*Иванов М.А. и др.*, 2014; *Ivanov M.A. et al.*, 2014) были выбраны несколько потенциальных мест посадки. Эти районы характеризуются как более сглаженной поверхностью, так и пониженным потоком эпитермальных нейтронов, что свидетельствует о повышенном содержании водорода в реголите (*Boynton W.V. et al.*, 2012; *Mitrofanov I. et al.*, 2012). В дальнейшем область возможных мест посадки была сужена по соображениям надёжности проведения экспедиции, и в качестве окончательного места посадки, вероятно, следует рекомендовать днище кратера Богуславский (рисунок 1).

Этот кратер, диаметром примерно 10 км, расположен на 72.8° ю.ш. 43.2° в.д. в пределах древней кратерированной местности (рисунок 2). Днище кратера имеет примерно 55–60 км в поперечнике и представляет собой морфологически гладкую, плоскую и субгоризонтальную равнину. На её поверхности были выбраны два посадочных эллипса, центры которых располагаются на 72.9° ю.ш. 41.3° в.д. (западный эллипс) и 73.9° ю.ш. 43.9° в.д. (восточный эллипс).

Днище кратера не является областью заметно пониженного потока эпитермальных нейтронов (*Mitrofanov I. et al.*, 2012), что свидетельствует о сравнительно низком содержании водорода в реголите, близком к его фоновому значению в южной приполярной области, 0.1–0.2 вес.%, (*Feldman W.C. et al.*, 2000; *Feldman W.C. et al.*, 2001; *Mitrofanov I. et al.*, 2012). Несмотря на отсутствие выраженной нейтронной аномалии, кратер Богуславский представляет собой структуру, важную для исследования бассейна SPA.

В результате изучения геологии кратера Богуславский, в пределах его днища было выделено четыре типа местности (вещественных комплекса), различающихся по своей морфологии (рисунок 3): 1 – бугристые равнины, 2 – гладкие равнины, 3 – выбросы из кратера Богуславский-Д на восточном склоне кратера-хозяина и 4 – кластеры вторичных кратеров. Расшифровка механизмов формирования этих типов местности позволит выбрать тот вещественный комплекс, который имеет наибольшее научное значение и одновременно наиболее пригоден для безопасной посадки.

**Бугристые равнины (rp)** распространены преимущественно у северного и южного краёв днища и в его центральной части (рисунок 3). Так как пространственное расположение равнин может быть связано с их разной природой, мы разделили морфологически единое подразделение бугристых равнин на две кате-

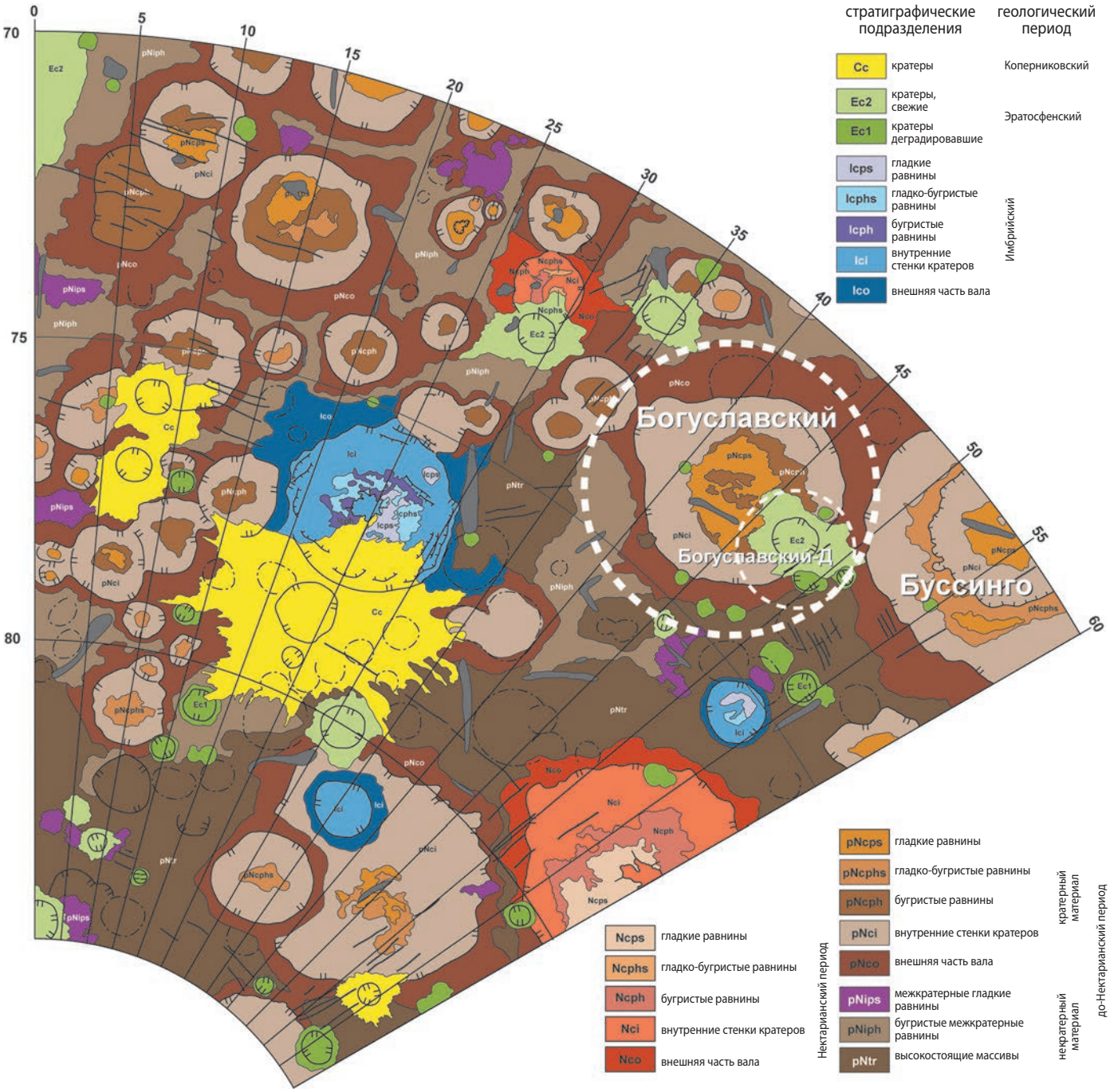



**рисунок 2.** Геологическая карта района посадки спускаемого аппарата «ЛУНА-ГЛОБ», составленная на фотооснове мозаики снимков камеры WAC. Полярная стереографическая проекция

гории: а – бугристые равнины у бортов кратера (rpw, рисунок 3) и б – бугристые равнины в центре днища (rpc, рисунок 3).

Бугристые равнины характеризуются неровным рельефом, образованным пологими поднятиями и депрессиями поперечником первые километры и с амплитудой несколько сотен метров. Абсолютный модельный возраст поверхности равнин, определённый по частотно-размерному распределению первичных кратеров, оценивается величиной примерно 3.96 млрд. лет (*Hiesinger H. et al.*, 2014; *Ivanov M.A. et al.*, 2015), которая неотличима от возраста стенок кратера и, вероятно, представляет собой возраст ударного события Богуславский.

**Плоские равнины (fp)** превалируют в западной части днища (рисунок 3). Поверхность равнин плоская и субгоризонтальная, а размах их рельефа составляет примерно 100 м на расстоянии 40–45 км. Подсчёты ударных кратеров на поверхности плоских равнин позволяют оценить возраст этого подразделения величиной примерно 3.77 млрд. лет (*Hiesinger H. et al.*, 2014; *Ivanov M.A. et al.*, 2015), что соответствует началу Имбрийского периода геологической истории Луны (*Stöffler D. et al.*, 2006).

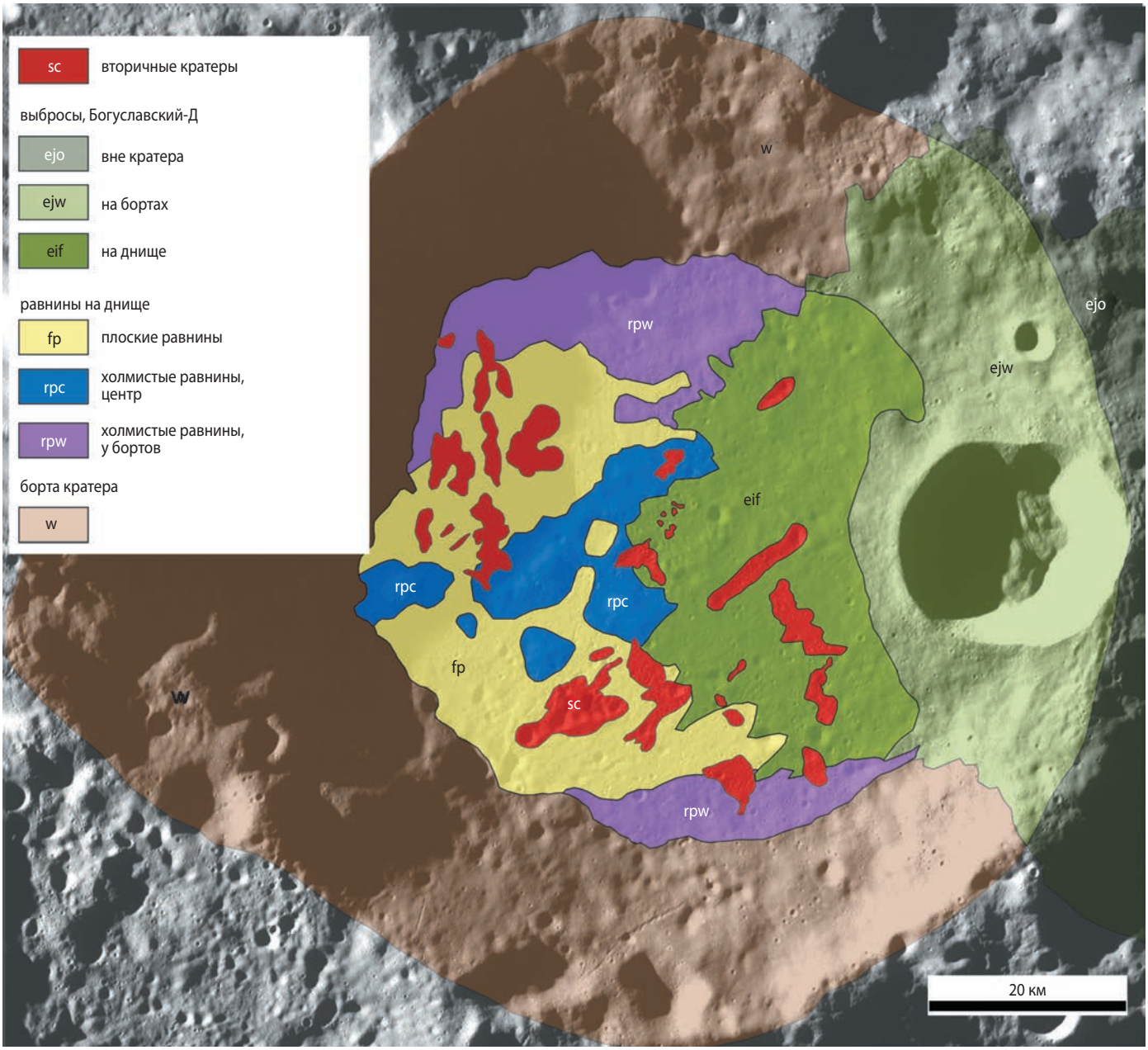



**рисунок 3.** Геологическая карта днища кратера Богуславский, составленная по данным камеры WAC на КА «LRO» (разрешение 100 м/пкс.). Полярная стереографическая проекция, центр изображения находится на 73° ю.ш. 43° в.д.

**Выбросы из кратера Богуславский-Д (ejf)** на восточной стенке кратера-хозяина (рисунок 3) образуют покровы как за его пределами, так и на его внутреннем склоне и на днище. В нашем исследовании мы рассматривали только ту часть выбросов, которая расположена на днище. Эта часть покрова выбросов покрывает всю восточную половину днища кратера-хозяина (рисунок 3) и, очевидно, представляет собой переотложенный материал восточной части вала кратера Богуславский. Площадь подразделения ejf составляет примерно 837 км$^2$ или 31% общей площади днища. Поверхность подразделения пологоволнистая с многочисленными низкими (до 100 м) плосковершинными холмами и мелкими плоскодонными западинами. Возраст выбросов из кратера Богуславский-Д оценивается величиной 3.74 млрд. лет (*Hiesinger H. et al.*, 2014; *Ivanov M.A. et al.*, 2015).

**Кластеры вторичных кратеров (sc)** наблюдаются во многих местах на днище кратера Богуславский (рисунок 3). Они представляют собой компактные, часто вытянутые, скопления кратеров с диаметрами десятки–первые сотни метров. Внутри кратеров, образующих кластеры, видны затенённые области. Следовательно, крутизна стенок кратеров больше, чем угол Солнца над горизонтом, который в данных случаях составляет 13–14 градусов. Доля кластеров вторичных кратеров в строении днища кратера Богуславский сравнительно невелика: их суммарная площадь составляет примерно 289 км$^2$ или 10.8% общей площади днища. Кластеры, однако, не концентрируются, а встречаются во многих местах (рисунок 3).

Специфической особенностью кратера Богуславский является его сравнительно малое отношение глубины к диаметру, *d/D*. Для данного кратера этот морфологический параметр равен примерно 0.038, тогда как для других крупных кратеров в посадочной зоне (Boissingault, Schomberger, Simpelius) величина отношения *d/D* колеблется от 0.051 до 0.057. Уплощённая форма кратера свидетельствует о том, что он был заполнен каким-то материалом после своего формирования.

Уклоны на бортах кратера Богуславский, неотличимые от уклонов бортов других кратеров, исключают ведущую роль оползневых процессов в заполнении кратера. Другая возможная причина уменьшения глубины кратера, его вулканическое затопление, не подтверждается спектральными данными. Кроме того, характерный признак лавовых равнин Луны, их слоистость, различимая на снимках высокого разрешения, не видна в кратерах на днище Богуславского. Таким образом, наиболее вероятной причиной малого значения величины *d/D* кратера Богуславский представляется его заполнение выбросами из соседних или удалённых кратеров, что позволяет распространить результаты научных измерений в месте посадки аппарата на более обширный регион.

Наиболее вероятным источником материала, частично заполнившего кратер Богуславский, является более молодой кратер Буссинго (Boussingault, 70° ю.ш. 54° в.д.), расположенный к северо-востоку от Богуславского (рисунок 2). Диаметр кратера Буссинго, 120 км, свидетельствует, что его ударное событие могло выбросить материал с глубины около 10 км. Вещество, располагающееся на такой глубине в районе кратеров Богуславский и Буссинго, должно представлять собой материал вала бассейна SPA, т.е. то вещество, которое слагало лунную кору ещё до ударного события SPA, вблизи самого начала видимой геологической истории Луны.

## 3. Модели эволюции кратера Богуславский

Для понимания возможных процессов формирования вещественных комплексов на днище кратера Богуславский мы рассматриваем серию модельных геологических разрезов в направлении с запада на восток. Они иллюстрируют три возможных механизма заполнения кратера.

Для построения разрезов мы использовали современный рельеф кратера, а высотное положение его исходного днища оценивалось по типичной величине отношения глубина/диаметр (*d/D*) для кратеров той же размерной категории (*Pike R.*, 1977). Главное различие рассматриваемых моделей заключается в интерпретации природы холмистых равнин в центральной части кратера (рисунок 4).

В первом из рассматриваемых разрезов подразделение холмистых равнин представляет собой обнажения центрального массива кратера Богуславский (рисунок 4а). Плоские равнины могу представлять собой либо вулканическое заполнение кратера, что маловероятно, либо ударные выбросы из кратера Буссинго. В данной модели центральный массив выглядит непропорционально широким и высоким (подобные образования в кратерах такого же размера значительно меньше) и сильно смещённым в сторону западной стенки кратера Богуславский. Другая трудность интерпретации холмистых равнин как центрального массива связана с сильно вытянутой формой обнажений равнин (см. рисунок 2). Это плохо согласуется с типичной конфигурацией таких образований в других кратерах на Луне. Таким образом, маловероятно, что центральная область холмистых равнин представляет собой обнажения центрального массива кратера.

Во второй модели предполагается, что кратер Богуславский в основном заполнен выбросами из удалённых или соседних крупных кратеров (например, выбросы из кратера Буссинго). В тех местах, где выбросы драпируют центральный массив кратера Богуславский, возникает неровный рельеф холмистых равнин (рисунок 4б). Эта модель сталкивается с двумя главными трудностями. Во-первых, она, как и первая, не объясняет вытянутой формы центрального скопления равнин; во-вторых, не объясняет резких границ между холмистыми и плоскими равнинами. Если и то и другое подразделения изначально были представлены материалом примерно одинакового гранулометрического состава, а их рельеф определялся бы наличием или отсутствием подстилающего массива, то следовало бы ожидать постепенных переходов от одного типа равнин к другому, которые в этом случае представляли бы собой фациальные разности одного и того же материала.

Наконец, в третьей модели плоские равнины представляют собой более тонкозернистую, а холмистые равнины – грубообломочную фракции выбросов из соседнего кратера Буссинго (рисунок 4в). В этом сценарии смещение скопления холмистых равнин в западном направлении и его вытянутая форма не представляют проблемы, а, наоборот, являются следствием механизма отложения выбросов, а разная морфология и резкие границы холмистых и плоских равнин объясняются их гранулометрическим составом и разным временем отложения.

Рассмотренные модели заполнения кратера Богуславский определяют разнообразие типов материала, который может присутствовать на его днище. Все эти модели вероятны в той или иной степени, но их общей деталью является покров выбросов из кратера Богуславский-Д. Эти выбросы со стопроцентной вероятностью происходят из местного источника (вал

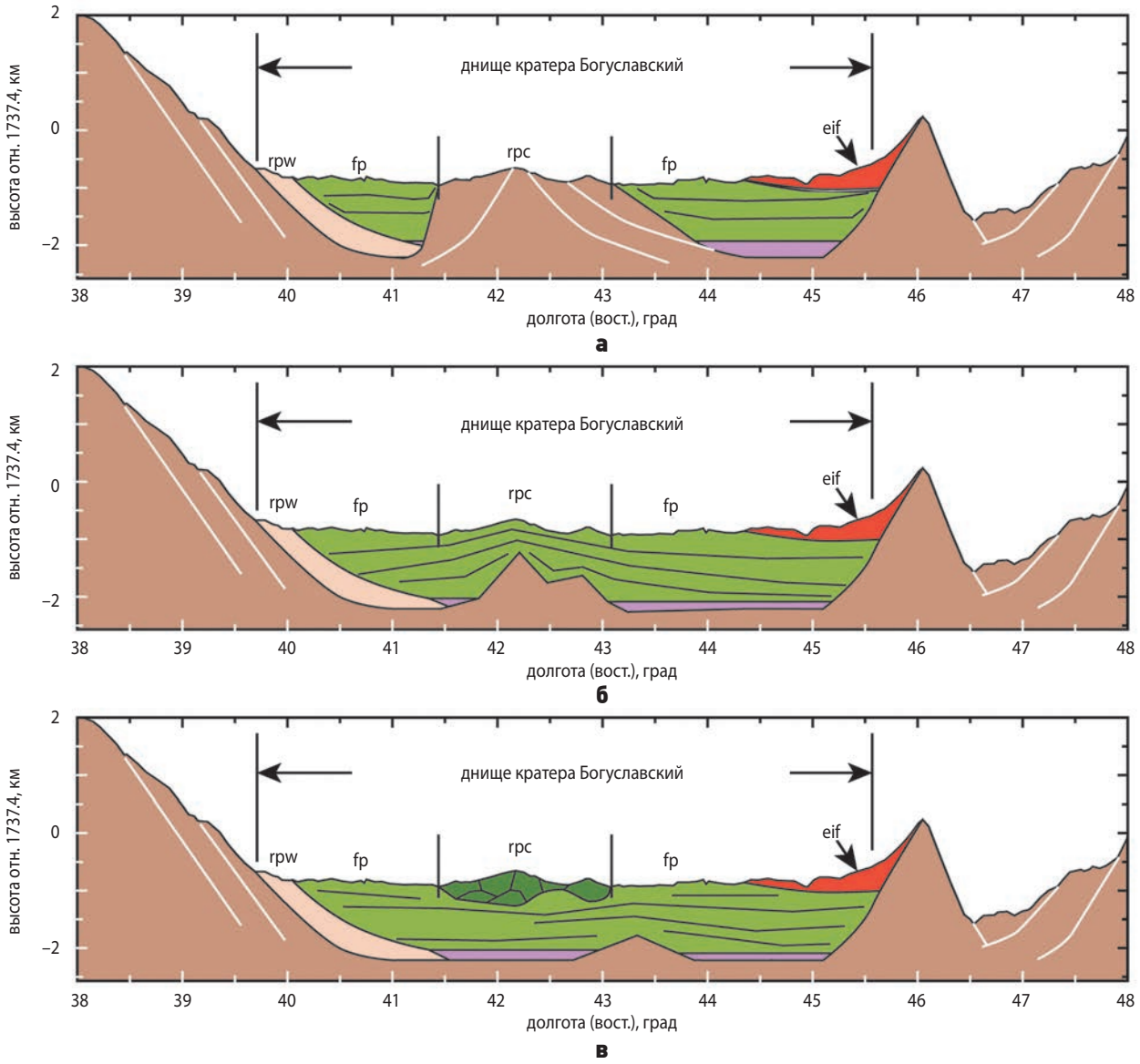



**рисунок 4.** Серия модельных геологических разрезов через кратер Богуславский в направлении с запада на восток. Вертикальный масштаб увеличен в 5 раз

кратера-хозяина) и перекрывают все предыдущие вещественные комплексы (рисунок 4). В свою очередь, вал кратера Богуславский состоит из материала, смещённого при образовании ударного бассейна SPA, и, следовательно, более древнего, чем бассейн. Таким образом, в составе выбросов из кратера Богуславский-Д должны присутствовать породы, относящиеся к древнейшим периодам геологической истории Луны, предшествовавшим формированию самого древнего из известных лунного ударного бассейна Южный полюс – Эйткен. Изучение этих пород – цель наивысшего научного приоритета.

Насколько опасной или безопасной может быть посадка на покров выбросов из кратера Богуславский-Д? На этот вопрос помогают ответить оценки пространственного и частотно-размерного распределения камней в этой области.

Оценки степени каменистости поверхности выбросов кратера Богуславский-Д проводились по радарным данным (отношение круговой поляризации – ОКП), полученным с помощью прибора Mini-RF на борту КА «LRO», и по непосредственным подсчётам плотности камней, различимых на снимках сверхвысокого разрешения (0.5 м/пкс, камера NAC на борту КА «LRO»).

Снимки сверхвысокого разрешения показывают, что поверхность выбросов из кратера Богуславский-Д практически лишена камней с размерами от 0.5 м и выше. Радарные данные, однако, свидетельствуют о наличии многочисленных скоплений глыбового материала в пределах выбросов. Сравнение величин ОКП и плотности камней показывает отсутствие корреляции между этими параметрами. Отсутствие корреляции и малая плотность визуально установленных камней свидетельствуют, что основной вклад в значения ОКП вносят каменные обломки, расположенные под поверхностью в пределах слоя, опробуемого радаром (1–1.5 м).

## заключение

Проект «ЛУНА-ГЛОБ» ориентирован на изучение полярных областей Луны и нацелен, в первую очередь, на отработку новых технологий посадки спускаемого аппарата. В этом отношении выбор научных целей проекта носит подчинённый характер. От результатов этого проекта зависит дальнейшая реализация нашей лунной программы, включая проект «ЛУНА-РЕСУРС» с расширенным комплексом научных задач и в дальнейшем – новое поколение луноходов и аппаратов для забора и возврата на Землю образцов лунных пород.

Успешное решение научных задач, предусмотренных для посадочных аппаратов, требует знания региональной и локальной геологии, которое позволяет целенаправленно проводить выбор областей с высоким научным приоритетом и одновременно максимально безопасных для посадки спускаемых аппаратов. Детальный фотогеологический анализ поверхности в посадочном секторе миссии «ЛУНА-ГЛОБ» (70–85° ю.ш. 0–60° в.д.) с использованием изображений высокого разрешения и высокоточных топографических данных позволил выбрать определённое место посадки. Это место (восточный посадочный эллипс, 73.9° ю.ш. 43.9° в.д) на днище кратера Богуславский одновременно представляет высокий научный приоритет и обеспечивает условия для сравнительно безопасной посадки.

## список литературы


*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.

*Иванов М.А., Абдрахимов А.М., Базилевский А.Т. и др.* Геологический контекст потенциального места посадки экспедиции Луна-Глоб // Астрономический Вестник. 2014. Т. 48, № 6. С. 423-435.

*Boynton W.V., Droege G.F., Mitrofanov I.G. et al.* High spatial resolution studies of epithermal neutron emission from the lunar poles: constraints on hydrogen mobility // J. Geophys. Res. 2012. V. 117. E00H33. DOI: 10.1029/2011JE003979.

*Colaprete A., Schultz P., Heldmann J. et al.* Detection of water in the LCROSS ejecta plume // Science. 2010. V. 330. P. 463-468.

*Feldman W.C., Lawrence D.J., Elphic R.C., Barraclough B.L. et al.* Polar hydrogen deposits on the Moon // J. Geophys. Res. 2000. V. 105. P. 4175-4195.

*Feldman W.C., Maurice S., Binder A.B. et al.* Fluxes of fast and epithermal neutrons from Lunar Prospector: Evidence for water ice at the lunar poles // Science. 1998. V. 281. P. 1496-1500.

*Feldman W.C., Maurice S., Lawrence D.J. et al.* Evidence for water ice near the lunar poles // J. Geophys. Res. 2001. V. 106. P. 23231-23252.

*Garrick-Bethell I., Zuber M.T.* Elliptical structure of the lunar South Pole-Aitken basin // Icarus. 2009. V. 204. P. 399-408.

*Hiesinger H., Head J.W.* Lunar South Pole-Aitken impact basin: Topography and mineralogy // Lunar and Planet. Sci. 2004. V. 34. Abs. № 1164.

*Hiesinger H., Ivanov M., Pasckert J.H., Bauch K. et al.* Geology of the Lunar Glob landing sites in Boguslawsky crater, Moon // Lunar and Planet. Sci. 2014. V. 45. Abs. № 2370.

*Hiesinger H., van der Bogert C.H., Pasckert J.H., Schmedemann N. et al.* New crater size-frequency distribution measurements of the South Pole-Aitken basin // Lunar and Planet. Sci. 2012. V. 43. Abs. № 2863.

*Ivanov M.A., Abdrakhimov A.M., Basilevsky A.T., Dixon J.L. et al.* Geological context of potential landing site of the Luna-Glob mission // Solar System Research. 2014. V. 48, № 6. P. 391-402.

*Ivanov M.A., Hiesinger H., Abdrakhimov A.M., Basilevsky A.T. et al.* Landing site selection for Luna-Glob mission in crater Boguslawsky // Planet. Space Sci. 2015. V. 117. P. 45-63.

*Mitrofanov I., Litvak M., Sanin A. et al.* Testing polar spots of water-rich permafrost on the Moon: LEND observations onboard LRO // J. Geophys. Res. 2012. V. 117. E00H27. DOI: 10.1029/2011JE003956.

*Mitrofanov I.G., Sanin A.B., Boynton W.V. et al.* Hydrogen mapping of the Lunar South Pole using the LRO neutron detector experiment LEND // Science. 2010. V. 330. P. 483-486.

*Pike R.* Apparent depth/apparent diameter relation for lunar craters // Proc. Lunar Sci. Conf. 8th. 1977. P. 3427-3436.

*Shevchenko V.V., Chikmachev V.I., Pugacheva S.G.* Structure of the South Pole-Aitken lunar basin // Solar System Research. 2007. V. 41, № 6. P. 447-462.

*Smith D.E., Zuber M.T., Neumann G.A. et al.* Initial observations from the Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA) // Geophys. Res. Lett. 2010. V. 37, L18204. DOI:10.1029/2010GL043751.

*Spudis P.D., Reisse R.A., Gillis J.J.* Ancient multiring basins on the Moon revealed by Clementine laser altimetry // Science. 1994. V. 266. P. 1848-1851.

*Stöffler D., Ryder G., Ivanov B.A., Artemieva N.A. et al.* Cratering history and lunar chronology // Reviews Mineral. Geochem. 2006. V. 60. P. 519-596.

*Stuart-Alexander D.E.* Geological map of the central far side of the Moon // USGS Map. I-1047. 1978.

*Wilhelms D.E.* The geologic history of the Moon // USGS Spec. Pap. 1987. № 1348. P. 302.

*Wilhelms D.E., Howard K.A., Wilshire H.G.* Geologic map of the South Side of the Moon // USGS Map. I-1192. 1979.


*Статья поступила в редакцию 31.01.2017 г.*

УДК 629.787:523.42

# КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ КОНТАКТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПЛАНЕТЫ ВЕНЕРА. ОПЫТ И ПЕРСПЕКТИВЫ (К 80-ЛЕТИЮ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА И 50-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ВЕНЕРА-4»)

# SPACECRAFT FOR VENUS CONTACT STUDIES. HERITAGE AND PROSPECTS (TO THE EIGHTIETH ANNIVERSARY OF LAVOCHKIN ASSOCIATION AND TO THE FIFTIETH ANNIVERSARY OF «VENERA-4» SPACECRAFT)

**С.А. Лемешевский**[1], *кандидат экономических наук, lemeshevskiy@laspace.ru;*
**S.A. Lemeshevskii**

**О.С. Графодатский**[1], *доктор технических наук, grafodatsky@laspace.ru;*
**O.S. Grafodatsky**

**Х.Ж. Карчаев**[1], *кандидат экономических наук, kar@laspace.ru;*
**Kh.Zh. Karchaev**

**В.А. Воронцов**[1], *доктор технических наук, vorontsov@laspace.ru;*
**V.A. Vorontsov**

*Первым исследовательским аппаратом-разведчиком, достигшим планеты Венера и осуществившим спуск в её атмосфере, стал космический аппарат «ВЕНЕРА-4», созданный пятьдесят лет назад, в 1967 году, в начале космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина. Проектно-конструкторские решения, принятые под руководством главного конструктора Г.Н. Бабакина, позволили осуществить прорыв в исследованиях, приоткрыть тайны загадочной «сестры Земли» и «утренней звезды». Интенсивные и планомерные исследования Венеры контактными методами с помощью посадочных аппаратов и атмосферных зондов заложили основу будущих экспедиций. Космический аппарат «ВЕГА» – один из наиболее успешных проектов НПОЛ. Создание новых перспективных аппаратов для проведения длительных исследований Венеры должно осуществляться с учётом опыта предыдущих разработок. После более чем тридцатилетнего перерыва, необходимо проанализировать ранее принятые решения, рассмотреть возможности и проблемные вопросы создания новых технических средств на современном уровне развития технологий.*
*В настоящее время проводятся научно-исследовательские работы по формированию проектного облика перспективного инновационного проекта «ВЕНЕРА-Д». Рассматриваются аспекты международного сотрудничества, которое может в значительной степени способствовать продвижению проекта.*

*Ключевые слова: Венера; длительные исследования; космический аппарат; орбитальный аппарат; атмосфера; посадочный аппарат; аэростатный зонд; конструкция; схема спуска; парашют; долгоживущая; сотрудничество.*

*The first reconnaissance spacecraft that reached Venus and descended in Venus atmosphere was «VENERA-4», developed 50 years ago, in 1967, at the beginning of Lavochkin Association space activities. Design & development decisions, taken under direction of chief designer G. Babakin, enabled a breakthrough in the studies revealing the secrets of «Earth's sister» and «Morning star». Intensive and systematic Venus contact studies using landers and atmospheric balloons gave the grounding for future exploration missions. «VEGA» spacecraft is one of the most successful programs of the enterprise. Development of new advanced spacecraft for Venus long-term studies shall be performed on the basis of previous developments experience and heritage. After more than thirty years of time break, it is necessary to analyze the earlier adopted decisions, to consider the opportunities and critical issues before development of new technologies at up-to-date level.*
*Currently research activities are on-going to establish a preliminary design of prospective and innovative «VENERA-D» program. The article overviews the international cooperation issues which can considerably facilitate the program promotion.*

*Key words: Venus; long-term studies; spacecraft; orbiter; atmosphere; lander; balloon probe; structure; descent profile; parachute; long-living; cooperation.*

[1] ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

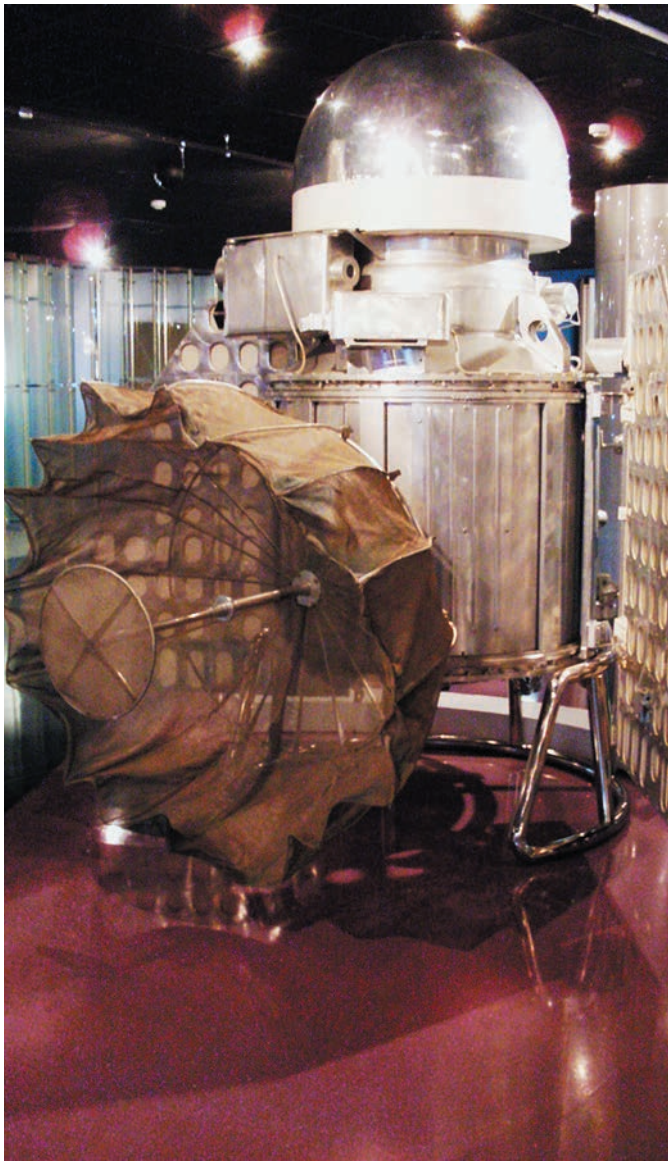
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

**История создания** автоматических космических аппаратов (АКА) или автоматических межпланетных станций (АМС), как вначале их называли, для исследования планеты Венера – весьма драматична (*Автоматические космические аппараты ...*, 2010). Первая АМС «ВЕНЕРА-1» была запущена 12 февраля 1961 года, ровно на два месяца раньше полёта первого космонавта Ю.А. Гагарина. Этой станции не удалось достичь Венеры: она пролетела на расстоянии сто тысяч километров от планеты. АМС создавалась в КБ С.П. Королёва, который, как известно, наряду с созданием ракетоносителей, мечтал о межпланетных полётах. Следующие две «Венеры» также не были вполне успешными, но прокладывали дорогу к загадочной планете. Сведения о планете, её атмосфере, об условиях на поверхности были очень неопределенными. Известно было, что, по выражению М.В. Ломоносова, наблюдавшего в 1761 году прохождение Венеры по диску Солнца, планета обладает «знатной воздушной атмосферой». Учёный даже сделал предположение о возможности существования жизни на планете. Двести лет спустя, в год запуска первой межпланетной станции, вышел замечательный фильм по роману А.П. Казанцева «Планета бурь» о посещении Венеры людьми и встрече с жизнью на планете. К сожалению, все оказалось гораздо сложнее. Беспилотная тематика была передана на завод имени С.А. Лавочкина в 1965 году. Первые космические аппараты, достигшие планеты в 1967 году, ровно пятьдесят лет тому назад, были раздавлены «знатной атмосферой».

На рисунке 1 показан внешний вид АМС «ВЕНЕРА-1» и «ВЕНЕРА-4».

Под руководством главного конструктора Г.Н. Бабакина создавались новые, конструктивно отличающиеся от первых роботов-разведчиков, автоматические межпланетные станции «ВЕНЕРА-7» и «ВЕНЕРА-8», которые сумели определить и выдержать суровые условия на поверхности планеты (*Лемешевский С.А.*, 2016; *Воронцов В.А.*, 2011). Настала очередь планомерных и интенсивных исследований. С 1975 года, когда с помощью АМС «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10» были получены первые панорамные снимки поверхности, и до 1984 года, когда была блестяще осуществлена комплексная экспедиция «ВЕГА» по исследованию Венеры и кометы Галлея, за девять лет было запущено девять космических аппаратов!

**Проектный облик** венерианских спускаемых аппаратов (СА) нового поколения существенно отличался от первого. На рисунке 2 показаны СА «ВЕНЕРА-7» и «ВЕНЕРА-9».



**а**




**б**

**рисунок 1.** Общий вид АМС «ВЕНЕРА-1» (**а**) и «ВЕНЕРА-4» (**б**)

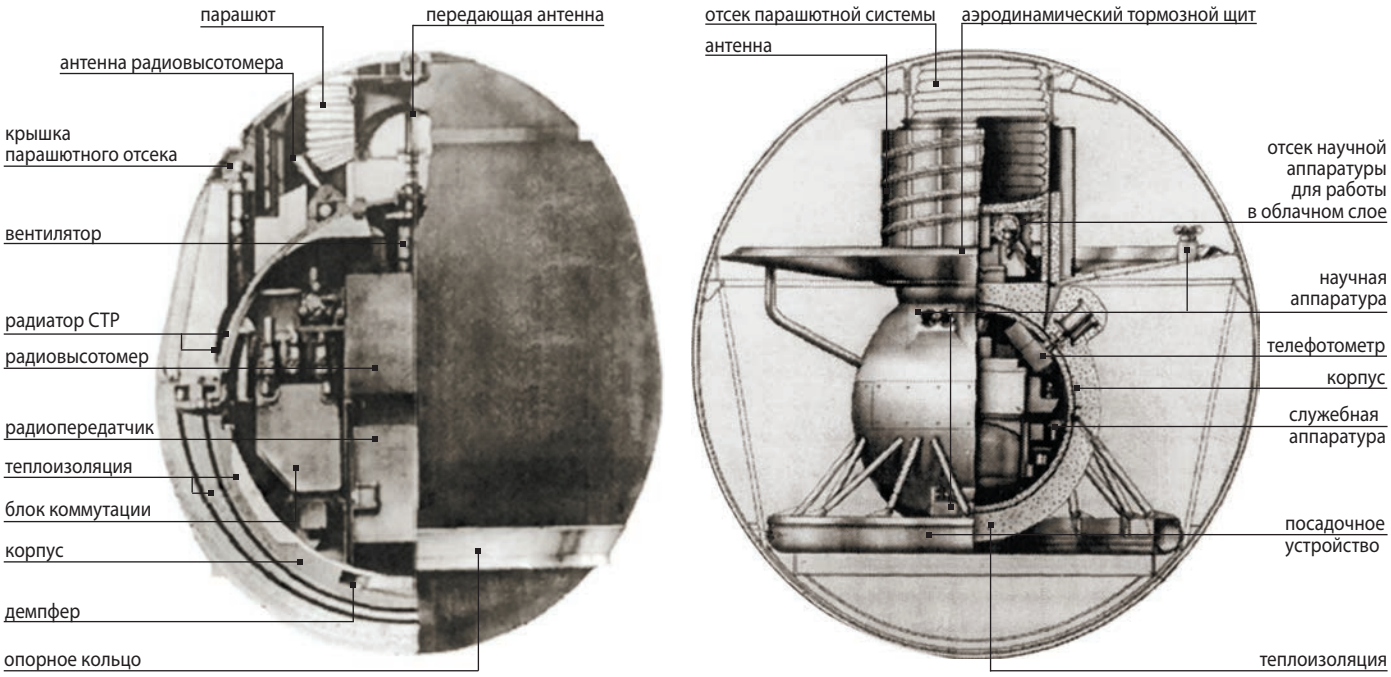



**рисунок 2.** Спускаемые аппараты «ВЕНЕРА-7» (**а**) и «ВЕНЕРА-9» (**б**)

Наиболее яркие проектно-конструкторские решения:
- сферическая, хорошо компонуемая теплозащитная оболочка спускаемого аппарата;
- разделение в процессе торможения в атмосфере на верхнюю и нижнюю полусферы;
- извлечение посадочного аппарата (ПА) и спуск его на парашюте;
- окончательное торможение с помощью аэродинамического щитка;
- посадка на торовое посадочное устройство;
- размещение научно-служебного комплекса в трёх позициях: внутри «долгоживущего» модуля, в цилиндрическом приборном отсеке под парашютной системой и на торовом посадочном устройстве.

В последнем из осуществленных проектов в миссии «ВЕГА» в конструкцию СА было внесено существенное изменение, связанное с новой задачей: вводом в действие плавающей аэростатной станции (*Воронцов В.А. и др.*, 1988). Аэростатный зонд (АЗ), выполненный в виде тора с семью лепестками, на которых крепились баллоны с газом и парашютный контейнер, как бы надевался на цилиндрический приборный контейнер. Для организованного схода с него на внешней стороне контейнера были установлены направляющие (так называемые салазки). На рисунке 3 показаны базовая конструкция СА «ВЕНЕРА-13, -14» и модернизированная конструкция СА «Вега-1, -2».

**Проектирование лётных операций**, наряду с проектированием космического аппарата и его комплексов, имеет чрезвычайно большое значение (*Воронцов В.А., Пичхадзе К.М.*, 2012). Это касается формирования схемы перелёта, и особенно, разработки схемы функционирования в атмосфере, или схемы спуска. Схемы спуска в атмосфере Венеры аппаратов второго поколения становятся все сложнее. Парашютные системы (ПС) СА «ВЕНЕРА-9, -10» состояли из вытяжного парашюта, парашюта увода верхней полусферы, тормозного, площадью 24 м² и основного трёхкупольного, общей площадью 180 м². Основной парашют обеспечивал нахождение в облачном слое атмосферы планеты в течение 20 минут, после чего был отделён, и дальнейшее снижение происходило на жёстких аэродинамических тормозных устройствах, обеспечивающих скорость у поверхности 7–8 м/с.

Для СА «ВЕНЕРА-11» и «ВЕНЕРА-12» была принята схема спуска и посадки, в основном аналогичная схеме спуска и посадки СА «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10». Основной трёхкупольный парашют был исключён из состава ПС, и за счёт этого общее время спуска в атмосфере уменьшилось на 15 минут. Отсек научной аппаратуры у этих аппаратов и следующих «ВЕНЕРА-13» и «ВЕНЕРА-14» был рассчитан на работу до самой поверхности и на поверхности. Последние аппараты обеспечили уже не только уточнение условий в атмосфере и на поверхности, но и позволили проанализировать характеристики грунта с помощью грунтозаборного устройства, а также получить цветные панорамные изображения поверхности.

Проектирование схемы спуска венерианских СА «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2», доставленных на планету в 1985 году, вобрало в себя весь накопленный в течение предыдущих восемнадцати лет опыт. Результаты исследований являются как бы кульминацией проведения проектных разработок всех этих лет. Схема

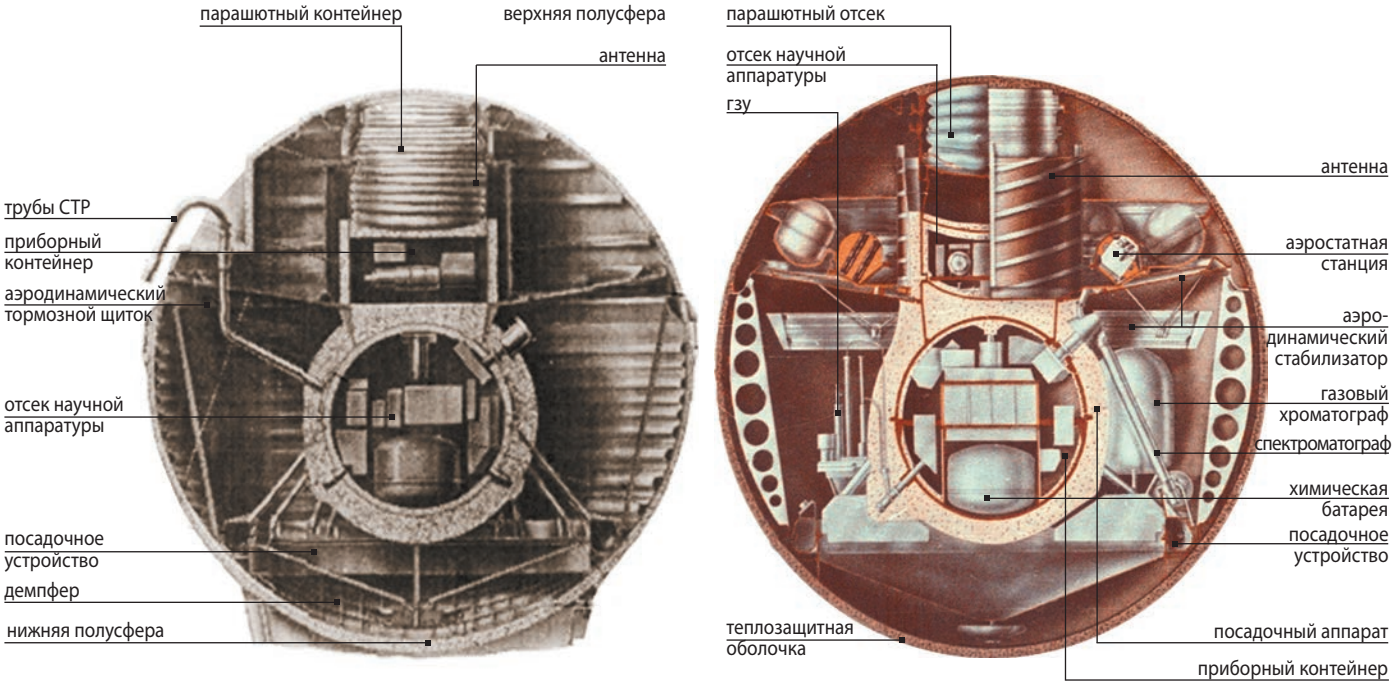



**рисунок 3.** СА «ВЕНЕРА-13, -14» (**а**) и СА «ВЕГА-1, -2» (**б**)

спуска – одновременно и самая сложная из осуществленных, самая методически и экспериментально отработанная, и самая оригинальная; она послужила базовой схемой для формирования будущих перспективных экспедиций.

**Схема проведения эксперимента** и осуществления миссии в целом, должна быть продумана всесторонне. Космический аппарат не только обладает всеми признаками большой системы, но и является большой организационно-технической системой. Миссия «ВЕГА» – это хороший пример организации процесса создания и управления проектом. В ходе этого процесса решалась сложнейшая триединая задача:

- исследование механизма образования и параметров глобальной циркуляции атмосферы планеты на уровне облачного слоя с помощью плавающей венерианской станции;
- анализ химического состава и характеристик высотного разреза атмосферы и исследование грунта поверхности Венеры посадочным аппаратом;
- комплексное изучение кометы Галлея путём прямых измерений параметров магнитного поля, характеристик плазмы и частиц комы, получения телевизионного изображения ядра кометы пролётным аппаратом.

Соблюдался принцип преемственности технических решений. Было разработано новое техническое средство исследований – плавающая аэростатная станция. Проведён огромный объём наземных испытаний, лётных, вертолётных и самолётных, испытаний на длительный дрейф в земной атмосфере с использованием корабельных средств. Задействована международная интерферометрическая сеть с большой базой, включая наземные станции нескольких стран и сами космические аппараты: пролётные, посадочные и атмосферные зонды.

**Новые проекты**, безусловно, должны разрабатываться с учётом опыта создания предыдущих космических аппаратов (*Воронцов В.А. и др.*, 2015). В проекте «Вега» впервые был предложен и использован метод аэростатного зондирования атмосферы Венеры, разработан способ ввода АЗ непосредственно в процессе спуска в атмосфере на парашюте.

Появление атмосферных зондов в составе исследовательских КА вызвано необходимостью дополнения возможностей как дистанционного зондирования атмосфер исследуемых небесных тел, так и возможностей посадочных аппаратов. Методы контактных исследований с помощью СА имеют ряд недостатков, ограничивающих или даже исключающих возможности решения ряда научных задач. Исследования проводятся лишь в определенных местах посадки. Полученный разрез атмосферы планеты позволяет определить характеристики лишь для конкретной траектории движения от входа в атмосферу до посадки. Время функционирования аппарата и, соответственно, проведения научных измерений ограничено скоростью прохождения атмосферы и временем существования на поверхности. Особенно для Венеры из-за тяжёлых условий функционирования, а именно высокой температуры и давления. Ограниченные время функционирования аппарата и район проведения исследований приводят к ограничению объёма информации, получаемой в результате проведенных научных измерений, которая передается на Землю.

Расширение возможностей исследований и улучшение технологии проведения экспериментов за счёт использования АЗ привело в то же время к необходимости решения новых технических задач.

Отечественный и зарубежный опыт разработки аэростатных средств различного назначения указывает на большое разнообразие возможных решений аэростатов, и систем ввода их в действие. Отдельные блоки научной аппаратуры могут начать функционировать уже в процессе спуска в атмосфере СА. На этапе ввода оболочки вытягивается подвеска, на которой расположена гондола с научной аппаратурой. Производится «разрез» атмосферы, измеряются её метеорологические параметры и оптические характеристики. АЗ для исследования Венеры выводится на определенную высоту в облачном слое атмосферы (диаметр оболочки 3,4 метров, масса плавающей аэростатной станции ПАС – 21 кг).

Для увеличения длительности функционирования атмосферных зондов, наряду с плавающими аэростатными станциями (с использованием газа для наполнения оболочки), рассматривается возможность создания дрейфующего зонда нового типа – «ветролёта», с использованием естественных условий на планете: наличия сильного ветра и градиента ветра по высоте. Проведены предварительные методические лётные испытания, подтвердившие реализуемость технического эксперимента в земных условиях.

В настоящее время проводятся научно-исследовательские работы в обеспечение создания нового, перспективного КА «ВЕНЕРА-Д». Буква «Д» означает «Долгоживущая» или «Длительные» исследования (*Перминов В.Г.*, 2001).

Для создания долгоживущей станции на поверхности Венеры предлагается два пути: проводить эти работы на более поздних этапах программы исследований, с учётом современного этапа развития технологий и проблем создания высокотемпературной электроники, либо продолжать проработку, опираясь на данные исследований и достижений, в том числе кооперации.

В результате проведённых изысканий была показана возможность и необходимость максимальной унификации основных блоков и модулей исследовательских аппаратов (*Хартов В.В.*, 2015). Кроме того, с учётом большой массы и количества научных приборов и технических средств, рекомендовано использовать ракетоносители тяжёлого класса «Протон» или «Ангара».

После длительного перерыва в программе исследования планеты необходимо вновь проанализировать принятые ранее технические решения, что-то повторить (что само по себе не так просто), предложить новые современные решения и поставить целью выполнение новых научных задач.

Несмотря на замечательные результаты ранее проведённых исследований, предстоит еще ответить на многие вопросы:

- каковы механизм суперротации и другие особенности динамики атмосферы;
- детали строения и химический состав наиболее древних из наблюдаемых на поверхности геологических образований (тессеры и родственные им структуры);
- каковы проявления современной вулканической и сейсмической активности;
- что и как происходит в совершенно не изученной приполярной области;
- что под поверхностью;
- наконец, возможна ли жизнь на Венере – в любом её проявлении.

Новые научные публикации показывают необходимость анализа результатов ранее проведенных экспериментов и продолжения их на новом техническом уровне (*Ксанфомалити Л.В.*, 2015).

**Прототипом** нового космического аппарата, в частности спускаемого аппарата и атмосферных зондов, может послужить КА «ВЕГА». Новая миссия тоже должна стать комплексной, с решением нескольких задач и с использованием нескольких технических средств (*Хартов В.В. и др.*, 2010). Рассматривалось несколько вариантов состава космического комплекса:

- орбитальный аппарат, посадочный аппарат, один или два аэростатных зонда (с различной высотой дрейфа аэростатных станций);
- орбитальный аппарат, посадочный аппарат, флотилия небольших аэростатных станций;
- два орбитальных аппарата (один, возможно, с радиолокатором), посадочный аппарат, атмосферные зонды нового типа (не требующие запасов газа для оболочек);
- орбитальный аппарат и субспутник (возможно, иностранного производства), посадочный аппарат, комбинация аэростатных и атмосферных зондов (типа «ветролёт»);
- орбитальный аппарат, субспутник, небольшой посадочный аппарат и несколько десантных модулей, сбрасываемых с орбиты или с подлётной траектории, в состав которых включаются аэростатные зонды или небольшие посадочные зонды, образующие мини-сеть на поверхности планеты и др.

Когда мы говорим о КА «ВЕГА» как о прототипе, то имеем в виду, в первую очередь, перечисленные выше опробованные проектно-конструкторские решения, включая размещение аэростатного зонда. В новом проекте возможно размещение нескольких зондов по аналогичной схеме. Организация параллельной схемы спуска в атмосфере посадочного аппарата и атмосферных зондов требует такого же тщательного рассмотрения, теоретических расчётов и экспериментальной отработки. Схема ввода в действие аэростатного зонда, развертывания и наполнения оболочки при спуске под парашютом, последующий

вывод на высоту дрейфа аэростатной станции являются уникальными. Обеспечение функционирования всех систем в узком высотном коридоре (когда чуть выше – оболочка аэростата лопнет под воздействием внутреннего избыточного давления, а чуть ниже – оболочка лопнет под воздействием внешнего атмосферного давления) чрезвычайно сложная инженерная задача. До настоящего времени таких операций не проводилось, это «ноу хау» российских специалистов, и понятен запрос наших иностранных коллег из Европы, Китая и США на обеспечение ввода их аэростатных или атмосферных зондов в действие, если таковые будут включены в состав будущего КА.

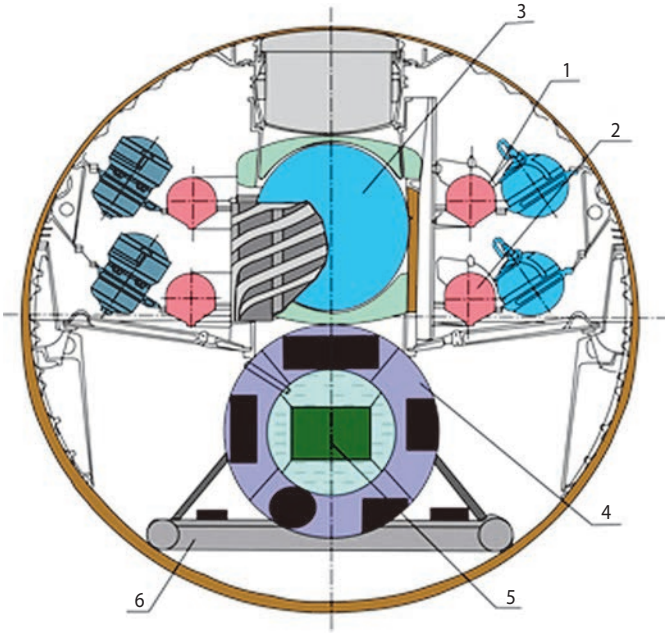
**Международное сотрудничество** является мощным стимулом в продвижении перспективного проекта и разделении финансового бремени. Именно по причине отсутствия финансирования (в первую очередь) российский проект «ВЕНЕРА-Д», который предполагалось осуществить в 2016 году, теперь сдвинут за рамки утверждённой Федеральной космической программы до 2025 года.

Участие учёных и специалистов других стран в советских исследованиях автоматическими космическими аппаратами выражалось на первых этапах сотрудничества в совместной разработке научной аппаратуры, устанавливаемой на КА. Пожалуй, первым примером совместной разработки технических средств стало участие французской стороны в создании большой венерианской плавающей аэростатной станции (ПАС) в проекте 5В (диаметр оболочки 9 метров, масса ПАС 220 кг.) (*Маров М.Я., Хантресс У.Т.*, 2013). В ходе работ по этому проекту был накоплен большой опыт организации взаимодействия специалистов, проведения расчётно-теоретических исследований, выявления проблемных вопросов и создания методик экспериментальной отработки. К сожалению, по ряду причин этот совместный проект не был осуществлен, но проработки его стали хорошей основой для будущего аэростатного эксперимента в рамках проекта «ВЕГА». Отметим сразу, что французские специалисты, наряду со многими специалистами других стран, приняли участие в аэростатном эксперименте, в частности в организации приёма и обработки данных с помощью интерферометрической сети наземных станций с большой базой. Ну, и конечно, в разработке научной аппаратуры.

После успешного завершения миссии «Вега» была предпринята попытка осуществления новой, отчасти подобной миссии «ВЕСТА», по исследованию Венеры и астероида «Веста» (Венера – комета Галлея и Венера – астероид Веста). На рисунке 4 показаны СА «ВЕСТА» и общий вид КА «ВЕНЕРА-Д». Предполагалось использовать полученный опыт, технические решения и технологии, расширить задачи и, в частности, ввести в атмосферу Венеры, по отработанной схеме, на разных высотах уже две аэростатные станции. Одна из ПАС, дрейфовала бы в подоблачном слое, с возможностью проведения оптических экспериментов. В это время в научных кругах произошёл крен в сторону исследования Марса, и в последующие после «ВЕГИ» тридцать лет в России не один космический аппарат не был создан…

Однако исследования Венеры продолжались, и российские приборы успешно работали теперь уже на европейском орбитальном космическом аппарате «ВЕНЕРА-ЭКСПРЕСС» с 2006 по 2010 год.

Японские специалисты предприняли самостоятельную попытку, послав к Венере космический аппарат «АКАТСУКИ» («AKATSUKI» в переводе – «Заря»). Орбитальный аппарат Японского космического агентства был запущен в 2010 году.




**а**



**б**

**1** – аэростатный зонд (АЗ 1), **2** – аэростатный зонд (АЗ 2), **3** – дрейфующий зонд (ветролёт), **4** – посадочный аппарат, **5** – отсек научной апааратуры, **6** – посадочное устройство.

**рисунок 4.** СА «ВЕСТА» (**а**) и общий вид КА «ВЕНЕРА-Д» (**б**)

Его вначале постигла неудача: КА пролетел мимо планеты, направившись на ещё один круг по орбите, но в прошлом году аппарат подошёл к Венере и в настоящее время проводит научные исследования.

В последние годы прорабатывался ряд проектов Европейским космическим агентством (ЕКА) и космическим агентством США (НАСА), например «EVE» – European Venus Explorer и «Flagship» для исследования Венеры с помощью спутников планеты, посадочных аппаратов и аэростатов. Предполагалось, что они могут быть реализованы в начале двадцатых годов, но в настоящее время эти планы пересматриваются.

Китайские специалисты также рассматривали возможность участия в исследованиях Венеры. По результатам переговоров с российской стороной был подготовлен рамочный проект, в котором предложен к совместной проработке КА, имеющий в своём составе: орбитальный аппарат, субспутник, посадочный аппарат и атмосферные зонды.

Большой интерес к участию в проекте «ВЕНЕРА-Д» проявлен учёными и техническими специалистами США. В рамках работы объединенной научной группы Роскосмос / Институт космических исследований (ИКИ) / НПО имени С.А. Лавочкина – НАСА / научно-исследовательские университеты США проводится анализ архитектуры миссии «ВЕНЕРА-Д» и варианты совместного сотрудничества. Предполагается, что основными элементами миссии могут стать российские посадочный и орбитальный аппараты. В качестве возможного вклада НАСА рассматривается создание венерианской атмосферной маневренной платформы VAMP (Venus Atmospheric Maneuverable Platform). Другой вариант – несколько малых дропзондов, сделанных на основе высокотемпературной электроники, которые могут работать на поверхности Венеры несколько часов (а может быть, нескольких дней или месяцев?) (*Экономов А.П., Ксанфомалити Л.В.*, 2017). Их можно сбросить в разные районы планеты, где они будут исследовать параметры атмосферы вблизи поверхности. До сих пор наиболее длительная работа аппарата «ВЕНЕРА» на поверхности достигала 2 часов. Также рассматривается возможность включения в состав миссии свободно дрейфующих аэростатов или малого субспутника. Следующим шагом в исследовании Венеры, как предполагают учёные обеих стран, должно стать изучение динамики атмосферы, проблем суперротации, гигантского парникового эффекта и эволюции «утренней звезды» – «сестры Земли». Россия и США имеют богатый опыт изучения Венеры, и, конечно, это позволяет надеяться на успешность реализации совместной программы по исследованию планеты.

НПО имени С.А. Лавочкина обладает как опытом создания автоматических космических аппаратов для исследования Венеры, так и опытом работы в рамках международного сотрудничества. Поэтому российская сторона приглашает учёных и технических специалистов других стран к разработке международного проекта «ВЕНЕРА-Д».

## список литературы

*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований* / Под общ. ред. Г.М. Полищука, К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 155-306.

*Воронцов В.А.* Мы были первыми на Венере // Наука и технологии в промышленности. 2011. № 3. С. 60-67.

*Воронцов В.А., Дерюгин В.А., Пичхадзе К.М. и др.* Метод исследования планеты Венера с помощью плавающих аэростатных станций. Математическая модель // Космические исследования. 1988. Т. 26, вып. 3. С. 430-433.

*Воронцов В.А., Пичхадзе К.М.* Методологические основы формирования схемных решений средств десантирования и дрейфа в атмосферах планет и их спутников // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе. В 2 т. Т. 1. М.: Изд-во МАИ, 2012. С. 9-54.

*Воронцов В.А., Хартов В.В., Пичхадзе К.М., Карчаев Х.Ж. и др.* Возможный вариант сценария экспедиции к планете Венера в 2021-2026 гг. в международной кооперации // Доклад на 66-м Международном астронавтическом конгрессе. Иерусалим. Израиль. 2015.

*Ксанфомалити Л.В.* Венера как естественная лаборатория для поиска жизни в условиях высоких температур: о событиях на планете Венера 1 марта 1982 г. // Астрономический вестник. 2012. Т. 46, № 1. С. 44-57.

*Лемешевский С.А., Лавочкина Л.Л., Береснев А.Г., Комаров М.А.* Бериллиевые материалы в проектах НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 33-39.

*Маров М.Я., Хантресс У.Т.* Советские роботы в Солнечной системе. Технологии и открытия. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. 612 с.

*Перминов В.Г.* Проект долгоживущей венерианской станции // Новости Космонавтики. 2001. № 8. С. 72-73.

*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.

*Хартов В.В., Пичхадзе К.М., Воронцов В.А., Засова Л.В. и др.* Новый этап в исследовании Венеры. Технические средства исследований в проекте «ВЕНЕРА-Д» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 62-67.

*Экономов А.П., Ксанфомалити Л.В.* Перспективные системы теплозащиты спускаемых аппаратов для исследований Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 163-169.

*Статья поступила в редакцию 14.03.2017 г.*

# ГОДЫ СОВМЕСТНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА И НПЦАП ИМЕНИ АКАДЕМИКА Н.А. ПИЛЮГИНА

# YEARS OF JOINT ACTIVITIES OF LAVOCHKIN ASSOCIATION AND ACADEMICIAN PILYUGIN CENTER

**Е.Л. Межирицкий**[1],
*доктор технических наук,*
*info@npcap.ru;*
**E.L. Mezhiritskiy**

*Статья о многолетнем плодотворном сотрудничестве НПО имени С.А. Лавочкина» и НПЦАП имени академика Н.А. Пилюгина», позволившее успешно реализовывать задачи по разработке космических аппаратов для исследования Луны, планет Солнечной системы и созданию автономных систем управления ракетно-космической техники.*

*Ключевые слова:*
*автономные системы управления;*
*гиростабилизированная платформа;*
*спускаемый аппарат;*
*Г.Н. Бабакин; Н.А. Пилюгин.*

*The article presents the information on the long-term fruitful cooperation between Lavochkin Association and Academician Pilyugin Center, allowed the successful implementation of development of spacecraft for research of the Moon and solar system planets, as well as design of self-reacting control systems for space applications.*

*Key words:*
*self-reacting control system;*
*gyrostabilized platform;*
*descent vehicle;*
*G.N. Babakin; N.A. Pilyugin.*

Более полувека назад, в 1965 году, началось сотрудничество головной организации по разработке космических аппаратов для исследования Луны и планет Солнечной системы – НПО имени С.А. Лавочкина и ведущей организации по созданию автономных систем управления ракетно-космической техники – Научно-исследовательского института автоматики и приборостроения (НИИАП). Коллективы предприятий под руководством главных конструкторов Г.Н. Бабакина и Н.А. Пилюгина десятки лет с успехом реализовывали проекты по запускам автоматических межпланетных станций (АМС) к Луне, Венере и Марсу (*Пичхадзе К.М. и др*., 2010; *Страницы космической истории*, 2003; *Штурманы ракет*, 2008; *Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

При создании систем управления (СУ) АМС для полётов к планетам Солнечной системы ставились сложнейшие научно-технические задачи: обеспечение высокой точности выведения и надёжности КА при минимальном весе и габаритах аппаратуры СУ с учётом энергетических возможностей ракетно-космической системы в целом; обеспечение взаимодействия с наземными системами; учёт нештатных ситуаций, которые могли возникнуть в процессе полёта, и многое другое.

Надёжная работа аппаратуры была достигнута за счёт широкого использования принципов резервирования и благодаря тщательной отработке технических решений в наземных условиях при невозможности предварительных лётно-конструкторских испытаний.

Точность полёта обеспечивалась прецизионными приборами и реализацией сложных алгоритмов управления в бортовом вычислительном комплексе. Центральным звеном инерциальной СУ была гиростабилизированная платформа (ГСП), впервые обеспечившая при многократном включении и выключении требуемую точность и надёжность управления станцией в условиях длительного полёта. В итоге СУ обеспечила полёт станций по траекториям, близким к расчётным.

Выведение автоматических межпланетных станций и легендарного «ЛУНОХОДА» осуществлялось ракетоносителями и разгонными блоками с системами управления, также созданными в НИИАП.

Большой технический опыт Г.Н. Бабакина и Н.А. Пилюгина позволил в кратчайшие сроки осуществить лунную программу, и уже в январе 1966 года АМС «ЛУНА-9» совершила мягкую посадку на Луну.

Для посадочной ступени «лунника» потребовалась система управления, удовлетворяющая жёстким весовым ограничениям. Под руководством Н.А. Пилюгина такая СУ массой 60 кг была создана на основе комплексного командного прибора СКТ и обеспечила программу исследований Луны:

[1] ФГУП «НПЦ автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина», Россия, г. Москва.

FSUE «Academician Pilyugin Center», Russia, Moscow.



**Николай Алексеевич Пилюгин**

- 31.01.1966 РН 8К78 с КА Е6 («ЛУНА-9») – посадка на Луну;
- 03.04.1966 «ЛУНА-10» – запуск искусственного спутника Луны (ИСЛ);
- 24.08. 1966 «ЛУНА-11» – запуск ИСЛ;
- ноябрь 1966 «ЛУНА-12» – фотосъёмка поверхности Луны;
- декабрь 1966 «ЛУНА-13» – доставка лунного грунта на Землю.

В 1969 году АМС «ВЕНЕРА-5» и «ВЕНЕРА-6» стартовали к голубой планете. За время плавного полёта на высоте 20 км над разными районами планеты они передавали дополнительные сведения об атмосферы Венеры.

В 1970 году запущена АМС «ВЕНЕРА-7». Её спускаемый аппарат впервые передал на Землю информацию непосредственно с планеты.

В 1972 году спускаемый аппарат АМС «ВЕНЕРА-8» впервые совершил мягкую посадку на освещённую Солнцем сторону планеты, исследовал атмосферу и поверхностный слой.

Создавать всё это приходилось с учётом требований минимального веса и габаритов. Ведь один килограмм полезного груза, доставляемого на Венеру, соответствовал 100 кг стартового веса на Земле. Работа также осложнялась невозможностью предварительных лётно-конструкторских испытаний, так как первый же пуск должен был стать целевым. Надёжная работа аппаратуры была достигнута благодаря тщательной отработке всех технических условий в наземных условиях.

В 70-х годах коллектив нашего института, учитывая накопленный опыт, приступил к созданию систем управления для станций «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10» с использованием принципиально новых бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ). Был определен состав приборов и выбор оптимального размещения в заданных на изделии объёмах. Надо было выбрать лучший вариант соотношения весовых данных приборов, их электрических связей и удобства эксплуатации. Осуществлялась увязка приборов системы автономного управления общей циклограммой работы. Для обеспечения аппаратуры постоянным и переменным током предстояло выбрать наивыгоднейший режим работы приборов и выдать техническое задание смежным предприятиям на их разработку.

Приборы системы автономного управления головного блока размещались в космическом аппарате, в разгонном блоке «ДМ» и на ферме. В систему управления входили: комплекс командных приборов, цифровой вычислительный комплекс, аппаратура автомата стабилизации и системы РКС, телеметрические согласующие устройства, коммутационная аппаратура, источники электропитания и аппаратура смежных систем. Все они были связаны бортовой кабельной сетью между собой и с ракетой-носителем.

Для выполнения всех требований и условий полёта АМС перед НИИАП встала задача создания инерциальной системы управления, центральным звеном которой стала трёхосная ГСП. При подаче на ГСП питания она приводилась в исходное состояние, разгонялись моторы поплавковых гироскопов. С помощью шагового мотора осуществлялся программный разворот ГСП. В полёте АМС отслеживала программу и разворачивалась в нужном направлении. Сигналы с акселерометров, установленных по трём взаимно перпендикулярным осям, поступали через электронные преобразователи и согласующие устройства в БЦВМ, которая вычисляла текущие значения скорости и сравнивала её с заданной уставкой. При их совпадении на двигатель подавалась команда. Датчики углов ГСП давали информацию о величинах углов тангажа, рыскания и вращения АМС. Важным звеном в схеме стабилизации АМС являлись усилители-преобразователи (УП). При работающем двигателе блока «ДМ» управляющий сигнал с датчиков углов ГСП через УП поступал на рулевые машины, отклоняющие маршевый двигатель. При пассивной стабилизации сформированный в усилителе-преобразователе управляющий сигнал выдавался на газодинамические сопла. При полёте на АМС без разгонного блока в УП формировался управляющий сигнал на газовые

сопла системы ориентации. Усилители-преобразователи выполнены с использованием полупроводниковых элементов, имеют малые веса и габариты.

На борту АМС функции вычисления алгоритмов управления выполняла БЦВМ С530 – машина третьего поколения с быстродействием 100 тыс. коротких операций в секунду, построенная на интегральных микросхемах «Тропа» серии 201. Надёжность БЦВМ была такова, что все её каналы сохранили работоспособность до полного окончания программы полёта. Машина была выполнена по трёхканальной схеме с обменом между каналами, для конструирования узлов применены печатные платы. Общая конструкция машины объединяла устройство ввода-вывода, процессор и оперативное запоминающее устройство (ОЗУ).

Блок ОЗУ обеспечивал в процессе работы запись, хранение и выдачу информации. В память ПЗУ была внесена, как говорят разработчики, прошитая неизменяемая часть программы.

По командам БЦВМ включались ленточные программные токораспределители, а через них – шаговые токораспределители, которые осуществляли по заданной циклограмме управление элементами двигательной установки и блока «ДМ». Для регулирования кажущейся скорости с акселерометров ГСП через преобразователи и согласующие устройства на БЦВМ поступал сигнал о величине продольного ускорения. Измеренная величина сравнивалась с программой. Ряд электронных приборов системы астроориентации был создан НИИАП по исходным данным НПОЛ. Эта система обеспечила точное определение местоположения АМС в космическом пространстве.

Система управления обеспечила полёт станций «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10» по траекториям, близким к расчётным. Результаты внешнетраекторных измерений поступали координационно-вычислительный центр. 22 октября 1975 года СА станции «ВЕНЕРА-9» достиг планеты и впервые в истории передал на землю фотопанораму венерианской поверхности.

Выведение станций «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10» было осуществлено ракетой-носителем «8К-82К» и разгонным блоком «ДМ». И на носителе, и на головном блоке (ГБ), включающем в себя разгонный блок и станцию «ВЕНЕРА», использовались системы управления разработки НИИАП.

Следующий этап сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина и НИИАП – марсианская миссия. За период с 1962 по 1973 год на красную планету направлено было семь космических аппаратов «МАРС», выполнивших задачи мягкой посадки, фотографирование, измерение физико-химических параметров атмосферы и т.д.

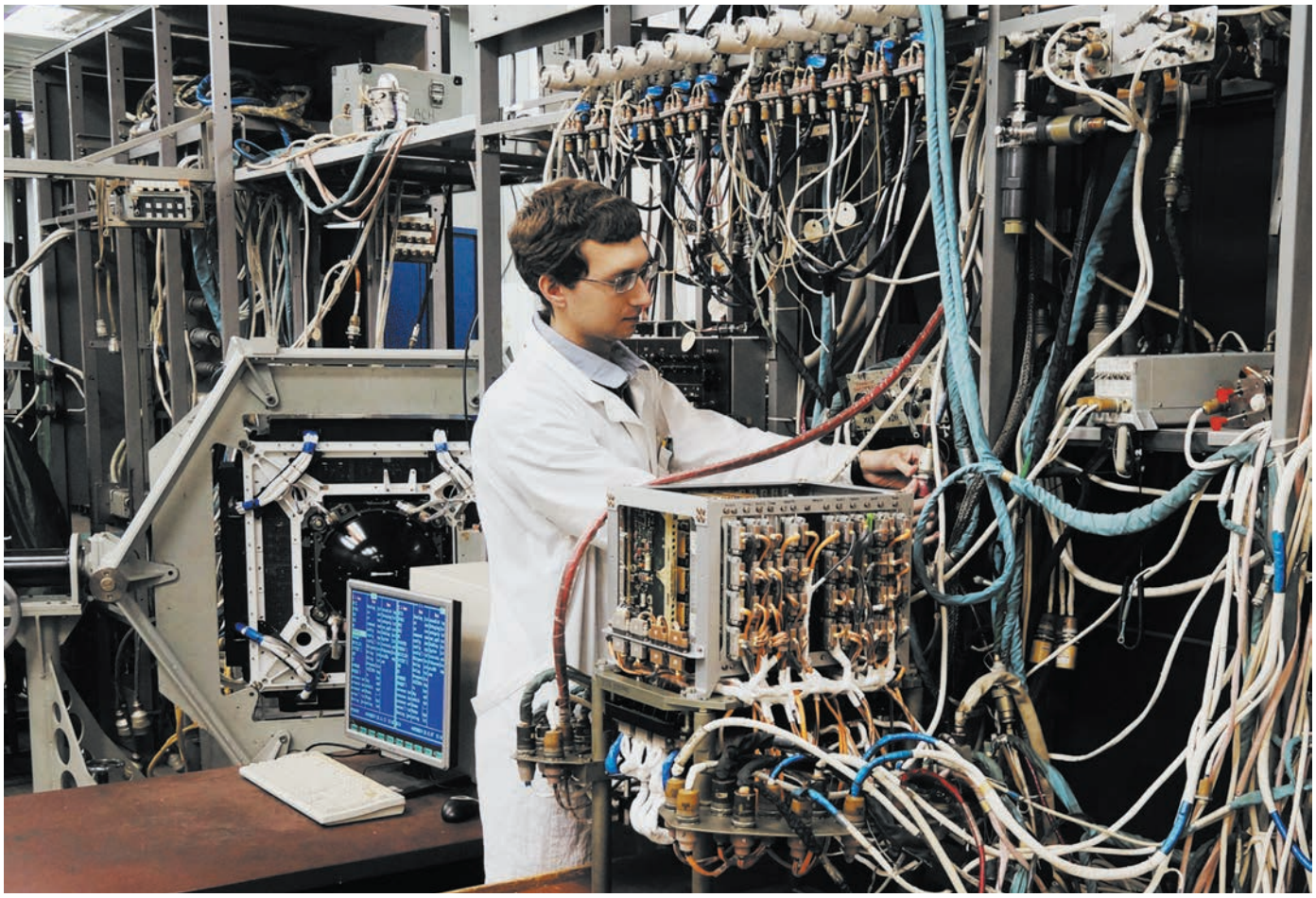


**рисунок 1.** Испытательный стенд СУ РБ «Фрегат»

Свершение этих грандиозных космических экспериментов оказалось возможным благодаря слаженной работе наших замечательных коллективов.

В начале 90-х годов Роскосмос и Минобороны РФ поставили перед НПО имени С.А. Лавочкина задачу: создать новый разгонный блок, который повысит эффективность российских ракет-носителей (*РКК «Энергия» 1946-1996*, 1996). Новый разгонный блок должен был увеличить массы полезных нагрузок, повысить точность выведения, расширить перечень орбит, доступных для средств выведения, показать высокую надёжность с самого начала эксплуатации. В создании РБ «Фрегат» совместно с НПО имени С.А. Лавочкина принял участие НПЦАП имени академика Н.А. Пилюгина» (*Asyushkin V.A. et al*., 2015).

В сжатые сроки были разработаны бортовая и проверочно-пусковая аппаратура, создано проверочное и полётное математическое обеспечение, проведена полная отработка СУ на комплексном и моделирующих стендах, и 9 февраля 2000 года состоялся первый пуск РБ «Фрегат» на РН «Союз-2» с полезной нагрузкой «Демонстратор».

Все логические вычислительные операции по управлению исполнительными органами РБ «Фрегат» были возложены на БЦВМ (рисунок 1). Это позволило существенно упростить коммутационные приборы, тем самым сократив количество аппаратуры, увеличить надёжность СУ (*Морозов В.В. и др.*, 2014).

Для осуществления длительных орбитальных полётов в состав СУ была введена аппаратура спутниковой навигации (АСН), которая связала командный комплекс РБ «Фрегат» с глобальной спутниковой навигационной системой. Это позволило компенсировать «уходы» ГСП и уменьшить погрешности параметров выведения полезной нагрузки в пять–семь раз (рисунок 2).

В 2007 году выполнена структурная и аппаратурная модернизация РБ «Фрегат». В состав БЦВМ вошёл «Бисер-6», разработанный на матричных кристаллах. Это привело к существенному снижению массы и энергопотребления (в четыре–пять раз), повышению надёжности и уменьшению себестоимости. Одновременно в программно-математическое обеспечение введены универсальные алгоритмы, позволявшие проводить сложные пространственные перестроения РБ: развороты, закрутки, сброс дополнительных баков горючего и т.д.

Была решена задача «исправления ошибок» при выведении РБ ракетой-носителем. Это позволило даже при нештатных ситуациях, связанных со значительным недобором характеристической скорости РН, обеспечить вывод полезной нагрузки на заданную орбиту.

Система управления РБ «Фрегат» решает следующие задачи:

- перевод одного или нескольких КА с опорной орбиты на рабочую орбиту или отлётную траекторию;

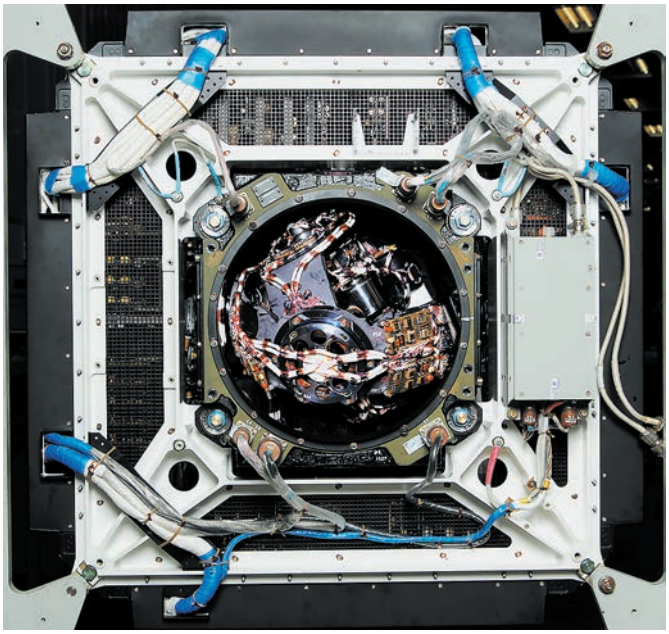


**рисунок 2.** ККП СУ РБ «Фрегат»

- разведение КА по рабочим орбитам в случае группового запуска;
- перевод головного блока в составе РБ+КА с незамкнутой траектории на опорную орбиту (операция «довыведения», которая позволяет увеличить массу выводимой полезной нагрузки;
- стабилизацию ГБ на пассивных и активных участках полёта;
- формирование и выдачу команд на сброс головного обтекателя, отделение ГБ, отделение КА;
- построение необходимой ориентации, а также, в случае необходимости, закрутки головного блока на пассивных участках полёта и перед отделением КА;
- измерение при помощи наземных средств параметров промежуточных орбит и орбит выведения КА;
- контроль состояния РБ и, при необходимости, выводимого КА в процессе выведения, увод РБ с рабочей орбиты выводимого КА.

Отличительные особенности РБ «Фрегат»:

- РБ является универсальным и допускает использование не только в составе РН «Союз» («Союз-2), но и в составе других РН среднего и тяжёлого классов без их существенной доработки (*Асюшкин В.А. и др*., 2017; *Асюшкин В.А. и др*., 2014; *Asyushkin V.A. et al*., 2015);
- РБ – автономный, т.е. обеспечивает весь процесс выведения без вмешательства с Земли, логика работы РБ предусматривает выход из возможных нештатных ситуаций;
- в составе РБ применяется маршевая двигательная установка, работающая на высококипящих компонентах топлива: азотный тетраксид и несимметричный диметилгидразин;
- несмотря на то, что РБ изначально предназначался для использования в составе РН «Союз», он

с минимальной модернизацией допускает увеличение массы заправляемого топлива, позволяющего его использовать в составе РН «Зенит-2SБ», имеющей грузоподъёмность до двух раз большую, чем «Союз-2».

В рамках международного проекта по обеспечению коммерческих запусков КА с космодрома Куру (Французская Гвиана) в качестве средства выведения используется РН «Союз-СТ» с РБ «Фрегат-МТ». При создании СУ РБ учитывались особенности эксплуатации нового ракетно-космического комплекса: европейская структура кадра телеметрии, а также морская транспортировка, повышенная влажность местности и т.д.

Одно из ключевых направлений развития СУ для средств выведения связано с внедрением в них аппаратуры спутниковой навигации с использованием навигационной системы ГЛОНАСС.

Функционирование интегрированной системы базируется на инновационной информационно-страховочной технологии, обеспечивающей высокое качество навигационных данных, поступающих в контур наведения.

По результатам натурных испытаний с АСН в ближайшее время будет проведена радикальная модернизация программного обеспечения, которая позволит сократить время предстартовой подготовки с 5 до 2,5 часов.

Разгонный блок «Фрегат» и его модификации могут использоваться в составе практически всех существующих, модернизируемых и новых российских РН среднего и тяжёлых классов: «Союз-ФГ», «Союз-2», «Протон-М».

Основные разработчики и испытатели аппаратуры: Н.А. Пилюгин, В.Л. Лапыгин, Е.Л. Межирицкий, М.С. Хитрик, Е.А. Ивановский, Ф.В. Шухвастов, В.В. Канышев, Г.М. Мещеряков, Н.И. Аникин, А.А. Панков, Г.А. Кирилюк, Л.Н. Коврижкин, С.Н. Журавенков, Э.Б. Мамян, Е.А. Калайтан, Р.П. Кострицо, В.В. Морозов, А.И. Комиссаров и др.

Выражаем уверенность, что многолетнее плодотворное сотрудничество НПО имени С.А. Лавочкина и НПЦАП имени академика Н.А. Пилюгина и дальше позволит успешно реализовывать задачи Федеральной космической программы и международные космические проекты.

От всей души поздравляем коллег с замечательным юбилеем!

## список литературы

*Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В.* Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.



**Владимир Лаврентьевич Лапыгин**

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

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

*Морозов В.В., Трунов Ю.В., Комиссаров А.И., Пак А.А. и др.* Система управления межорбитального космического буксира «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С.16-25.

*Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б.* Создание автоматических космических комплексов для научных исследований Луны: Вчера, Сегодня, Завтра (к 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина) // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2010. № 11. С. 3-8.

*РКК «Энергия» 1946-1996*. М.: Менонсовполиграф, 1996. 670с.

*Страницы космической истории*. М.: Изд-во НТО им. академика С.И. Вавилова, 2003. 354 с.

*Штурманы ракет.* М.: ООО «Блок-Информ-Экспресс», 2008. 384 с.

*Asyushkin V.A., Vikulenkov V.P., Ishin S.V.* Outcome of Development and Initial Operational Phases of Versatile Space Tugs of the Fregat Type // Solar System Research. 2015. Vol. 49, №. 7. P. 460-466.

*Статья поступила в редакцию 07.02.2017 г.*

УДК 629.78(091)

# РОДСТВЕННЫЕ ПО ДУХУ

**В.К. Чванов**[1],
*профессор, доктор технических наук,*
*energo@online.ru;*
**V.K. Chvanov**

*Статья посвящена сотрудничеству двух крупнейших предприятий ракетно-космической отрасли страны – НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко и НПО имени С.А. Лавочкина.*

*Ключевые слова:*
*самолёты;*
*ракетные двигатели;*
*С.А. Лавочкин;*
*В.П. Глушко;*
*М.М. Бондарюк;*
*А.М. Исаев;*
*М.В. Мясищев;*
*Г.Н. Бабакин.*

НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко и НПО имени С.А. Лавочкина сегодня являются крупнейшими, известными во всем мире, предприятиями ракетно-космической отрасли России.

История наших предприятий очень похожа, и началась она с создания в подмосковных Химках в 30-е годы 20-го века двух авиастроительных заводов (*Чванов В.К., Судаков В.С.*, 2015).

В 1932 году в дачном поселке Химки началось освоение территории под производственную площадку для создаваемого моторемонтного и самолёторемонтного завода № 65 Управления ГВФ. До 1934 года завод занимался ремонтом самолётов «ТБ-3» и «АНТ-9».

В 1933 году заводу № 65 был присвоен № 84. А уже в 1934 году завод выпустил первый опытный самолёт под шифром «41» главного конструктора В.М. Мясищева. Под названием «Красный крокодил» самолёт использовался в агитационной эскадрилье.

В 1935–37 годах завод изготовил несколько опытных самолётов конструкторов Поликарпова и Левкова. Шеф-пилотом завода был назначен В.П. Чкалов. В 1936 году завод № 84 получил задание строить самолёты «DC-3» американской фирмы «Дуглас». В дальнейшем самолёт «DC-3» был переименован в «ПС-84» (пассажирский самолёт 84-го завода), а позднее «ПС-84» ещё раз переименовали в «Ли-2».

[1] ОАО НПО «Энергомаш имени академика В.П. Глушко», Россия, Московская область, г. Химки.

# CLOSE IN SPIRIT

**В.С. Судаков**[1],
*vssudakov@gmail.com;*
**V.S. Sudakov**

*The article describes the history of cooperation between the two largest c ompanies of space-rocket industry in Russia: NPO «Energomash named after academician V.P. Glushko» and Lavochkin Association.*

*Key words:*
*aircraft;*
*rocket engines;*
*S.A. Lavochkin;*
*V.P. Glushko;*
*M.M. Bondaruk;*
*A.M. Isaev;*
*M.V. Myasischev;*
*G.N. Babakin.*

Вокруг нашего предприятия выросли рабочие поселки Чкаловский, Лобановский, Центральный и Грабаровский. В 1937 году был преобразован в рабочий посёлок и дачный посёлок Химки, а в 1939 году он получил статус города (*НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко*, 2004).

Предшественником НПО имени С.А. Лавочкина стал авиационный завод № 301, который был построен в Химках на месте мебельной фабрики Наркомлеса в 1937 году. Сначала мощности этого завода были загружены серийной постройкой самолёта «УТ-2» конструктора А.С. Яковлева. С 1939 года на заводе начал свои разработки Семён Алексеевич Лавочкин, а в начале 1940 года была завершена постройка опытного экземпляра скоростного истребителя «И-301», который в дальнейшем стал именоваться «ЛаГГ-1». Второй опытный экземпляр с увеличенной дальностью полёта получил название «ЛаГГ-3». (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина*, 2007).

Но не только территориальная близость связала наши предприятия. В годы Великой Отечественной войны под руководством В.П. Глушко в Казани велись работы по созданию вспомогательного авиационного жидкостного реактивного двигателя для боевых самолётов. Результаты совместных испытаний этого двигателя в составе самолёта «Пе-2» были доложены Государственному Комитету Обороны,

JSC NPO «Energomash named after academician V.P. Glushko» Russia, Moscow region, Khimki.

и 22 мая 1944 года появилось Постановление ГКО, которое поручало главным конструкторам А.С. Яковлеву и С.А. Лавочкину установить двигатель РД-1 тягой 300 кгс на серийные самолёты «Як-3» и «Ла-7», а П.О. Сухому – на экспериментальный самолёт «Су-7».

С.А. Лавочкин в период эвакуации предприятия (1941–1945) продолжал свои работы в Горьком. Здесь в 1943 году и произошла первая встреча С.А. Лавочкина и В.П. Глушко, который был командирован в Горький для уточнения проекта установки своего ЖРД РД-1 на самолёт конструкции Лавочкина. Как вспоминал В.П. Глушко, Лавочкин встретил его очень радушно, как самого желанного гостя – уж очень остро ощущалась необходимость прироста скорости истребителя в ответственные моменты боя. Работа велась дружно, но очень нелегко. Достижение безотказного автоматического запуска двигателя в любых условиях эксплуатации потребовало больших усилий и немало времени. Случались и взрывы двигателей в момент пуска при наземных испытаниях, по счастью все завершалось лишь локальным повреждением самолёта. С.А. Лавочкин как-то сказал: «Беря двигатель РД-1, я думал, что покупаю кота в мешке, а в мешке-то оказался тигр» (*Глушко В.П.*, 1977).

Во втором полугодии 1945 года были завершены лётные испытания самолётов «Ла-7», «Як-3» и «Су-7» с двигателями РД-1 и РД-1ХЗ. В отчётах о заводских лётных испытаниях приведены следующие сведения об увеличении полётной скорости: «Ла-7» на высоте 6300 м развил максимальную скорость до 795 км/ч, что на 165 км/ч выше скорости самолёта без РД-1ХЗ. На 1945 год было также запланировано изготовление двигателя РД-2 с тягой 600 кгс, который ориентировочно предназначался для ОКБ С.А. Лавочкина. План на 1946 год включал проведение государственных испытаний двигателя РД-1ХЗ и обеспечение летных испытаний серийных самолётов «Ла-7Р». Однако этим планам не суждено было полностью осуществиться. Министерство авиационной промышленности потеряло интерес к перспективным работам по созданию ЖРД, появились более соответствующие требованиям авиации воздушно-реактивные двигатели (ВРД). Хотя государственные испытания РД-1ХЗ успешно прошли в октябре–ноябре 1946 года и госкомиссия рекомендовала использовать двигатель в качестве дополнительного ускорителя на винтомоторных самолётах, дальнейшие работы застопорились. На обращение в МАП С.А. Лавочкина и В.П. Глушко в 1947 году о продолжении работ по использованию РД-1ХЗ и РД-2 на экспериментальных самолётах 120Р и 130Р (модифицированных вариантах самолётов «Ла-7» и «Ла-9») ответа не последовало. Завершающим аккордом в использовании ЖРД в авиации стал первый в мире публичный полёт на авиационном параде в Тушино 18 августа 1946 года экспериментального самолёта 120Р конструкции С.А. Лавочкина с работающим ЖРД РД-1ХЗ конструкции В.П. Глушко.

Осенью 1946 года коллектив В.П. Глушко переезжает из Казани в Химки для продолжения работ по созданию мощных ЖРД на заводе № 456. Этот завод работал на месте эвакуированного в Ташкент в октябре 1941 года завода № 84. Новое наименование завод получил в 1943 году, начав выполнять задание по сборке и испытаниям дальних бомбардировщиков «Ил-4» (ДБ-3Ф). Узлы этих самолётов поступали в Химки из Иркутска и Комсомольска-на-Амуре.

С 1950 года ОКБ-301 С.А. Лавочкина становится ответственным за разработку зенитных управляемых ракет класса «земля–воздух». В нескольких проектах таких ракет С.А. Лавочкина предусматривалось использование двигателей В.П. Глушко, и наши специалисты работали плечом к плечу над детальной разработкой технических проектов. Однако практической реализации эти проекты не получили. В 1954 году правительство СССР поручило разработку межконтинентальных крылатых ракет двум конструкторским коллективам, входящим в состав Министерства авиационной промышленности. Один из них – ОКБ С.А. Лавочкина, другой – ОКБ М.В. Мясищева. В Химках в ОКБ С.А. Лавочкина создали КР «Буря» (заводской индекс 350), в которой использовали сверхзвуковые прямоточные ВРД РД-012 ОКБ-670 М.М. Бондарюка, а стартовые ускорители оснащались четырёхкамерными ЖРД С2.1150 конструкции А.М. Исаева. В ОКБ-23 М.В. Мясищева создавали КР «Буран», в которой использовали СПВРД РД-018 ОКБ-670 М.М. Бондарюка, а ЖРД первой ступени были разработаны ОКБ-456 В.П. Глушко. Так наши коллективы оказались участниками конкурирующих проектов. Работы по проектам межконтинентальных крылатых ракет внесли в развитие отечественной ракетно-космической отрасли определенный научный и практический вклад, но, к сожалению, были остановлены по решению руководства страны после создания межконтинентальной баллистической ракеты «Р-7» (*История развития отечественного ракетостроения*, 2014).

Коллектив ОКБ-456 под руководством В.П. Глушко продолжал в послевоенное время разработку мощных ЖРД для ракет-носителей и боевых балли-

стических ракет. В конце 40-х – начале 60-х годов были созданы маршевые двигатели для большого ряда боевых ракет «Р-1», «Р-2», «Р-5», «Р-7», «Р-9», «Р-12» и др. Особо следует выделить создание двигателей РД-107 и РД-108 для первой и второй ступеней МБР «Р-7», которая стала базовой ракетой для её космических модификаций – ракет-носителей прославленного семейства «семерка»: «Спутник», «Восток», «Восход», «Молния», «Союз». К настоящему времени это семейство ракет-носителей выполнило более 1900 пусков, выводя на орбиты различные космические объекты, включая первый искусственный спутник Земли, КА «Восток», совершивший полёт с первым в мире космонавтом. Около 12000 серийных двигателей семейства РД-107/108 разработки НПО Энергомаш было изготовлено за эти годы. К 1965 году в ОКБ-456 была завершена разработка ЖРД РД-253, который стал первым мощным ракетным двигателем, сделанным по схеме с дожиганием окислительного газа, что позволило получить двигатель на долгохранимых компонентах топлива с высочайшими параметрами и характеристиками. Эти двигатели надёжно работают с тех пор в составе первой ступени тяжелой РН «Протон», эксплуатация которой началась в 1965 году и продолжается до настоящего времени. В 1965 году ОКБ-301 по инициативе С.П. Королева передали одно из направлений, которым занималось ОКБ-1 – направление «дальнего космоса и Луны». Под руководством нового главного конструктора ОКБ-301 Г.Н. Бабакина предприятие вошло в число основных предприятий ракетно-космической отрасли, здесь разрабатываются космические аппараты многоцелевого назначения для доставки на Луну самоходных аппаратов, посадочная ступень новых аппаратов становится стартовым устройством для возвращаемой ракеты с образцами лунного грунта. Первая в мире мягкая посадка АМС «ЛУНА-9» на поверхность спутника Земли была осуществлена в 1966 году. «ЛУНОХОД-1» и «ЛУНОХОД-2» стали весомыми достижениями нашей страны в исследовании Луны. ОКБ-301 развивает программы исследования планет Солнечной системы, создавая автоматические космические аппараты для изучения Венеры и Марса. Первая успешная мягкая посадка спускаемого аппарата «ВЕНЕРА-7» предшествовала следующему этапу исследовательской программы. Спускаемый аппарат КА «МАРС-3» впервые в мире успешно совершил мягкую посадку на поверхность Красной планеты (*Хартов В.В. и др*., 2010; *Полищук Г.М. и др*., 2009; *Polishchuk G.M. et al*., 2011).

Коллективы КБ и завода Энергомаш гордились причастностью к этим достижениям своих коллег из ОКБ-301 ведь именно с помощью мощных и надёжных двигателей, созданных под руководством В.П. Глушко, выводились в космос межпланетные автоматические аппараты конструкции ОКБ-301. Как двигатели семейства РД-107/108 для первых и вторых ступеней семейства ракет-носителей «Р-7», так и двигатели семейства РД-253 для первых ступеней ракет-носителей «Протон» были разработаны в коллективе Энергомаша под руководством В.П. Глушко. И последующие космические аппараты НПО имени С.А. Лавочкина серии «ВЕНЕРА», программы «ВЕГА», проекта «ФОБОС» и других стартуют с Земли с помощью двигателей разработки НПО Энергомаш.

## список литературы

*Глушко В.П.* Путь в ракетной технике. М.: Машиностроение, 1977. 504 с.

*История развития отечественного ракетостроения* / Сост. М.А. Первов. М.: Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2014. 919 с.

*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина* / Под общ. ред. докт. техн. наук, проф. Г.М. Полищука. Химки: ООО «Блок-Информ- Экспресс», 2007. 384 с.

*НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко*. Путь в ракетной технике / Под ред. Б.И. Каторгина. М.: Машиностроение, Машиностроение-Полет, 2004. 488 с.

*Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б.* Космические модули комплекса «ФОБОС-ГРУНТ» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-7.

*Хартов В.В., Зеленый Л.М., Долгополов В.П., Ефанов В.В. и др.* Новые российские лунные автоматические космические комплексы (К 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летию КА «Луна-16» и КА «Луна-17» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 5-12.

*Чванов В.К., Судаков В.С.* Соседи из Химок // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 14-16.

*Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B.* Space modules of Phobos-Grunt complex for prospective interplanetary stations // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 589-592.

*Статья поступила в редакцию 30.01.2017 г.*

# НЕПРЕРЫВНОМУ ПЛОДОТВОРНОМУ СОТРУДНИЧЕСТВУ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА И ИПМ ИМЕНИ М.В. КЕЛДЫША РАН В ОСВОЕНИИ КОСМОСА – БОЛЕЕ ПОЛУВЕКА

# TO THE CONTINUAL FRUITFUL COOPERATION IN THE SPACE EXPLORATION OF S.A. LAVOCHKIN ASSOCIATION AND KIAM OF RAS – OVER HALF A CENTURY

**Г.К. Боровин**[1],
*профессор, доктор физико-математических наук, borovin@keldysh.ru;*
**G.K. Borovin**

**Г.С. Заславский**[1],
*кандидат физико-математических наук, zaslav@kiam1.rssi.ru;*
**G.S. Zaslavskiy**

**В.А. Степаньянц**[1],
*кандидат физико-математических наук, vic-stepan@rambler.ru;*
**V.A. Stepanyants**

**А.Г. Тучин**[1],
*доктор физико-математических наук, tag@kiam1.rssi.ru;*
**A.G. Tuchin**

*Приводится обзор основных результатов сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина и ИПМ имени М.В. Келдыша в области исследования Луны, планет и малых тел Солнечной системы, а также – физических объектов в далеком космосе.*

*Ключевые слова:*
*космический аппарат;*
*автоматическая межпланетная станция;*
*Луна; Венера; Марс; Юпитер; Фобос;*
*комета Галлея;*
*наземно-космический радиоинтерферометр;*
*навигация; баллистика.*

*A review of the main results of the cooperation of S.A. Lavochkin Association and KIAM of RAS for the cosmic researches of the Moon, for planets and small bodies of the Solar system as for physical objects in the deep space is represented in this paper*

*Keywords:*
*Spacecraft;*
*automatic interplanetary station;*
*Moon; Venus; Mars; Jupiter; Phobos;*
*Halley's Comet;*
*ground-space radio interferometer;*
*navigation; ballistics.*

## введение

Сотрудничество НПО имени С.А. Лавочкина (далее – НПОЛ) и ИПМ имени М.В. Келдыша РАН (далее – ИПМ) в области исследований Луны и Солнечной системы началось в 1965 году, когда правительственным распоряжением работы по лунно-планетным исследованиям были переданы из ОКБ, возглавляемого С.П. Королёвым, в НПО, а Г.Н. Бабакин был назначен Главным конструктором. Коллектив авиационного предприятия НПОЛ обладал громадным техническим опытом и высокой производственной культурой. На предприятии были созданы легендарные истребители «Ла», которые внесли неоценимый вклад в победу нашей Родины в Великой Отечественной войне. Затем были работы по ракетной тематике: сверхзвуковая крылатая ракета «Буря» – первая в мире крылатая ракета, которая имела более высокие характеристики, чем зарубежные аналоги, зенитные управляемые ракеты для ПВО Москвы, зенитно-ракетный комплекс «Даль». С 1965 года деятельность НПОЛ посвящена созданию автоматических космических аппаратов.

Это позволило в кратчайшие сроки успешно завершить лунную программу Е-6. В январе 1966 года автоматическая станция «ЛУНА-9» осуществила мягкую посадку на Луну, передав на Землю высококачественную панораму её поверхности и определив механические свойства лунного грунта (*Маров М.Я.*, 2014). В декабре того же года станция «ЛУНА-13» совершила мягкую посадку на Луну и передала на Землю несколько панорам лунной поверхности при различных высотах Солнца над местным лунным горизонтом. Следующей вехой в изучении Луны стало создание и успешный запуск её первого искусственного спутника – станции «ЛУНА-10» и последующих трёх искусственных спутников Луны (ИСЛ): «ЛУНА-11, -12, -14». Сотрудники ИПМ, имея опыт проведения работ по баллистико-навигационному обеспечению (БНО) проектирования и реализации полёта космических аппаратов (КА), внесли, как баллистический центр (БЦ), большой вклад в осуществление полёта всех упомянутых автоматических станций. Измеренные параметры траекторий полёта указанных четырёх ИСЛ в совокупности послужили основой для построения высокоточной модели поля тяготения Луны при непосредственном определяющем участии специалистов ИПМ.

[1] ИПМ имени М.В. Келдыша РАН, Россия, Москва.

Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russia, Moscow.



**Главный конструктор НПОЛ Г.Н. Бабакин и Президент РАН СССР, директор ИПМ РАН М.В. Келдыш**

Наряду с указанными работами, НПОЛ, 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 осуществляет БНО проектирования, подготовки, реализации и анализа полётов КА. Ниже рассмотрены некоторые значимые для исследования космического пространства проекты.

## 1. Проекты исследования Луны

Следует отметить два пионерских проекта: доставка лунного грунта на Землю и исследование Луны путём доставки на её поверхность автоматического самоходного аппарата, названного «ЛУНОХОДОМ».

Чтобы доставить возвращаемый аппарат (ВА) с лунным грунтом на заданный полигон территории страны, надо было посадить КА на поверхность Луны в пятно радиусом 5 км вокруг выбранной точки.

Однако обеспечение столь малой погрешности прогноза точки посадки требовало высокоточной системы траекторных измерений, соответствующего знания лунного поля тяготения и выбора соответствующей стратегии маневрирования КА с целью формирования траектории его полёта перед посадкой на Луну. Кроме того, чтобы спрогнозировать с необходимой точностью место посадки на Землю возвращаемого аппарата, необходимо было на него установить бортовой радиокомплекс для траекторных измерений, который оказался достаточно тяжёлым и приводил к дефициту веса. Неисполнения одного из названных требований было бы достаточно, чтобы отказаться от реализации проекта. Только талант, высочайшая квалификация, смелость и настойчивость Главного конструктора Г.Н. Бабакина и энтузиазм возглавляемой им межведомственной команды, в которую входили и сотрудники ИПМ, позволили реализовать этот проект. Работа по подготовке к полёту выполнялась по жёсткому графику под контролем М.В. Келдыша и Г.Н. Бабакина. Вспоминаются многодневные (иногда ночные) заседания в кабинете Г.Н. Бабакина, где детально с участием Генерального конструктора, представителей НПОЛ, ИПМ и других организаций рассматривались возникающие проблемы и оперативно находились методы, алгоритмы, пути и сроки их решения.

В июле 1969 года на орбиту ИСЛ был выведен пятый отечественный спутник «ЛУНА-15», на котором прошли испытания новой навигационной системы, получена информация о работе новых бортовых систем, предназначенных для использования в указанных выше пионерских проектах. При выборе схемы полёта, осуществлении предполётной подготовки, реализации и анализа полёта КА «ЛУНА-15» БЦ ИПМ успешно выполнил все возложенные на него задачи.

После получения измеренных параметров траектории полёта КА «ЛУНА-15» в ИПМ была уточнена к тому времени уже имеющаяся модель поля тяготения Луны. Эта модель в уточненном варианте использовалась в дальнейших баллистических расчётах при проектировании и реализации указанных выше пионерских проектов. Кроме этого, было обосновано и представлено предложение разместить на борту ВА менее точную, чем необходимо, но существенно более лёгкую систему траекторных измерений в метровом диапазоне. Для получения же необходимой точности прогноза точки посадки на Землю возвращаемого аппарата с грунтом предложено было использовать оптические измерения обсерваторий Академии наук СССР. Так как на борту ВА не было резерва веса для дублирования траекторной системы, Главный конструктор, с учётом принятия указанных предложений, принимает смелое решение – обойтись без дублирования. Созданный проект оказался надёжным и позволил успешно решить задачу забора и доставки на Землю лунного грунта на всех предназначенных для этого КА, начиная с КА «ЛУНА-16», запуск которого состоялся в сентябре 1970 года.

Выполненные в ИПМ проектно-баллистические исследования (*Аким Э.Л., Энеев Т.М.*, 2010) позволили осуществить миссии по доставке лунного грунта на Землю. Был осуществлён выбор схемы полёта, бортовых и наземных средств измерения и управления, обеспечивающих выведение аппарата на орбиту ИСЛ, мягкую посадку на её поверхность с достаточно высокими точностями, необходимыми для возвращения этих аппаратов к Земле при прямом вертикальном старте с поверхности Луны и посадке в заданный район страны. Результаты этих исследований были с успехом использованы при высадке на поверхность Луны «ЛУНОХОДОВ». Первый «ЛУНОХОД» на поверхность Луны был доставлен КА «ЛУНА-17», запуск которого состоялся в ноябре 1970 года.

Баллистический центр ИПМ выполнил все возложенные на него задачи в обеспечение полётов всех КА серии «ЛУНА». Последний полёт этой серии совершил КА «ЛУНА-24» в августе 1976 года.

## 2. Проекты исследования Венеры

Коллектив ИПМ участвовал во всех проектно-баллистических работах, а также в работах по БНО полётов КА, созданных в НПОЛ для исследования Солнечной системы (*Ивашкин В.В.*, 2010; *Охоцимский Д.Е. и др.*, 2010).

Особо следует отметить КА «ВЕНЕРА-4», с борта которого впервые получены на Земле непосредственно измеренные параметры атмосферы другой планеты. Это произошло в октябре 1967 года. Ещё ряд КА типа «ВЕНЕРА-4» совершили плавные спуски в атмосфере Венеры над различными районами её поверхности.

Конструкция КА, начиная с автоматических межпланетных станций (АМС) «ВЕНЕРА-9, -10», состояла из служебного модуля и спускаемого аппарата. Служебный модуль обеспечивал ретрансляцию на Землю информацию от спускаемого аппарата. Служебный модуль мог переходить на орбиту искусственного спутника Венеры или оставаться на пролётной траектории. Исследования, проводимые спускаемыми аппаратами этих АМС в атмосфере Венеры и на её поверхности (получение панорамы поверхности в районе посадки и др.), требовали передачи на Землю больших потоков научной информации. Для решения этой сложной задачи была разработана новая схема припланетных операций АМС. В соответствие схеме предусматривалось за двое суток полёта до условного перицентра подлетной гиперболы разделение АМС на две части: спускаемый (СА) и орбитальный (ОА) аппараты. В сфере действия Венеры проводится манёвр увода, обеспечивающий перевод ОА на гиперболическую траекторию пролета над районами посадки СА на планету (пролётно-десантная схема). При наличии энергетических возможностей после перевода ОА на пролётную траекторию проводился ещё один манёвр – торможение, выводящий ОА на орбиту спутника Венеры (орбитально-десантная схема). В отличие от всех предыдущих полётов к Венере информация с СА передавалась на Землю не непосредственно, а путём ретрансляции через орбитальный аппарат. Это позволило получить высокую информативность радиолинии СА – Земля при достаточно малом весе радиоаппаратуры и источников энергопитания СА.

Орбитально-десантная схема была реализована впервые на АМС «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10». Она обеспечила высокую точность попадания СА этих станций в заданные районы поверхности Венеры, выведение на венероцентрическую орбиту первых искусственных спутников планеты, синхронную работу ОА и СА на участке спуска СА в атмосфере и во время его работы на поверхности, длительное одновременное изучение Венеры двумя искусственными спутниками-лабораториями. Высокая эффективность полётов АМС «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10», одна из главных задач которых состояла в проведении исследований надоблачной атмосферы и получении панорамы поверхности планеты, в значительной мере была достигнута благодаря выбору новой схемы полёта на припланетном участке. Эта схема позволила, в частности, существенно увеличить вес научной аппаратуры в общем весе СА. Посадочные аппараты получили и передали через орбитальные аппараты на Землю первые панорамы с поверхности планеты. Мягкая посадка спускаемых аппаратов АМС «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10» была реализована в октябре 1975 года.

Полёты АМС к Венере в 1978 и 1981 годах требовали существенно бóльших энергетических затрат по сравнению с полётом в 1975 году. Эта причина не позволила применить в них орбитально-десантную схему. В этих полётах («ВЕНЕРА-11»…«ВЕНЕРА-14») была успешно осуществлена пролётно-десантная схема, в разработке и реализации её активное участие принимали сотрудники ИПМ. 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» (ИСВ) обеспечили путём проведения уникального эксперимента по радиокартографированию Венеры построение качественных изображений планеты и её рельефа, на основе которых был создан первый атлас Венеры. Орбиты ИСВ были сформированы в июне 1983 года.

Следует также отметить полёты наших КА «ВЕГА-1, -2» к комете Галлея с доставкой в атмосферу Венеры аэростатных зондов и выведением к ядру кометы европейской межпланетной станции «ДЖОТТО» (международный проект «Лоцман»). При конструировании КА «ВЕГА» в основу была заложена конструкция АМС «ВЕНЕРА-9». Каждый КА «ВЕГА» состоял из двух частей: модуль спуска к Венере и основной модуль для исследования кометы. Модули спуска выполнили свое предназначение в июне 1985 года, а основные модули достигли окрестностей кометы Галлея в марте 1986 года.

Полёты КА к планетам Солнечной системы предъявили высокие требования к точности знания гео-

центрических координат планет. Астрономические теории движения планет, построенные с использованием только традиционных оптических угловых измерений, не могли обеспечить требуемую точность. Поэтому принципиальное значение имели работы ИПМ по уточнению эфемерид планет, опирающиеся на радиолокацию планет и высокоточные радиотехнические наблюдения за движением их искусственных спутников.

Следует отметить один драматический момент, возникший при подлёте к планете КА «ВЕНЕРА-4». Из-за большой ошибки в прогнозе положения Венеры, полученном с помощью классической астрономической теории Ньюкома, возникла недопустимая погрешность в прогнозе доплеровского смещения частоты, из-за которой могла быть потеряна уникальная информация о планете. М.В. Келдыш, который участвовал в Центре дальней космической связи (г. Евпатория) в проведении этого заключительного сеанса связи АМС «ВЕНЕРА-4» с Землей, поставил задачу построения теории движения планет с использованием данных КА и радиолокации. Через сравнительно небольшое время была построена высокоточная теория движения Земли и Венеры по данным радиолокационных, оптических наблюдений и наблюдений за движением ИСВ «ВЕНЕРА-9, -10» (*Охоцимский Д.Е. и др.*, 2010). Геоцентрические координаты Венеры были уточнены более чем на порядок.

По данным траекторных измерений всех советских искусственных спутников Луны была построена модель глобальной структуры гравитационного поля Луны, уточнены постоянные тяготения Земли и Луны по наблюдениям за движением межпланетных станций «ВЕНЕРА-4, -5, -6, -7». В интересах проекта картографирования Венеры было выполнено первое определение динамического сжатия Венеры по наблюдениям за движением КА «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10». По данным радиолокационных и оптических наблюдений Меркурия, Венеры и Марса сотрудниками ИПМ вместе с соавторами (*Охоцимский Д.Е. и др.*, 2010) построена релятивистская теория движения внутренних планет. Построена теория движения кометы Галлея, позволившая уточнить координаты кометы более чем на два порядка и обеспечить встречу КА «ВЕГА-1, -2» с ней. Была решена проблема высокоточной навигации КА «ВЕНЕРА-15, -16», что позволило построить качественные изображения планеты и её рельеф, создать первый атлас Венеры; был уточнён период вращения Венеры и направление оси её вращения по данным КА «ВЕНЕРА-15» и «ВЕНЕРА-16».

## 3. Проект исследования Марса и Фобоса

В 80-х годах в НПО имени С.А. Лавочкина был создан КА нового поколения (*Автоматические космические аппараты…*, 2010). Первыми объектами для апробации этого космического аппарата стали планета Марс и её спутник Фобос. Фобос имеет размеры (оси эллипсоида) 26.6×22.2×18.6 км, его поверхность сильно изрыта кратерами, среди которых имеются три больших, диаметром 10, 6 и 5 км. Изображения, полученные во время пролёта КА «ВИКИНГ-ОРБИТЕР-1» на расстоянии 880 км от поверхности Фобоса в 1976 году, выявили, что его поверхность пересечена многочисленными бороздами, которые имеют ширину 100–200 м и глубину 20 м (*Аким Э.Л., Тучин А.Г.*, 2009). Анализ наблюдений Фобоса с момента его открытия выявил вековое ускорение по долготе, которое означает, что Фобос движется по спирали, приближаясь к Марсу. Причина ускорения до сих пор не выявлена. В программу экспедиции, которую планировалось реализовать КА «ФОБОС-1, -2», при сближении с Фобосом входило:

- телевизионная съёмка поверхности планеты с высоким разрешением;
- определение химического, минералогического состава его поверхности, а также физических свойств;
- изучение внутреннего строения Фобоса и радиофизических характеристик;
- десантирование на поверхность планеты долгоживущей автономной станции и передвижного зонда.

Так как погрешность знания орбиты Фобоса была настолько большой, что это не позволяло непосредственно выполнить сближение, была разработана схема маневрирования, обеспечивающая постепенное сближение КА и Фобоса. В связи с этим в ИПМ 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). На каждом этапе этого сближения выполнялись телевизионные наблюдения Фобоса, которые использовались для навигации и уточнения его орбиты. Совместное уточнение орбиты КА и Фобоса было возложено на ИПМ. С этой целью в институте был создан комплекс приёма телеметрической информации, выделения телевизионных изображений из потока телеметрии и их обработки. По телевизионным изображениям определялось направление от КА на центр Фобоса. Для решения этой задачи использовались две методики: по лимбу телевизионного изображения и по характерным деталям (кратерам). Далее измеренные значения углов, определяющих

направление от КА на центр Фобоса, совместно с радиотехническими траекторными измерениями использовались для совместного уточнения параметров орбит КА и Фобоса. Схема сближения с Фобосом начиналась после торможения в перицентре подлётной к Марсу гиперболы и выхода КА на орбиту искусственного спутника Марса с периодом трое суток. Затем КА переводился двумя импульсами на орбиту наблюдения – околокруговую орбиту, плоскость которой совпадала с плоскостью орбиты Фобоса, а период составлял 8.1 часа. На этой орбите выполнялись телевизионные наблюдения Фобоса и уточнялись орбиты КА и Фобоса. Далее КА двумя импульсами переводился на первую квазисинхронную орбиту, на которой КА выполнял облёт Фобоса с удалением от него на расстояние в диапазоне от 200 до 600 км. На этой орбите также должны были выполняться телевизионные наблюдения Фобоса. После уточнения параметров орбит КА и Фобоса, планировался переход КА на вторую квазисинхронную орбиту, на которой он должен был сближаться с Фобосом на расстояние до 50 км. 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 КА «ФОБОС-2» получил уникальные научные результаты (*Автоматические космические аппараты…*, 2010), а навигационные наблюдения Фобоса позволили уточнить параметры его орбиты (*Навигация космических аппаратов…*, 1991).

## 4. Проект «РАДИОАСТРОН»

Один из наиболее успешных научных космических проектов, реализованных в XXI веке, – это проект «РАДИОАСТРОН» по изучению Вселенной. Основной задачей проекта с использованием комплекса научной аппаратуры Астрокосмического центра Физического института имени П.Н. Лебедева РАН (АКЦ ФИАН) является выполнение радиоинтерферометрических наблюдений со сверхдлинными базами. Космический радиотелескоп диаметром 10 м на борту КА «СПЕКТР-Р» – элемент наземно-космического интерферометра, вынесенного относительно наземных радиотелескопов на расстояние, ограниченное апогеем орбиты КА. В качестве наземных элементов интерферометра используются крупнейшие радиотелескопы мира. Эволюция орбиты КА «СПЕКТР-Р» позволяет в ходе полёта вести наблюдение участков небесной сферы в различных режимах для решения научных задач проекта.

Космический аппарат «СПЕКТР-Р» создан в НПОЛ на базе космической платформы «Навигатор», успешно отработанной на КА «ЭЛЕКТРО-Л». Также в НПО имени С.А. Лавочкина создан космический телескоп уникальной конструкции (*Автоматические космические аппараты…*, 2010).

Управление космическим комплексом «СПЕКТР-Р» осуществляет главная оперативная группа управления (ГОГУ), созданная на базе НПО имени 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 Землей и Луной обеспечивает БЦ ИПМ (*Заславский Г.С. и др.*, 2014).

Наряду с работами по оперативному БНО управления полётом КА «СПЕКТР-Р» БЦ ИПМ в тесном сотрудничестве с АКЦ ФИАН участвует в реализации научной программы проекта – проводит высокоточное определение параметров движения аппарата, необходимое для обработки научной информации с целью корреляции его орбиты (*Заславский Г.С. и др.*, 2016). Для решения этой весьма сложной задачи в дополнение к траекторным измерениям привлечены лазерные измерения дальности, полученные отечественными и зарубежными станциями лазерной локации. В целях повышения точности определения параметров траектории полёта наряду с траекторной информацией используются данные в составе поступающей с борта КА телеметрической информации. Для определения параметров траектории полёта КА по указанной информации используется разработанная в ИПМ специальная методика (*Заславский Г.С. и др.*, 2016).

Подготовка к работе по БНО полёта КА «СПЕКТР-Р» была начата за несколько лет до его запуска. Выполнены априорные оценки точности определения параметров движения КА в условиях периодического проведения разгрузок двигателей-маховиков, предложена типовая программа проведения измерений текущих навигационных параметров (ИТНП). При разработке программы учитывались требования к траектории полёта КА, которые обеспечивают выполнение качественной обработки данных от наземно-космического интерферометра: погрешности определения положения, полной скорости и полного ускорения КА не должны превышать соответственно 600 м, 0.02 м/с и $10^{-8}$ м/с$^2$.

В ходе подготовительных работ выяснилось, что по измерениям наклонной дальности и радиальной скорости, выполняемым двумя командно-измерительными станциями в Медвежьих Озёрах и Уссурийске, невозможно обеспечить точность определения параметров движения, необходимую для обработки

данных наземно-космического интерферометра. Поэтому было принято решение об установке на борту КА «СПЕКТР-Р» уголковых отражателей для лазерной дальнометрии. Был также выполнен цикл организационных мероприятий по подготовке к работе с КА «СПЕКТР-Р» сети наземных станций лазерной дальнометрии.

За месяц до запуска КА «СПЕКТР-Р» НПО имени С.А. Лавочкина была организована и проведена юстировка командно-измерительных станций в Уссурийске и Медвежьих Озёрах по КА на геостационарной орбите, позволившая выявить и устранить ряд недостатков передачи целеуказаний и проведения ИТНП.

Дружная совместная работа специалистов НПО и ИПМ в области баллистики и навигации обеспечила выполнение радиоинтерферометрических наблюдений со сверхдлинными базами.

В настоящее время КА «СПЕКТР-Р», по прошествии почти шести лет после запуска, успешно функционирует. В феврале–марте 2012 года проведена необходимая коррекция траектории его полёта (*Заславский Г.С. и др.*, 2014). Следующая коррекция должна быть проведена в середине 2017 года (*Заславский Г.С. и др.*, 2016).

## 5. Малые КА фундаментальных космических исследований

Малый космический аппарат (МКА) фундаментальных космических исследований «МКА-ФКИ (ПН1)», разработанный по заказу Федерального космического агентства для проведения исследований Земли, запущен с космодрома Байконур 22 июля 2012 года. Запуск осуществлён с использованием разгонного блока (РБ) «Фрегат» совместно с российским КА «КАНОПУС-В», белорусским «БКА», немецким «ТЕТ-1» и канадским «ADS-1B». Установленная на МКА научная аппаратура «Зонд-ПП» была предназначена для отработки методов пассивного радиометрического зондирования Земли из космоса в дециметровом диапазоне электромагнитных волн. Масса МКА – около 160 кг. «МКА-ФКИ (ПН1)» был выведен на солнечно-синхронную орбиту с параметрами (в СК J2000): период – 1.7 часа, долгота восходящего узла – 142.7°, наклонение – 98.9°, высота апоцентра – 810.6 км, высота перицентра – 795.6 км (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2016). К сожалению, 01 июня 2013 года связь с аппаратом была потеряна.

Анализ данных «Зонд-ПП», проведённый специалистами Института радиотехники и электроники имени В.А. Котельникова РАН, позволил сделать вывод о высоком качестве и пригодности целевой информации.

08 июля 2014 года состоялся запуск РН «Союз-2.1Б» с РБ «Фрегат» с КА «МЕТЕОР-М» № 2 и с семью КА: «МКА-ФКИ (ПН2)», «DX-1», «SkySat-2», «TDS-1», «AISsat-2», «UKube-1», и «M3MSat». КА «МКА-ФКИ (ПН2)» «РЭЛЕК» массой 282.24 кг разработан НПОЛ. Научная аппаратура «РЭЛЕК» (релятивистские электроны) разработана НИИ ядерной физики имени Д.В. Скобельцына МГУ имени М.В. Ломоносова совместно с Физическим институтом имени П.Н. Лебедева РАН и Научно-исследовательской лабораторией аэрокосмической техники ДОСААФ (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2016). Целевая аппаратура предназначена для изучения высотных электрических разрядов и атмосферных явлений. После отделения «МКА-ФКИ (ПН2)» от разгонного блока КА был выведен на орбиту с параметрами: период – 1.7 часа, долгота восходящего узла – 241.1°, наклонение – 98.3°, высота апоцентра – 817.8 км, высота перицентра – 625.7 км (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2016).

Центр управления полётом (ЦУП-Л) КА «МКА-ФКИ (ПН2)» находится в НПОЛ. На БЦ ИПМ возложены функции навигационного обеспечения: обработка бортовых и наземных траекторных измерений, определение и прогнозирование параметров движения КА, расчёт целеуказаний для наземного командно-измерительного пункта (КИП) в Медвежьих Озёрах (Московская обл.), расчёт массива баллистических команд (МБК) для последующей закладки на борт КА.

Для обеспечения полётов «МКА-ФКИ (ПН2)» в ОАО «ОКБ МЭИ» создан новый однопунктовый КИП в Медвежьих Озёрах, работающий в S-диапазоне на базе антенны ТНА-57 (диаметр 12 метров).

Эксплуатация первых КА в серии малых космических аппаратов разработки НПО показала, что разработанные алгоритмы, методы и программы по определению орбиты, расчёту целеуказаний и МБК оперативно и надёжно решают все поставленные задачи.

Точность остаточных невязок измерений НАП (навигационная аппаратура потребителя от глобальных спутниковых навигационных систем) КА «МКА-ФКИ (ПН2)» (1σ) на семи сутках составляла 10 м по положению и 15 см/с по скорости. Точность остаточных невязок измерений радиальной дальности КИП (1σ) составляла 19.7 м. Хорошее согласование результатов определения орбиты только по НАП и только по КИП в пределах сотни метров позволило проводить одновременную обработку этих измерений с выставлением весовых коэффициентов, соответствующих приведённым выше остаточным невязкам.

Приведённая оценка качества начальных условий показывает, что погрешность определения орбиты КА «МКА-ФКИ (ПН2)» в прогнозе на одни сутки составляет около 5 метров в радиальном направлении и плоскости, ортогональной плоскости орбиты, а по трансверсали – 90.9 м. Высокоточное определение

орбиты обеспечивается однопунктовым наземным измерительным комплексом и бортовой аппаратурой спутниковой навигации.

Первые недели работы КИП выявили ряд сложностей, справиться с которыми позволила совместная работа коллективов НПОЛ и ИПМ. Был сделан вывод о необходимости разработки методов и алгоритмов тестирования и калибровки измерительного комплекса до начала лётных испытаний.

Специалисты по баллистике и навигации НПОЛ и ИПМ анализировали информацию об орбитах «МКА-ФКИ (ПН1, 2)», предоставляемую нашими зарубежными коллегами. На протяжении трёх недель с начала пуска КА «МКА-ФКИ (ПН1)» в наборах TLE (*Гордиенко Е.С. и др*., 2016) ошибочно указывалась принадлежность измерений к конкретному КА. По КА «МКА-ФКИ (ПН2)» пять наборов TLE появились только после 11-го витка.

Совместный анализ специалистами НПОЛ и ИПМ векторов состояния, выданных НАП, показал, что эти векторы состояния нельзя без соответствующей обработки использовать в качестве начальных условий для расчётов, т.к. при этом уже через 0.6 витка ошибка прогноза вектора составляет 1.7 км по положению и 1.6 м/с по скорости.

## 6. Проект «ЛАПЛАС-П»

Коллективы НПОЛ и ИПМ работают над перспективными космическими проектами, к которым относится проект исследования системы Юпитера «ЛАПЛАС-П» (*Голубев Ю.Ф. и др.*, 2015). Одной из основных особенностей этого проекта является использование нескольких гравитационных манёвров около естественных небесных тел. Дополнительная характеристическая скорость полёта КА, получаемая за счёт орбитальной энергии планет или их спутников, открывает возможности 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 планета-мишень использовалась в качестве «катапульты» нового разгона корабля, то в последующих, более «изощрённых» сценариях, использовались не только разгонные гравитационные манёвры, но и симметричные им - тормозные. В этих случаях, наряду с выбором «окон старта» от Земли, появилась необходимость разработки комбинационного маневрирования с построением соответствующих сценариев и схем проведения гравитационных манёвров. Проект «ЛАПЛАС-П» предусматривает посадку на один из спутников Юпитера, которую, при наличии ограничений на расход топлива и суммарной дозы накопленной радиации, можно обеспечить только с помощью дополнительных гравитационных маневров около крупных естественных спутников Юпитера: Ио, Европы, Ганимеда, Каллисто. При этом ограниченные динамические возможности использования спутников Юпитера требуют проведения десятков прохождений около них. Становится очевидной актуальность регулярного построения оптимальных сценариев – последовательностей прохождения небесных тел и выработки условий их исполнения. В ИПМ удалось построить соответствующие адаптивные алгоритмы синтеза указанных структур и формирования их потребных характеристик. Последующее математическое моделирование с использованием уточнённых эфемерид, проведённое в ИПМ и НПОЛ (*Голубев Ю.Ф. и др.*, 2015), показало высокую эффективность получаемых методик.

## 7. Проект «ЛУНА-ГЛОБ»

Согласно Федеральной космической программе на 2016–2025 гг. космическая экспедиция «ЛУНА-ГЛОБ» («ЛУНА-25») станет первой миссией в рамках российской лунной программы, которая будет прологом к целой серии КА, обеспечивающих изучение Луны, с последовательным увеличением объёма задач исследования. Основной задачей КА «ЛУНА-ГЛОБ» является отработка технологии полёта к Луне и проведение точной посадки в заданной области южного полярного региона Луны (*Казмерчук П.В. и др.*, 2016). В настоящее время специалисты НПОЛ и ИПМ ведут разработку бортового программно-алгоритмического обеспечения управления движением КА на этапе посадки на поверхность Луны (*Жуков Б.И. и др.*, 2016). Спуск КА начинается с эллиптической орбиты ИСЛ с диапазоном высот (над поверхностью Луны) приблизительно от 18 до 100 км. Эта орбита формируется таким образом, чтобы её перицентр находился над местом посадки. Траектория спуска включает этап основного торможения, который начинается в точке схода с предпосадочной эллиптической орбиты и заканчивается с нулевой конечной скоростью на заданной высоте над местом посадки. Второй этап (прецизионного торможения) является вертикальным и предназначен для формирования предпосылок безопасного прилунения. На третьем этапе спуск осуществляется вертикально с ограниченной скоростью, что должно гарантировать безопасное прилунение. Основная масса топлива тратится на этапе основного торможения, когда орбитальная скорость гасится до нуля. Одновременно на этом этапе обеспечивается точность приведения КА к месту посадки. Из сказанного следуют высокие требования к алгоритмам управления на этапе основного торможения, которые должны гарантировать минимальный расход топлива и одновременно максимальную точность при наличии различных возмущающих факторов. Существующая неопределённость в величинах тяги двигате-

лей, 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). Для отработки алгоритмов управления на этапе посадки в ИПМ и НПОЛ созданы стенды, включающие бортовую машину и математические модели бортовых приборов.

## заключение

Коллективам НПО имени С.А Лавочкина и ИПМ имени М.В. Келдыша РАН предстоят сложные и ответственные работы по баллистико-навигационному обеспечению проектирования и реализации полётов автоматических космических аппаратов в проектах исследования Луны, Солнечной системы и в астрофизических проектах. Более чем полувековое плодотворное сотрудничество этих коллективов в освоении космического пространства вселяет уверенность, что предстоящие работы по космической тематике ими 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.

*Аким Э.Л., Тучин А.Г.* Проект «ФОБОС-ГРУНТ» и прикладная математика // Будущее прикладной математики: лекции для молодых исследователей. Поиски и открытия / Под ред. Г.Г. Малинецкого. М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2009. 640 с.

*Аким Э.Л., Энеев Т.М.* Движение искусственных спутников Земли. Межпланетные полёты // Прикладная небесная механика и управление движением: сб. статей, посвященный 90-летию со дня рождения Д.Е. Охоцимского. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2010. 368 с.

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

*Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин Д.А. и др.* Основные методы синтеза траекторий для сценариев космических миссий с гравитационными манёврами в системе Юпитера и посадкой на один из его спутников. I // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 97-103.

*Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин Д.А. и др.* Основные методы синтеза траекторий для сценариев космических миссий с гравитационными манёврами в системе Юпитера и посадкой на один из его спутников. II // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 37-45.

*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 // Известия РАН. Теория и системы управления. 2016. № 2. С. 104-114.

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

*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.

*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. Охоцимского. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2010. 368 с.

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

*Маров М.Я.* О Георгии Николаевиче Бабакине // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 10-13.

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

*Охоцимский 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. Охоцимского. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2010. 368 с.

*Статья поступила в редакцию 17.02.2017 г.*

# ОТ «БУРИ» ДО «НАВИГАТОРА» – ИСТОРИЯ СОТРУДНИЧЕСТВА МОКБ «МАРС» И НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

**В.Н. Соколов**[1],
*доктор технических наук,*
*sokolov@mars-mokb.ru;*
**V.N. Sokolov**

*В статье рассматриваются вехи сотрудничества МОКБ «Марс» и НПО имени С.А. Лавочкина по проектам «Буря», Е-6, Е-8, 5М и платформе «Навигатор».*

*Ключевые слова:*
*астронавигация;*
*астросистемы;*
*Луна; Марс;*
*РАДИОАСТРОН;*
*бортовой комплекс управления.*

Совместная работа НПО имени С.А. Лавочкина и МОКБ «Марс» началась в далёкие 50-е годы по теме «Буря» (*ФГУП «МОКБ «Марс»*, 2005). МОКБ «Марс» (тогда филиал НИИ-1, созданный в июне 1955 года) было поручено создание системы астронавигации (АН) для межконтинентальной крылатой ракеты «Буря». Инициатором этой работы был М.В. Келдыш. Главным конструктором был назначен Р.Г. Чачикян.

Создание системы АН осуществлялось, можно сказать, с нуля, каких-либо значительных заделов не было. При этом в постановлении Правительства (№ 527-232 от 26 марта 1954 года) были жёстко указаны требуемые характеристики к системе АН (шифр «Земля»):

- предельная погрешность выведения ракеты за 3 часа при дальности 8000 км не более 10 км;
- старт вертикальный в ночное время;
- серийное производство в конце 1957 года.

Впоследствии М.В. Келдыш поставил задачу обеспечения работоспособности системы в любое время суток.

Система АН создавалась в виде трёхосного гиростабилизатора с установленным на нём телеблоком, фиксирующим направления световых потоков двух звёзд. Для реализации телеблока выполнялись работы по изучению спектральных характеристик потоков лучистой энергии звёзд, величин и неравномерности фона межзвёздного пространства, количества и расположения подходящих звёзд с учётом излучения Луны и Солнца. Кроме того, разрабатывались малогабаритный телескоп с большим фокусным расстоянием объектива и малым кружком рассеивания, фотоэлектрические приемники лучистой энергии, схемы модуляции сигнала и т.д.

В результате интенсивной творческой работы последовательно были созданы сначала «ночной» телеблок НС-21 (рисунок 1), а затем и «дневной» телеблок НС-28 (рисунок 2); в итоге была разработана следящая за звёздами система, функционирующая в любое время суток. Для отработки этого изделия был создан уникальный стенд-имитатор точки и фона.

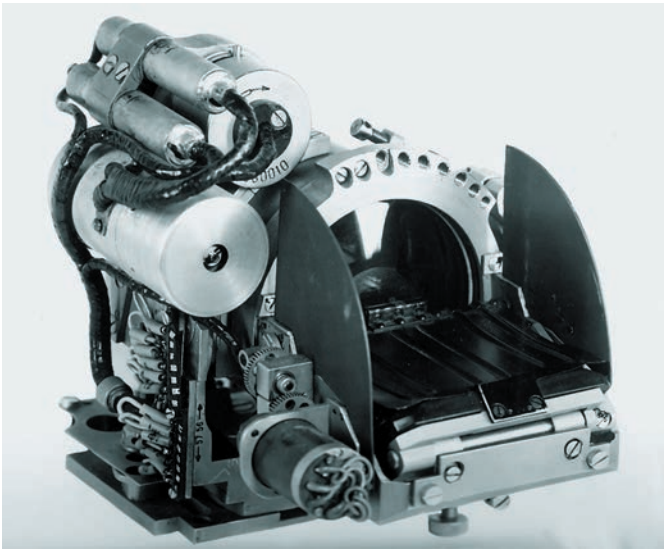


**рисунок 1.** Телеблок НС-21

[1] ФГУП «Московское опытно-конструкторское бюро «Марс», Россия, г. Москва.

# FROM «BURYA» TO «NAVIGATOR» – HISTORY OF COOPERATION BETWEEN «MARS» MEDB AND LAVOCHKIN ASSOCIATION

**A.S. Syrov**[1],
*professor, doctor of technical sciences,*
*office@mars-mokb.ru;*
**A.S. Syrov**

*The article reviews the milestones of cooperation between «Mars» MEDB and Lavochkin Association on the programmes «Burya», E-6, E-8, 5M and «Navigator» platform.*

*Key words:*
*astronavigation;*
*astrosystems;*
*Moon; Mars;*
*RADIOASTRON;*
*onboard control system.*

[1] FSUE «Mars» Moscow Experimental Design Bureau, Russia, Moscow.

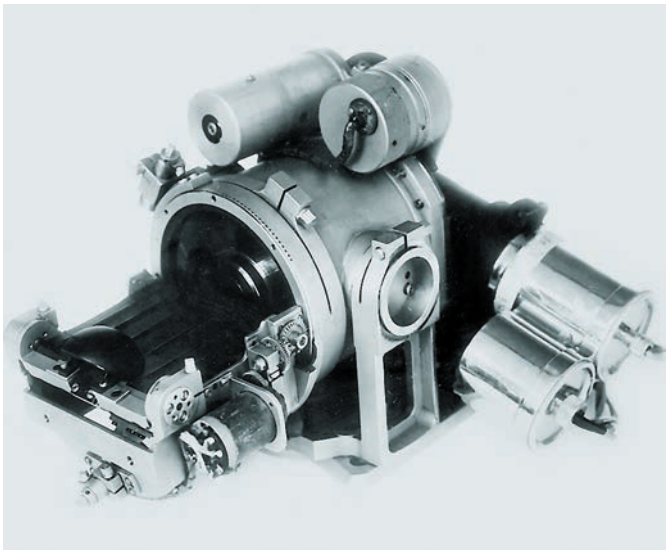


**рисунок 2.** Телеблок НС-28

Испытания ракеты «Буря» начались в 1957 году. Система АН испытывалась как в «ночном», так и в «дневном» вариантах. Во всех полётах требуемая точность была подтверждена. Но в декабре 1960 года тема КР «Буря» была закрыта.

На базе созданного задела по системе астронавигации филиал НИИ-1 разработал предложения по созданию астронавигационных систем для космических аппаратов и астроинерциальных систем для дальней авиации. В итоге филиал НИИ-1 с учётом новых задач был преобразован в самостоятельное предприятие (п/я 3731), а затем в отделение № 1 НИИ-923 (МИЭА). Начальником отделения № 1 был назначен В.Л. Морачевский.

В постановлении ЦК и Совмина от 23 марта 1962 года по объекту Е-6, определявшем кооперацию, отделение № 1 НИИ-923 было определено как разработчик астросистем для создаваемых космических аппаратов.

В течение нескольких лет коллектив отделения № 1 НИИ-923 последовательно выполнял разработку астросистемы Юпитер-М для космического аппарата (КА) Е-6 (рисунок 3) и астросистемы А-31 для КА Е-8 (рисунок 4). Судьба вновь соединила наши предприятия в совместной работе уже по лунной программе.

В таблице представлена хронология успешных пусков лунных автоматических станций с 1966 по 1976 гг. По результатам данных работ главный конструктор В.Л. Морачевский был удостоен Ленинской премии, а многие сотрудники отделения № 1 НИИ-923 награждены государственными наградами.

Следующей совместной с НПО имени С.А. Лавочкина работой в период 1974–1979 гг. являлось созда-

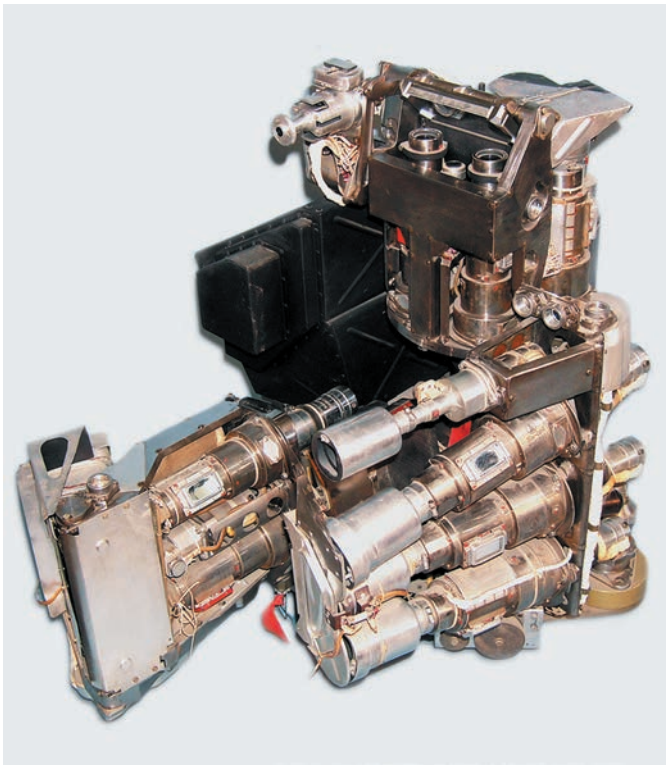


**рисунок 3.** Астроблок системы Юпитер-М для КА Е-6



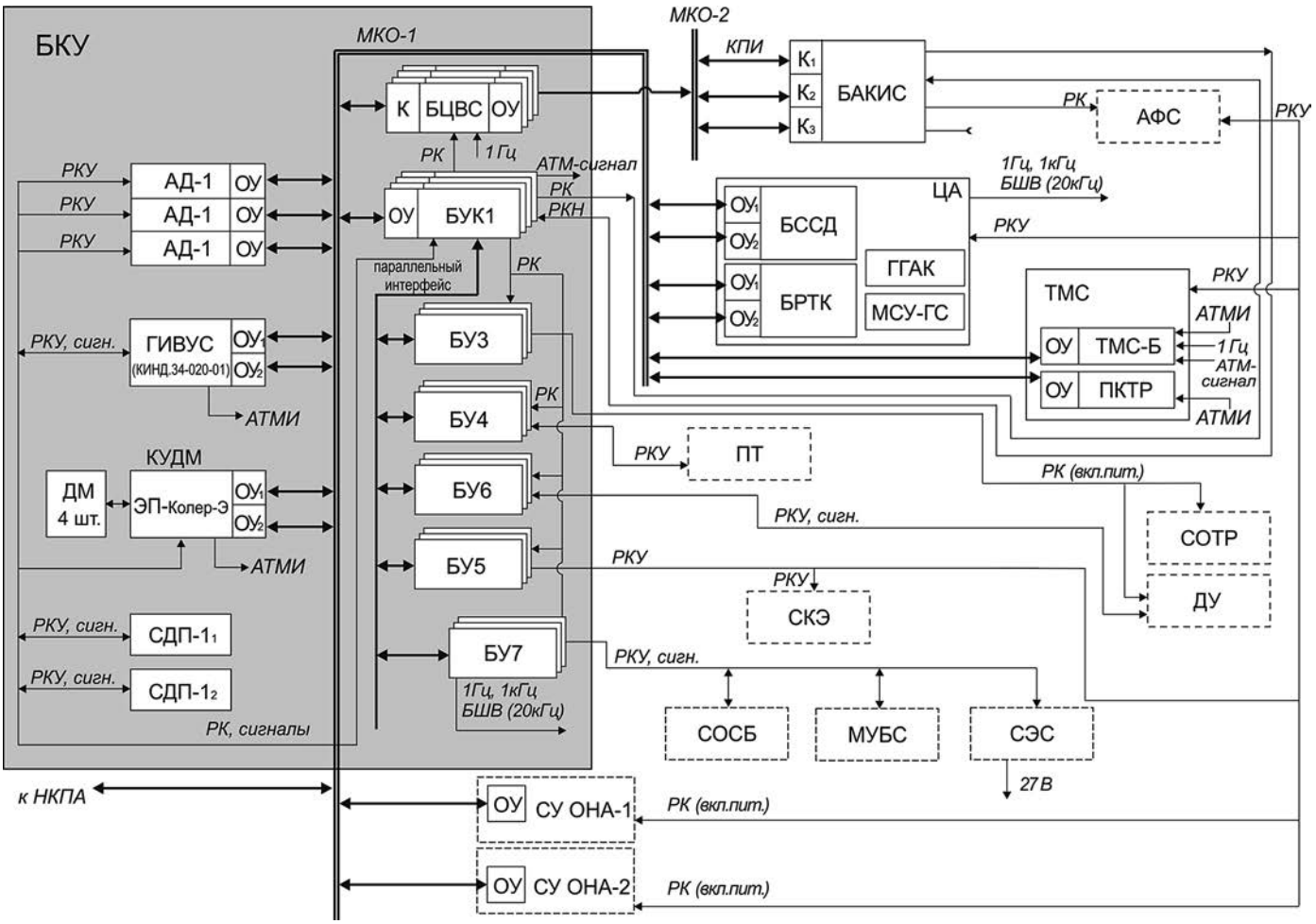
**рисунок 4.** Астроблок системы А-31 для КА Е-8

**таблица** – Хронология успешных пусков лунных автоматических станций с аппаратурой Юпитер-М и А-31 (1966–1976)

| № комплекта астросистем | тип и № объекта | дата пуска | условное наименование объекта | выполнение основной задачи |
|---|---|---|---|---|
| ЮМ 00021 | Е6М № 202 | 31.01.66 | «ЛУНА-9» | первая мягкая посадка автоматической лунной станции (АЛС) |
| ЮМ 00034 | Е6С № 206 | 31.03.66 | «ЛУНА-10» | первый спутник Луны |
| ЮМ 00040 | Е6ЛФ № 101 | 24.08.66 | «ЛУНА-11» | второй спутник Луны |
| ЮМ 00041 | Е6ЛФ № 102 | 22.10.66 | «ЛУНА-12» | третий спутник Луны |
| ЮМ 00036 | Е6М № 205 | 21.12.66 | «ЛУНА-13» | вторая мягкая посадка АЛС |
| ЮМ 00048 | Е6ЛС № 113 | 07.04.68 | «ЛУНА-14» | четвёртый спутник Луны |
| А-31 00016 | Е8-5 № 406 | 12.09.70 | «ЛУНА-16» | доставлен грунт Луны из равнинной области |
| А-31 00017 | Е8 № 203 | 10.11.70 | «ЛУНА-17» | Луноход № 1 |
| А-31 00022 | Е8ЛС № 202 | 28.09.71 | «ЛУНА-19» | спутник экваториальный |
| А-31 00025 | Е8-5 № 408 | 14.02.72 | «ЛУНА-20» | доставлен грунт Луны из горной области |
| А-31 00023 | Е8 № 204 | 08.01.73 | «ЛУНА-21» | Луноход № 2 |
| А-31 00024 | Е8ЛС № 220 | 29.05.74 | «ЛУНА-22» | спутник Луны, наклон 45 град. |
| А-31 00035 | Е8-5М № 413 | 09.08.76 | «ЛУНА-24» | доставлен грунт Луны с двухметровой глубины |

ние астросистемы для комплекса 5М в обеспечение доставки на Землю образцов марсианского грунта. В процессе разработки астросистемы для 5М коллективом отделения № 1 НИИ-923 было предложено много оригинальных, не знающих аналогов, технических решений, например по созданию прибора астроориентации и припланетной астронавигации, визирующего одновременно Солнце, звезду Канопус и, на околопланетном участке, Марс. В конце 1977 года уже появились макетные образцы отдельных приборов и устройств…

К сожалению, проект 5М со сроками окон пусков в 1979 года, 1981 года, 1984 года тихо скончался в конце 70-х по финансовым соображениям. Но с этого времени отделение № 1 НИИ-923 приобрело своё название МОКБ «Марс», а позже родилась периодическая газета предприятия со знаменательным названием «Есть ли жизнь на «Марсе»?».




*АТМИ* – аналоговая телеметрическая информация; *БШВ* – бортовая шкала времени; К – контроллер; *КПИ* – командно-программная информация; ОУ – оконечное устройство; *РК* – разовая команда; *РКН* – радиокоманда непосредственного исполнения; *РКУ* – релейная команда управления.

**рисунок 5.** Структурная схема БКУ КА «ЭЛЕКТРО-Л»

В декабре 1983 года начальником-главным конструктором МОКБ «Марс» был назначен А.С. Сыров.

В смутное время 80–90 гг. техническая судьба наших двух предприятий разошлась. МОКБ «Марс» продолжало активно работать по авиационным и космическим тематикам.

Для КБ «Южное» создавались астрокоординаторы по теме «Целина» и «Целина-2». Реализовалась грандиозная работа по системе автоматической посадки орбитального корабля «Буран» с 20 км до нуля. 15 ноября 1988 года многоразовый космический корабль «Буран», совершив два витка вокруг Земли, успешно приземлился на посадочной полосе космодрома Байконур (*Буран*, 2013).

Осуществлялись работы по теме МАКС с НПО «Молния» (воздушный старт малогабаритного космического самолёта с АН-225 «Мрия») – разработка системы управления, по теме «Бурлак» с МКБ «Радуга» (г. Дубна) – попытка создания отечественного аналога КР «Пегас». Продолжались работы по созданию систем управления для специзделий разработки МКБ «Радуга».

С 1994 года начались активные работы МОКБ «Марс» с ГКНПЦ имени М.В. Хруничева, сначала по созданию систем управления для РБ «Бриз-М» (первый пуск в 1999 г.), а затем по разработке систем управления для КА, создаваемых ГКНПЦ имени М.В. Хруничева. В итоге у МОКБ «Марс» к 2000 году появился значительный научно-технический и технологический задел по космической аппаратуре негерметичного исполнения для использования вне гермоотсеков, а также по астродатчикам на ПЗС-матрицах, подходам по интеграции системы управления (СУ) на базе цифровых интерфейсов, технологии создания бортового программного обеспечения (БПО) и наземной стендовой отработки СУ (*Бровкин А.Г. и др.*, 2010).

Сформированным заделом сначала заинтересовалось НПО машиностроения под задачу создания КА «Кондор», а затем – и НПО имени С.А. Лавочкина под задачу создания метеорологических и научных КА.

В конце осени 2003 года этот интерес вылился в подписание Протокола о намерениях между НПО имени С.А. Лавочкина и МОКБ «Марс», утверждённого генеральным директором и генеральным конструктором НПОЛ К.М. Пичхадзе и директором – главным конструктором МОКБ «Марс» А.С. Сыровым. Для начала было определено проведение совместных исследований по созданию бортового комплекса управления (БКУ) для КА «СПЕКТР-Р» (*Сыров А.С. и др.*, 2014) и выпуск совместного отчёта по основным принципам построения БКУ. Отчёт был подготовлен за квартал.

В итоге с 2004 года началась опытно-конструкторская работа по созданию БКУ для платформы «Навигатор», на базе которой предполагалось создание метеоспутников серии «ЭЛЕКТРО-Л» и научных спутников серии «СПЕКТР». При этом одним из основных требований к БКУ было создание унифицированной аппаратуры для использования на КА различного назначения и орбит применения (*Соколов В.Н. и др.*, 2015).

Применение современных бортовых цифровых вычислителей и цифровых интерфейсов в принципе позволяет создавать унифицированные бортовые аппаратно-программные комплексы управления для КА различного назначения. Для БКУ платформы «Навигатор» унификация обеспечивалась, во-первых, за счёт использования типового ядра БКУ (бортовой вычислитель, цифровой интерфейс – шины мультиплексных каналов обмена, блок управления и коммутации, датчиковая аппаратура и исполнительные органы-маховики), а во-вторых, за счёт унификации требований электрофизического сопряжения со смежными системами по каналам выдачи команд и приёма сигналов. Последнее позволило разработать унифицированные блоки силовой автоматики (БСА) для применения на различных КА с различным составом смежных бортовых систем. Очевидно, что в этом случае предполагается некоторая избыточность каналов БСА. Кроме того, для унификации аппаратуры в части условий применения требования по внешним воздействующим факторам формировались исходя из наихудших характеристик для возможных орбит применения КА.

Адаптация аппаратно унифицированного БКУ под задачи конкретного КА реализуется за счёт частичного изменения бортовой кабельной сети и бортового программного обеспечения.

На базе платформы «Навигатор» НПО имени С.А. Лавочкина были созданы метеорологический КА «ЭЛЕКТРО-Л» (геостационарная орбита (ГСО), пуск 20.01.2011) и КА «СПЕКТР-Р» (радиотелескоп по программе Радиоастрон, ВЭО с апогеем ~340 тыс. км, пуск 18.07.2011). БКУ данных КА аппаратно практически полностью идентичны, различие лишь в том, что на КА «СПЕКТР-Р» установлено два комплекта двигателей-маховиков. Структурная схема БКУ КА «ЭЛЕКТРО-Л» показана на рисунке 5.

На рисунке обозначено:

- Аппаратура БКУ:

  АД-1 – астродатчик (МОКБ «Марс»),

  БУ3…БУ7 – блоки управления (МОКБ «Марс»),

  БУК – блок управления и коммутации (МОКБ «Марс»),

  БЦВС – бортовая цифровая вычислительная система (МОКБ «Марс»),

  ДМ – двигатель-маховик,

  КИНД34-020-01 – гироскопический измеритель вектора угловой скорости – ГИВУС (НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова),

  КУДМ «Колер-Э» – комплекс управляющих двигателей-маховиков (НИИ командных приборов),

  МКО – мультиплексный канал обмена,

  НКПА – наземная контрольно-проверочная аппаратура (МОКБ «Марс»),

  СДП-1 – солнечный датчик положения (МОКБ «Марс»);

- Аппаратура смежных систем:

  АФС – антенно-фидерная система,

  БАКИС – бортовая аппаратура командно-измерительной станции,

  ДУ – двигательная установка,

  МУБС – механическое устройство батареи солнечной,

  ПТ – пиротехника,

  СКЭ – система контроля электризации,

  СОСБ – система ориентации солнечных батарей,

  СОТР – средства обеспечения тепловых режимов,

  СУ ОНА – система управления остронаправленной антенны,

  СЭС – система электроснабжения,

  ТМС – телеметрическая станция,

  ПКТР – подсистема контроля температурного режима,

  ТМС-Б – блок телеметрической системы,

  ЦА – целевая аппаратура,

  БРТК – бортовой радиотехнический комплекс,

  БССД – бортовая система сбора данных,

  ГГАК – гелиогеофизический аппаратурный комплекс,

  МСУ-ГС – многоспектральное сканирующее устройство гидрометеорологического обеспечения.




**рисунок 6.** Общий вид основной аппаратуры БКУ КА

На рисунке 6 представлен общий вид основной аппаратуры БКУ КА «ЭЛЕКТРО-Л» (элементы КУДМ установлены на технологическом кубе).

Опыт эксплуатации указанных КА показал состоятельность принятого подхода к аппаратной унификации БКУ, в том числе в части обеспечения требуемой точности стабилизации как на ГСО для задачи обеспечения съемок Земли («ЭЛЕКТРО-Л»), так и на высокоэллиптической орбите (ВЭО) для задачи прецизионного наведения радиотелескопа («СПЕКТР-Р»). Соответственно точность ориентации при работе ЦА составила <1,5» и <1,4». Подтверждённая точность наведения радиотелескопа ~0,2», что было высоко оценено российскими астрофизиками и лично научным руководителем проекта «РАДИОАСТРОН» академиком РАН Н.С. Кардашёвым.

Следует также отметить решение задачи унификации в части бортового программного обеспечения БКУ платформы «Навигатор». Традиционно используемое МОКБ «Марс» модульное структурирование БПО по функциям, задачам и режимам работы позволило создать ядро модулей БПО, применяемое для БКУ различных КА как с непосредственной преемственностью модулей, так и с использованием параметрической и логической настройки модулей под задачи конкретного КА. Очевидно, что часть алгоритмов, например по управлению различной по назначению целевой аппаратуры, будет переменной. Интеграция изменяемой части с ядром БПО реализуется с использованием системы автоматизированного проектирования БПО разработки МОКБ «Марс», включающей базу данных стандартных и унифицированных модулей, инструменты разработки модулей и сборки версии БПО, а также выход на моделирующие стенды для отладки и испытаний БПО с задействованием автоматизированной системы подготовки исходных данных для моделирования.

В БКУ платформы «Навигатор» реализована функция коррекции (перезаписи) БПО в полёте по информации от центра управления полётом (ЦУП), что по-

зволяет гибко реагировать на различные нештатные ситуации («ремонт на орбите»).

В процессе разработки БПО БКУ КА «Электро-Л» и «Спектр-Р» сложилась совместная технология отработки и испытаний БПО на стендах МОКБ «Марс» и НПО имени С.А. Лавочкина, которая обеспечила высокое качество БПО.

Особо следует отметить совместное решение задачи организации управления работы БКУ из ЦУП, в том числе эффективное использование математического стенда сопровождения полёта КА, созданного МОКБ «Марс» на базе комплексного моделирующего стенда БКУ с максимально реальным БПО и исходных данных НПО имени С.А. Лавочкина по функционированию смежных бортовых систем и агрегатов. Указанный стенд сопровождения, помимо оперативной аттестации командно-программной информации перед вводом на борт, позволяет оперативно анализировать развитие нештатных ситуаций (НШС) в работе КА и принимать в реальном времени решения по изменению программ управления для парирования НШС.

Следующий шаг в развитии унифицированного БКУ для платформы «Навигатор» – создание БКУ для КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 и № 3, КА «СПЕКТР-РГ» и «СПЕКТР-УФ». Для КА серии «ЭЛЕКТРО-Л», начиная с № 2, уточнено взаимодействие БКУ с БАКИС в части количества и назначения радиокоманд, проведено внедрение аппаратуры спутниковой навигации, работающей на ГСО, произведена замена астродатчиков типа АД-1 на астродатчики SED26 фирмы Sodern, Франция. Кроме того, проведена замена бортовой цифровой вычислительной системы на аналогичную по структуре и вычислительным ресурсам, но спроектированную в значительной мере с использованием отечественных электрорадиоизделий (ЭРИ). КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 запущен в декабре 2015 года, и к настоящему времени лётно-конструкторские испытания в части БКУ завершены с положительным результатом.

В части БКУ КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 3 продолжена работа по дальнейшему импортозамещению ЭРИ, а также уточнено взаимодействие с рядом смежных систем (в связи с их доработкой) и, помимо астродатчиков SED26, внедрён астродатчик 348К для получения лётной истории в составе БКУ.

БКУ для КА «СПЕКТР-РГ» и «СПЕКТР-УФ» исходно также базируются на унифицированной аппаратуре и структуре БКУ для платформы «Навигатор». Однако, в силу специфики научной аппаратуры и требований к процессам управления движением, имеются различия: во-первых, внедрён дополнительный блок связи для выделения целевой аппаратуры на отдельную линию МКО; во-вторых, используются двигатели-маховики другого разработчика, обеспечивающие уменьшение минимального момента управления; в-третьих, на КА «СПЕКТР-УФ» с учётом требований по точности стабилизации планируется использовать гироскоп Astrix-200 фирмы Astrium, Франция. Следует отметить, что принятый подход к унификации позволяет проводить указанные замены с минимальными затратами.

В настоящее время на базе платформы «Навигатор» создаётся КА «АРКТИКА-М». Для БКУ это следующий шаг в обобщении полученного опыта эксплуатации, внедрения импортозамещения и уточнения логики работы БСА в части резервирования и реакции на SEL-эффекты от действия высокоэнергетических излучений.

В дальнейшем предполагается создание на базе БКУ КА «АРКТИКА-М» базового унифицированного аппаратно-программного комплекса для КА с массой от 1 т и выше для любых орбит и назначений применения с использованием только российской радиационно-стойкой элементной базы.

Применение базового БКУ предполагается на последующих КА серии «ЭЛЕКТРО-Л», серии «АРКТИКА-М», а также научных КА серии «СПЕКТР».

МОКБ «Марс» высоко ценит сложившееся сотрудничество с НПО имени С.А. Лавочкина и надеется на дальнейшее развитие этого сотрудничества, в том числе по программам освоения Луны и Марса.

## список литературы

*Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др.* Бортовые системы управления космическими аппаратами: учебное пособие / Под ред. А.С. Сырова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 304 с.

*Буран.* Основы проектирования интеллектуальной системы управления орбитальным кораблем на атмосферном участке полета / Под ред. А.С. Сырова. М.: Машиностроение, 2013. 276 с.

*Соколов В.Н., Сыров А.С., Смирнов В.В., Иодко Г.С. и др.* Бортовой комплекс управления платформы «Навигатор» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 58-63.

*Сыров А.С., Лисаков М.М., Войнаков С.М., Добрынин Д.А. и др.* Работа системы ориентации космического аппарата «Спектр-Р» // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 5. С. 399-407.

*ФГУП «МОКБ «Марс».* 50 лет в авиации, ракетостроении и космонавтике. М.: 2005. 300 с.

*Статья поступила в редакцию 08.02.2017 г.*

УДК 629.78.001.5:523

# К 80-ЛЕТИЮ ФГУП «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» – ГОДЫ СОТРУДНИЧЕСТВА С НИИЯФ МГУ

# TO THE EIGHTIETH ANNIVERSARY OF LAVOCHKIN ASSOCIATION – YEARS OF COOPERATION WITH SKOBELTSYN INSTITUTE OF NUCLEAR PHYSICS OF MOSCOW STATE UNIVERSITY

**М.И. Панасюк**[1],
*профессор, доктор физико-математических наук,*
*panasyuk@sinp.msu.ru;*
**M.I. Panasyuk**

**Н.В. Кузнецов**[1],
*кандидат физико-математических наук,*
*nvk@srd.sinp.msu.ru;*
**N.V. Kuznetsov**

**В.И. Оседло**[1],
*кандидат физико-математических наук,*
*osedlo@mail.ru;*
**V.I. Osedlo**

**В.И. Тулупов**[1],
*кандидат физико-математических наук,*
*ikt0840@mail.ru;*
**V.I. Tulupov**

*В статье рассказывается о достижениях: в изучении космической радиации в гелиосфере с помощью приборов НИИЯФ МГУ на космических аппаратах, созданных в НПО имени С.А. Лавочкина; в прогнозировании радиационных условий полёта; в исследованиях радиационной стойкости элементов космических аппаратов.*

*Ключевые слова:*
*космические аппараты;*
*космическая радиация;*
*межпланетная среда;*
*радиационные сбои;*
*прогноз радиационной стойкости.*

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

*Key words:*
*spacecraft;*
*space radiation;*
*interplanetary medium;*
*radiation induced failures;*
*radiation resistance forecast.*

Начало космической «Одиссеи» НПО имени С.А. Лавочкина относится к 1965 году, когда произошла передача тематики «Исследование Луны и планет Солнечной системы автоматическими космическими аппаратами» из ОКБ-1 С.П. Королёва в ОКБ «Машиностроительный завод имени С.А. Лавочкина». Именно с этого года началось многолетнее плодотворное творческое сотрудничество коллективов НИИЯФ МГУ и НПО имени С.А. Лавочкина, которое продолжается и поныне. 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 без их искажения магнитным полем и атмосферой Земли на космических аппаратах (КА).

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

Шестидесятые–семидесятые годы – годы интенсивного изучения Луны и окололунной радиации. Изучение космической радиации на Луне обладает рядом существенных преимуществ по сравнению с околоземными, 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, где экранирующее влияние магнитного поля является незначительным. К этому времени уже имелся некоторый опыт по организации полётов в направлении естественного спутника Земли. Однако об условиях на самой лунной поверхности, таких, как её структура – она твёрдая или покрыта толстым слоем пыли, радиоактивность пород, потоки частиц альбедо, важных для выбора конструкции спускаемого аппарата, имелись весьма скудные сведения.

[1] НИИ ядерной физики имени Д.В. Скобельцына, МГУ имени М.В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ), Россия, г. Москва.

Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University (MSU SINP), Russia, Moscow.

В этих условиях следует отметить успех миссии автоматической лунной станции (АЛС) «ЛУНА-9», первой в «космической» биографии НПО имени С.А. Лавочкина (*Ефанов В.В. и др.*, 2016). Это – первые 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.

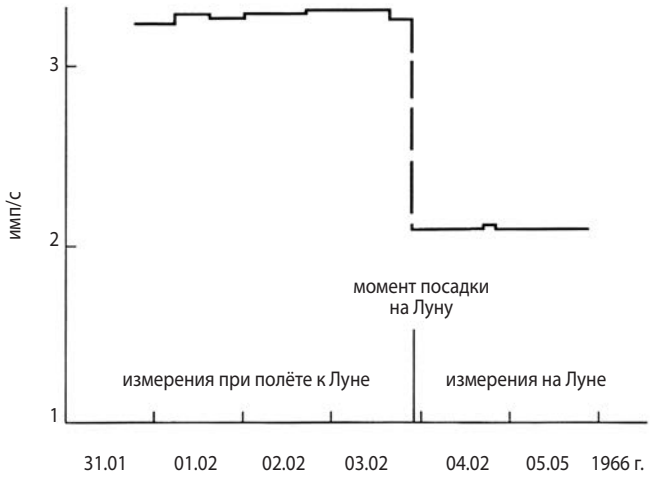



**рисунок 1.** Поток радиации в открытом космосе и на поверхности Луны, по данным счётчика СТС-5 на станции «ЛУНА-9»

Эти измерения показали, что потоки космических лучей на поверхности Луны уменьшаются только в 1.6 раза по сравнению с межпланетным пространством, а не в 2 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) и радиоактивностью лунного грунта. Учёт этих факторов позволил определить радиоактивность лунной поверхности, которая оказалась близкой к радиоактивности земного грунта.

В дальнейшем все более совершенная научная аппаратура НИИЯФ МГУ для регистрации потоков космической радиации устанавливалась на всех лунных станциях, как орбитальных, так и посадочных, созданных в НПО имени С.А. Лавочкина, включая «ЛУНОХОДЫ-1, -2» (*Передвижная…*, 1971, 1978).

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 для измерения интегрального теплового потока радиации от поверхности Луны, созданный в НИИЯФ МГУ под руководством известного астрофизика профессора Александра Игнатьевича Лебединского. 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.

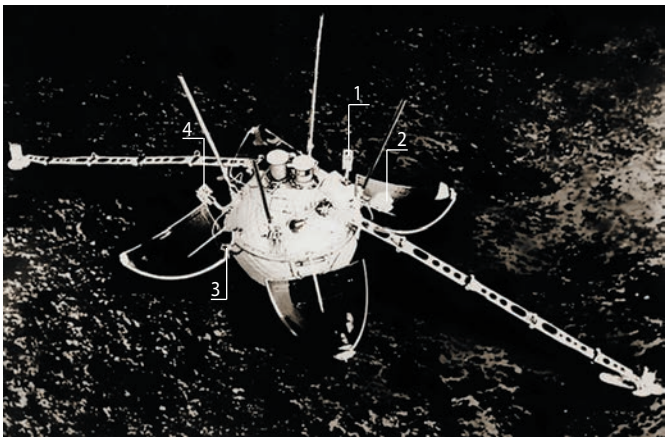



**рисунок 2.** Компьютерная репродукция АЛС «ЛУНА-13» на лунной поверхности. Датчики радиометра помечены цифрами 1–4

По данным обработки измерений радиометра был вычислен так называемый тепловой параметр поверхности Луны, величина которого соответствует твёрдому пористому веществу, что подтвердилось показаниями приборов по определению механических свойств грунта на той же станции. Была также определена величина интегрального альбедо поверхности для солнечного излучения (*Первые панорамы…*, 1969).

Здесь следует отметить, что под руководством А.И. Лебединского были получены первые научные результаты обработки панорам лунной поверхности по снимкам АЛС «ЛУНА-9» (*Лебединский А.И.*, 1966). Имя учёного увековечено в названии кратера «Lebedinskiy» (*http://ru.wikipedia.org/wiki/Список_лунных_кратеров*, 2017).

На всех автоматических межпланетных станциях (АМС), созданных в НПО имени С.А. Лавочкина, направлявшихся к планетам Венера, Марс, спутнику Марса Фобосу, комете Галлея, были приборы НИИЯФ МГУ, которые давали возможность использовать многомесячное нахождение этих станций в межпланетном пространстве для получения информации о радиации в космосе (*Логачев Ю.И.*, 2007). Космическая радиация в межпланетном пространстве представляет интерес не только как самостоя-

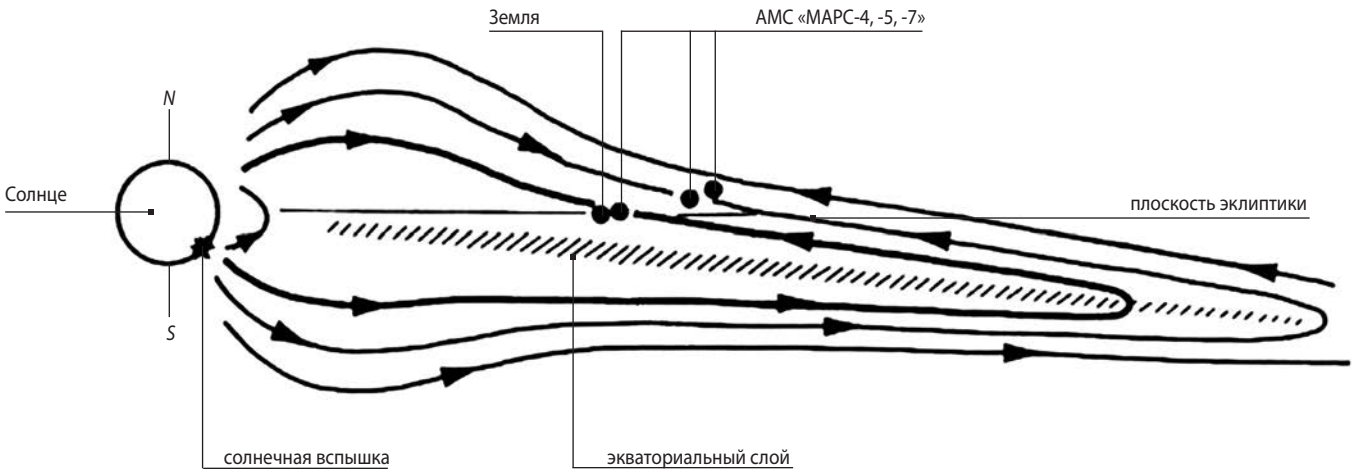



**рисунок 3.** Взаимное расположение АМС «МАРС-4, -5, -7» и области вспышки на Солнце 7 сентября 1973 года. Сплошные линии – возможная конфигурация силовых линий магнитного поля, обеспечивающая приход частиц в точку регистрации с противоположной от Солнца стороны

тельное явление, но и как инструмент для исследования этого пространства. Радиационный контроль непосредственно на борту КА во время их полёта был необходим не только учёным, но и конструкторам, поскольку, как было установлено, наблюдавшиеся случаи отказа некоторых систем совпадали по времени со вспышками на Солнце и именно повышенная радиация была причиной этих отказов.

Приборы на АМС серий «ВЕНЕРА» и «МАРС», кроме изучения космических лучей, предназначались для изучения возможных радиационных поясов этих планет. Сразу отметим, что ни вблизи Марса, ни вблизи Венеры таких поясов не обнаружено. Этот важный результат согласуется с отсутствием заметного магнитного поля Венеры и слабым магнитным полем Марса.

Особенно удачным был полёт «ВЕНЕРЫ-4», первой АМС, созданной в НПО имени С.А. Лавочкина. 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 два детектора протонов с энергией 1–5 МэВ с полями зрения, ориентированными на Солнце и в противоположном направлении. Такая методика позволяла 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, в сторону Солнца, 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). Частицы, двигаясь по силовым линиям, ушли далеко за место расположения «МАРСОВ», затем вместе с силовой линией повернули к Солнцу и попали в наши приборы. Это был первый случай наблюдения подобных явлений. Похожие случаи наблюдались и интерпретировались нами по данным других АМС.

Для интерпретации вспышечных возрастаний СКЛ, особенно со сложным временным профилем, наблюдавшихся на различных АМС, в 1988 году в НИИЯФ МГУ была предложена расчётная эмпирическая «отражательная» модель корональной и межпланетного распространения СКЛ, основывающаяся на представлении о петлевых магнитных ловушках в короне и межпланетной среде (*Любимов Г.П.*, 1988). Такие ловушки разного размера (от вспышечной арки до десятков а.е.), квазистационарные (вращающиеся вместе с Солнцем) и движущиеся вместе со вспышечным выбросом, трансформируют форму временного хода потока, энергетический спектр, анизотропию импульсной генерации. Они же обеспечивают эффективное корональное распространение СКЛ.

Анализ информации приборов НИИЯФ МГУ с КА «ВЕГА-1, -2», с международной орбитальной обсерватории «ГРАНАТ» совместно с данными других КА позволил существенно расширить диагностику межпланетных петлевых ловушек с СКЛ и определить их параметры (*Любимов Г.П. и др.*, 2003).

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 использовался факт некоторого понижения интенсивности ГКЛ в области ударных волн (т.н. форбуш-понижение), регистрируемое прибором. Аналогично ведут себя и наземные приборы. По трём временным меткам (на Солнце – начало движения ударной волны, в точке расположения АМС и на Земле) по регистрации форбуш-понижений можно было определить 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). Впоследствии измерения скоростей ударных волн производились многократно, но первые указания на факт их замедления были получены в НИИЯФ с помощью аппаратуры на АМС «ВЕНЕРА-4» (рисунок 4). Эти результаты легли в основу исследований в области космической газодинамики, стимулировали ряд теоретических и экспериментальных работ в нашей стране и за рубежом и привели к созданию международной программы STIP.

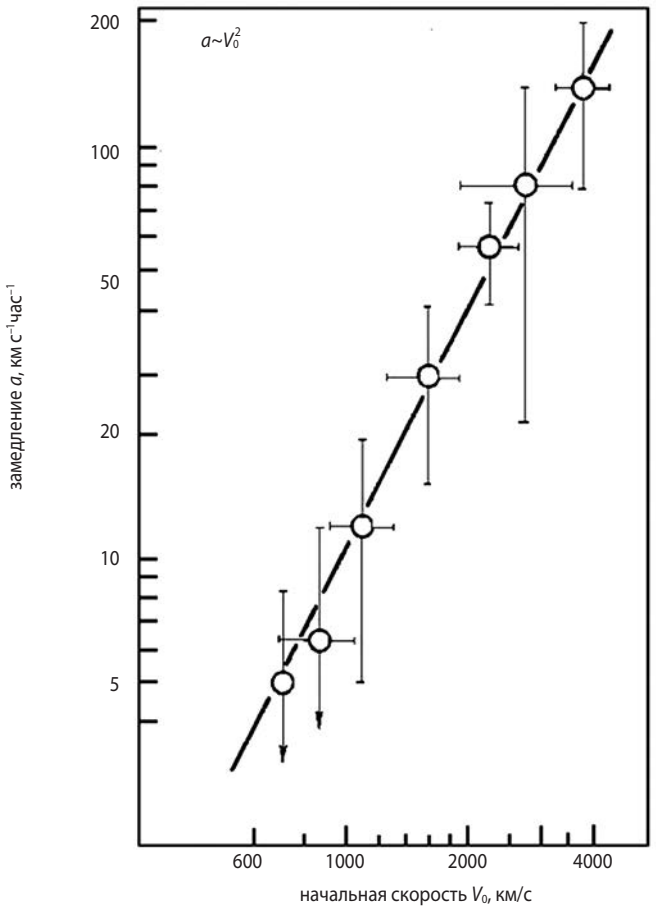



**рисунок 4.** Торможение ударных волн и вспышечных выбросов плазмы в межпланетной среде

Особую ценность имеет информация, поступающая одновременно с однотипной аппаратуры, установленной на космических станциях, находящихся 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 изучать физические явления в межпланетной среде – генерацию и транспорт энергичных частиц во время солнечных активных процессов. Так, например, максимальная величина возрастаний интенсивности потоков протонов от солнечных вспышек в июле 1985 года, наблюдавшихся на высокоапогейном искусственном спутнике Земли (ИСЗ) «ПРОГНОЗ-10» и АМС «ВЕГА-1, -2», различалась на два порядка при различии долготных углов этих КА относительно положения активной области – источника частиц – на Солнце всего на 50 градусов, что говорит о резких пространственных границах потоков вспышечных частиц (*Любимов Г.П. и др.*, 2003). Или вот ещё пример из сравнения информации патрульного дозиметра НИИЯФ МГУ на самоходном лунном аппарате «ЛУНОХОД-1» во время второго лунного дня и АМС «ВЕНЕРА-7». Максимум большого возрастания интенсивности СКЛ, заполнивших ловушку на фронте ударной волны от вспышки, наблюдался на «ВЕНЕРЕ-7» 12 декабря 1970 года на 17 часов раньше, чем на «ЛУНОХОДЕ-1», в соответствии с расстоянием между КА около 60 млн. км (*Передвижная…*, 1971, 1978).

Следует отметить роль ИСЗ серии «ПРОГНОЗ» в разностороннем изучении солнечных вспышек. Спутники имели высокоапогейные орбиты, что давало возможность проводить изучение физических характеристик солнечной плазмы, частиц солнечных космических лучей, межпланетного магнитного поля на апогейных участках траектории, не возмущённых земной магнитосферой, а также длительную регистрацию электромагнитного излучения Солнца, а на перигейных участках – изучение процессов, происходящих внутри магнитосферы и на её границе. Только приборов НИИЯФ МГУ, помимо приборов других организаций, на первых спутниках «ПРОГНОЗ» насчитывалось более десяти. В НПО имени С.А. Лавочкина с 1972 по 1985 гг. 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 упомянутый выше ИСЗ «ГРАНАТ» (1989–1998), который относится к наиболее успешным проектам, реализованным НПО имени С.А. Лавочкина.

Тонкая структура межпланетного пространства в виде его магнитного поля 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).

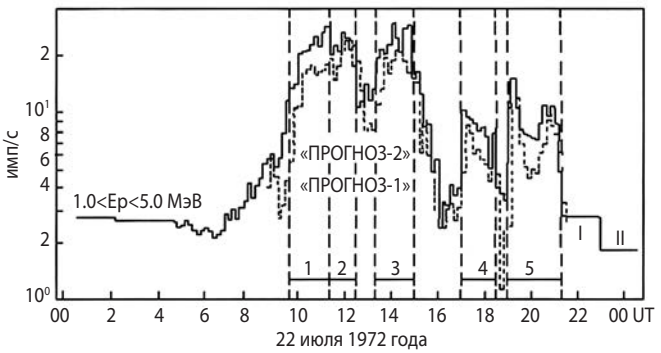



**рисунок 5.** Пример регистрации на ИСЗ «ПРОГНОЗ-1 и -2» структуры потоков солнечных протонов с энергией 1–5 МэВ

На рисунке видна сильно изрезанная картина потоков частиц, которые в пространстве, по-видимому, занимают отдельные рукава. Такая структурность на одном спутнике полностью повторяется спустя 10 мин 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).

Приборы на ИСЗ «ПРОГНОЗ» часто регистрировали рекуррентные потоки частиц СКЛ, т.е. потоки, существующие в межпланетном пространстве длительное время и как бы вращающиеся вместе с Солнцем. Выявлено несколько серий таких потоков и показано, что часть из них связана с активными областями на Солнце. Причём, если активная область испускает рекуррентные потоки частиц, то в таких областях не происходят солнечные вспышки. Дальнейшее изучение рекуррентных потоков показало, что чаще всего они связаны с так называемыми корональными дырами на Солнце, областями пониженного уровня излучения в мягком рентгеновском участке спектра. По измерениям жёсткого рентгеновского излучения на ИСЗ «ПРОГНОЗ-9» и АМС «ВЕНЕРА-13, -14» был получен большой объём информации о механизмах ускорения частиц в солнечных вспышках и о параметрах, характеризующих структуру плазменных образований в районе вспышки.

В 2011 и 2015 гг. на рабочую геостационарную орбиту были выведены и в настоящее время функционируют ИСЗ гидрометеорологического назначения «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 и № 2, созданные в НПО имени С.А. Лавочкина. В составе гелиогеофизических аппаратурных комплексов (ГГАК-Э) находятся, наряду с другими, и приборы НИИЯФ МГУ, задачами которых на борту является мониторинг радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве (ОКП). Изучаются временные вариации потоков электронов и протонов, их энергетические спектры в широких интервалах энергий, соответствующих существующим в ОКП, – от горячей магнитосферной плазмы до сотни МэВ в радиационных поясах, и приходящих от Солнца в составе СКЛ. 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.

Перспективным направлением для решения многих научных и прикладных задач в настоящее время является использование малых космических аппаратов (МКА). Работы в этом направлении стали возможны с появлением новых конструкционных материалов и развитием технологий микроэлектроники. К достоинствам концепции МКА следует отнести сравнительно низкую стоимость создания и выведения на орбиту более лёгкими ракетами-носителями, относительную простоту конструкции, высокую надёжность и др. В НПО имени С.А. Лавочкина разработана малоразмерная унифицированная платформа «Карат», на базе которой в рамках программы МКА-ФКИ – «Малые космические аппараты для фундаментальных космических исследований» был создан учёными НИИЯФ МГУ в кооперации с отечественными и иностранными партнёрами комплекс научной аппаратуры «РЭЛЕК» (Релятивистские ЭЛЕКтроны) (*Хартов В.В.*, 2015). Спутник с этой аппаратурой, которому было присвоено имя «Вернов» в честь выдающегося советского учёного, выведен на орбиту Земли 8 июля 2014 года. Он предназначен для изучения высотных электрических разрядов, атмосферных транзиентных явлений, высыпаний релятивистских электронов из радиационных поясов Земли; он также фиксирует гамма-вспышки в далёком космосе, связанные со взрывами сверхновых. Зарегистрировано несколько сотен вспышек атмосферного ультрафиолетового излучения, обнаружено множество высыпаний электронов высоких энергий, в том числе зарегистрированы вариации потоков захваченных и высыпающихся электронов, обусловленные геомагнитной активностью.

Результаты отечественных и зарубежных исследований, полученные на различных КА, в том числе и созданных в НПО имени С.А. Лавочкина, послужили основой для разработки отечественных моделей космической радиации, вошедших в ряд нормативных документов космической промышленности,

а также в научно-информационное издание «Модель космоса», представляющее собой справочник по физическим условиям в космическом пространстве и воздействию космической среды на материалы и оборудование КА. Инициатором создания сборника «Модель космоса» и бессменным главным редактором был С.Н. Вернов. Последнее (восьмое) двухтомное издание сборника вышло в 2007 году под редакцией учеников и последователей Сергея Николаевича Вернова – профессоров М.И. Панасюка и Л.С. Новикова (*Модель космоса*, 2007).

Существует ряд причин, вызывающих необходимость непрерывного обновления и расширения наших знаний о физических условиях в космическом пространстве и о процессах воздействия факторов космической среды (ФКС) на материалы и оборудование КА, а также регулярного пересмотра используемых и создания новых методов защиты КА от воздействия ФКС. В числе наиболее важных из этих причин следует указать требование увеличения сроков активного существования КА и надёжности бортовых систем, появление новых тенденций в конструировании КА (создание негерметизированных конструкций, малых КА, унифицированных космических платформ), использование новых материалов и элементов оборудования, освоение новых орбит и методов выведения КА и т.д.

На КА в полёте воздействует множество космических факторов: потоки электронов и ионов высокой энергии, космическая плазма, солнечное электромагнитное излучение, метеорная материя, твёрдые частицы искусственного происхождения и другие. В результате такого воздействия в материалах и элементах бортового оборудования КА протекают разнообразные физико-химические процессы, приводящие к ухудшению их эксплуатационных параметров. В зависимости от характера процессов, инициируемых воздействием космической среды, происходящие изменения свойств материалов и элементов оборудования могут иметь разный временной масштаб, быть обратимыми или необратимыми, представлять различную опасность для бортовых систем. Согласно имеющимся экспертным оценкам, более половины отказов и сбоев в работе бортовой аппаратуры КА обусловлено неблагоприятным воздействием ФКС, среди которых основным является воздействие космической радиации.

Исследования воздействия космической радиации были начаты в НИИЯФ МГУ в 60-х годах прошлого столетия с изучения радиационной стойкости терморегулирующих покрытий для КА. В дальнейшем исследования радиационной стойкости различных материалов и элементов оборудования космической техники (солнечных батарей, систем астронавигации и оптического оборудования, радиоэлектронной аппаратуры и пр.) привели к созданию нового научно-технического направления – космического материаловедения (*Акишин А.И.*, 2007).

В связи с резко возросшим вниманием к радиационным одиночным сбоям в элементах памяти и микропроцессорах бортовых компьютеров при воздействии тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ) космического излучения (КИ), начиная с 90-х годов основным направлением исследований стали вопросы механизма возникновения этих сбоев и их прогнозирования на борту КА. В результате этих исследований в НИИЯФ МГУ была разработана модель, учитывающая прямой механизм возникновения сбоев от ТЗЧ и ядерный механизм возникновения сбоев от протонов КИ (*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 сбоев с моделями потоков заряженных частиц КИ и моделями проникновения частиц за защиту (*Башкиров В.Ф. и др.*, 1999; *Кузнецов Н.В.*, 2005).

Специалисты НПО имени С.А. Лавочкина одними из первых в российской космической отрасли оценили преимущества использования компьютерных технологий для прогнозирования радиационных условий и радиационной стойкости элементов бортовой микроэлектроники, и НИИЯФ МГУ было предложено объединить усилия для разработки программного комплекса (ПК), который мог бы использоваться при проектировании аппаратуры КА (*Хамидуллина Н.М. и др.*, 2012).

Такой ПК, названный SEREIS, созданный в 1998 году был использован для прогнозирования радиационных условий и радиационных эффектов на КА, проектируемых в НПО имени С.А. Лавочкина. В последующие годы модели и программы, входящие в ПК SEREIS, легли в основу более совершенного ПК, названного COSRAD (*Кузнецов Н.В. и др.*, 2011). В ПК COSRAD, также как и в ПК SEREIS, расчётные данные (энергетические спектры и спектры линейных потерь энергии потоков заряженных частиц, поглощённая доза, частота одиночных сбоев) выводятся в зависимости от толщины сферической защиты вокруг элементов КА. Эти данные служат для задания требований по радиационной стойкости элементов КА на первом этапе его проектирования. Одновременно они могут быть использованы для уточнения локальной радиационной стойкости элементов КА, учитывая конфигурацию защитных экранов вокруг исследуемого элемента на КА. Последнее требует знания конструкции и компоновки оборудования на КА на современном уровне в виде компьютерных 3D-моделей, которыми обладают только предприятия-разработчики КА. Такая разработка, использующая данные ПК COSRAD, была выполне-

на в НПО имени С.А. Лавочкина на базе 3D-моделей КА и создан специальный ПК «LocalDose&SEE», который успешно используется для расчёта локальных поглощённых доз и одиночных сбоев на КА (*Бабышкин В.Е. и др.*, 2009). Для расчёта радиационных условий полёта КА на сложных эволюционирующих околоземных орбитах в НПО имени С.А. Лавочкина был создан ПК «FD-ORBIT_ERB» (*Артемов М.Е.*, 2010), а позже, при поддержке коллег из НИИЯФ МГУ, – усовершенствованный «FD-ORBIT2», в котором использованы модели потоков частиц ГКЛ и СКЛ, разработанные в НИИЯФ МГУ. С помощью ПК были получены расчётные данные по большому перечню КА.

Творческое сотрудничество коллективов НПО имени С.А. Лавочкина и НИИЯФ МГУ выдержало испытание временем и продолжается поныне. И нет сомнения в том, что наши учёные и специалисты и в дальнейшем будут вносить достойный вклад в изучение и освоение Космоса.

## список литературы


*Акишин А.И.* Космическое материаловедение. М.: НИИЯФ МГУ, 2007. 209 с.

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

*Бабышкин В.Е., Хамидуллина Н.М., Зефиров И.В. и др.* Расчет локальных доз и частоты одиночных эффектов в местах расположения бортовой аппаратуры КА «СПЕКТР-Р» с учетом его реальной конфигурации // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. тр. НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. Вып. 7. С. 371-381.

*Башкиров В.Ф., Кузнецов Н.В., Нымmик 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.

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

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

*Лебединский А.И.* Научные результаты обработки панорам лунной поверхности (по снимкам станции «ЛУНА-9»). М.: Наука. 1966. 4 с.

*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., Тулупов 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.

*Модель космоса.* Научно-информационное 8-е издание. В 2 т. М.: ООО Изд-во «КДУ», 2007. Т. 1. 872 с.; Т. 2. 1144 с.

*Первые панорамы лунной поверхности*: сб. М.: Наука, 1969. Т .2. 71 с.

*Передвижная лаборатория на Луне – ЛУНОХОД-1*: сб. М.: Наука, 1971. Т. 1. 128 с.; 1978. Т. 2. 184 с.

*Хамидуллина Н.М., Кузнецов Н.В., Артемов М.Е., Зефиров И.В.* Сотрудничество НИИЯФ им. Д.В. Скобельцына МГУ и НПО им. С.А. Лавочкина в области прогнозирования радиационных условий функционирования КА // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 88-91.

*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.

*Kurt V.G., Logachev Yu.I., Pissarenko N.F.*Cogerent propagation of non-relativistic solar electrons // Solar Phys. 1977. v. 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. V. 16. P. 775.

*URL: http://ru.wikipedia.org/wiki/Список_лунных_кратеров* (дата обращения: 01.02.2017).


*Статья поступила в редакцию 08.02.2017 г.*

# ИСТОРИЯ СОТРУДНИЧЕСТВА ФГУП «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» И АО «НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ И ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЦЕНТР «ПРИРОДА»

**Е.Л. Лукашевич**[1],
*доктор технических наук,*
*lel39_63@mail.ru;*
**E.L. Lukashevich**

*Даётся ретроспективный обзор этапов сотрудничества ФГУП «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина» и АО «Научно-исследовательский и производственный центр «Природа» в 90-е годы и в начале двухтысячных годов в области детального дистанционного зондирования Земли из космоса с использованием оптико-электронных средств наблюдения.*

*Ключевые слова:*
*дистанционное зондирование Земли;*
*космическая система;*
*космический аппарат «АРКОН-1».*

# HISTORY OF COOPERATION BETWEEN LAVOCHKIN SCIENCE AND PRODUCTION ASSOCIATION AND JSC «RESEARCH AND PRODUCTION CENTER «PRIRODA»

**В.А. Горелов**[1],
*кандидат технических наук,*
*gva5353@mail.ru;*
**V.A. Gorelov**

*The article presents a look back study of the milestones of cooperation between Lavochkin Science and Production Association and JSC «Research and Production Center «Priroda» in the nineties of the last century and at early noughties in the field of detailed Earth remote sensing from space using optical-electrical observations systems.*

*Key words:*
*the Earth remote sensing;*
*space system;*
*«ARKON-1» spacecraft.*

В конце 80-х – начале 90-х годов заметно активизировались работы по переходу от космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) детального оптико-фотографического наблюдения с доставкой отснятой фотоплёнки в спускаемых аппаратах к КА детального оптико-электронного наблюдения со сбросом данных ДЗЗ по радиоканалам на наземные пункты приёма информации (*Ефанов В.В. и др.*, 2009; *Занин К.А.*, 2011; *Клименко Н.Н., Назаров А.Е.*, 2015; *Efanov V.V. et al.*, 2011).

С этого же периода работы (на уровне исходных данных, технических предложений, НИР и ОКР) по созданию оптико-электронных космических систем высокого пространственного разрешения стали неотъемлемой составляющей научных интересов ФГУП «Государственный научно-исследовательский и производственный центр «Природа» (ныне АО «НИиП центр «Природа»), деятельность которого охватывала широкий круг вопросов, связанных с обеспечением материалами космической съёмки высокого разрешения не только картографической отрасли, но и других отраслей народного хозяйства, а также зарубежных потребителей. А в НПО имени С.А. Лавочкина (ныне ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина») широким фронтом были развёрнуты концептуальные, научно-технические, технологические и организационные работы по проекту создания уникального по своим возможностям КА «Аркон-1» с оптико-электронной целевой аппаратурой высокого наблюдения, который был выведен на высокоэллиптическую орбиту в 1997 году под названием «Космос-2344».

Активное сотрудничество ФГУП «Госцентр «Природа» и НПО им. Лавочкина на почве общих интересов началось с периода лётных испытаний спутника «Космос-2344» и успешно продолжалось в рамках НИР «Аркон-НХП», «Параллель», «Конверсия»,

[1] АО «Научно-исследовательский и производственный центр «Природа», Россия, г. Москва.

[1] JSC «Research and Production Center «Priroda», Russia, Moscow.

«Аркон-1П», «Аркон-Природа» в направлении создания предпосылок для эффективного применения КА «АРКОН-1» в народнохозяйственных целях.

К сожалению, спутник «КОСМОС-2344» просуществовал в активном режиме всего 4 месяца, хотя и успел дать много материалов, которые были использованы при создании и испытаниях очередного КА этого класса, запущенного на такую же орбиту в 2002 году под названием «КОСМОС-2392» со статусом КА двойного назначения.

Значимость этих спутников, функционирующих на высокоэллиптической орбите, для гражданских целей обусловливалась не только возможностью получения высокодетальных цифровых видеоизображений земной поверхности и передачи их на наземные приёмные станции по радиоканалу, но и следующими факторами:

- возможностью проведения ежедневной съёмки (при отсутствии облачности) любого участка поверхности в средних широтах России за счёт перенацеливания направления визирования целевой аппаратуры;
- возможностью создания новых видов информационной продукции ДЗЗ из космоса за счёт получения индикатрис зондируемых объектов благодаря несолнечносинхронной орбите КА;
- возможностью перенацеливания направления визирования аппаратуры ДЗЗ, причём изображения одного и того же участка земной поверхности могли быть получены под разными углами наблюдения и практически при одной и той же высоте Солнца или наоборот – под одним и тем же углом наблюдения, но при различных высотах Солнца.

В результате совместных работ были исследованы потенциал практического использования получаемой информации сложившимся на тот период времени кругом пользователей и перспективы его расширения. Были разработаны предложения по дальнейшему развитию программы «АРКОН» в интересах народного хозяйства. В состав целевого комплекса КА «АРКОН-1» входила аппаратура ДЗЗ видимого (0,58–0,8 мкм) и ближнего ИК-диапазона (0,8–1,1 мкм). На КА «АРКОН» второго этапа предусматривалась модификация блока светофильтров телескопа с целью использования двух оптико-электронных преобразователей видимого диапазона одновременно и обеспечения возможности многозональной съёмки в двух из девяти спектральных зонах. Были предложены и согласованы рабочие спектральные зоны. Отличительной особенностью КА «АРКОН» третьего этапа должно было стать снижение высоты орбиты КА с целью повышения детальности съёмки и увеличение с целью обеспечения проведения трёхзональной съёмки числа матричных оптико-электронных преобразователей в фокальной плоскости до трёх единиц. Модификации КА «АРКОН», которым были даны названия КА «ЭКОЛ», и КА малого класса «МОНИТОР» были ориентированы на обеспечение решения задач, для которых требуется оперативная многозональная среднедетальная космосъёмка при большой полосе захвата.

В рамках совместных с НПО имени С.А. Лавочкина работ большое внимание уделялось методическим вопросам метрологического обеспечения предполётных измерений геометрических и радиометрических параметров съёмочной аппаратуры, межотраслевой обработки материалов съёмки, а также сертификации первичной информации и производной продукции. Были разработаны материалы по подготовке лётных испытаний КА «АРКОН-1», в которых нашли отражение актуальные и по сей день вопросы методического обеспечения при оценке пригодности материалов космической съёмки для решения разноплановых и разнохарактерных народнохозяйственных задач. При этом особый акцент был сделан на использовании предложенных ФГУП «Госцентр «Природа» тематических эталонных тестовых участков. Такой подход до сих пор остаётся, можно сказать, классическим при проведении лётных испытаний различных отечественных КА ДЗЗ. Предложенные материалы вошли составной частью разработанной НПО имени С.А. Лавочкина программы лётных испытаний данного спутника.

В ФГУП «Госцентр «Природа» совместно с филиалом ГОИ, НПО «Элас» и рядом других организаций ещё в начале 90-х годов были выполнены теоретические и экспериментальные исследования в направлении создания принципиально новой перспективной съёмочной системы. В США эти работы проводились в Ливерморской национальной лаборатории, которая разработала семейство так называемых «ливерморских объективов». Это объективы со сферической фокальной поверхностью, на которой расположены в качестве фотоприёмников многоэлементные приборы с зарядовой связью. Объективы, имеющие сфе-

рическую фокальную поверхность с радиусом, равным фокусному расстоянию, позволяли существенно снизить сферические и хроматические аберрации по всему полю, что существенно упрощало схему объектива и повышало его качество (большой угол поля зрения, высокая разрешающая способность по полю, высокие светосила и лучшие габаритно-массовые характеристики по сравнению с традиционными объективами).

Съёмочные системы на базе этих объективов могли обеспечивать проведение космической съёмки с сочетанием таких параметров, как высокое пространственное разрешение получаемых изображений и большая полоса захвата, а также проведение конвергентной космической съёмки с возможным изменением угла конвергенции без перенацеливания аппаратуры. Наиболее перспективной для создания указанных съёмочных систем оказалась предложенная филиалом ГОИ схема симметричного широкоугольного объектива со сферической фокальной поверхностью, получившего название «Аргус».

Очевидно, что технические характеристики КА, целевая аппаратура которого строилась на базе объектива «Аргус», могли быть существенно выше, чем у систем, использующих традиционные объективы. Для таких КА имеется возможность уменьшения требований к точности стабилизации за счёт автономной стабилизации съёмочной камеры. Было показано также, что одновитковая симметричная стереосистема, которая могла быть реализована на базе объектива «Аргус», обеспечивает более высокую и более стабильную стереометрическую точность, чем схема двухвитковой стереосъёмки, которая реализуется, например, на ИСЗ серии «SPOT».

Работы по созданию оптико-электронных съёмочных систем высокого разрешения на основе объективов типа «Аргус» были доведены до создания экспериментальных образцов. В 1992 году по заказу ФГУП «Госцентр «Природа» были разработаны, изготовлены и испытаны два лабораторных образца объектива «Аргус-500». В 1993 году был создан объектив с фокусным расстоянием 600 мм и на его базе камера «Астрагон-600».

В 1993 году был изготовлен лабораторный макет, который прошёл ряд наземных испытаний. Также были намечены работы по дальнейшему увеличению фокусного расстояния до 1500 и 2500 мм, что позволило бы улучшить пространственное разрешение в два–три раза при прочих равных условиях.

На этапе разработки конкурсных предложений по перспективной космической системе ДЗЗ НПО имени С.А. Лавочкина и НПО МАШ рассмотрели принципиальную возможность включения оптико-электронной съёмочной системы на базе объектива «Аргус» в состав бортового информационного комплекса для КА «АРКОН», «ЭКОЛА», «МОНИТОР» и «АЛМАЗ-1В». Однако в дальнейшем работы в направлении создания такой съёмочной системы, которая могла бы стать «идеальной» для космического картографического комплекса оптико-электронного наблюдения, не получили продолжения не только по банальной «финансовой» причине, но и в связи с тем, что наземная инфраструктура пока еще не была подготовлена к обеспечению приёма и обработки больших потоков видеоинформации, которые неизбежны при съёмке с высоким разрешением и большой полосе захвата.

20-летнее научно-техническое сотрудничество ФГУП «Госцентр «Природа» и НПО имени С.А. Лавочкина смело можно считать ярким примером сотрудничества разработчиков космической техники ДЗЗ с теми, ради кого эта техника создаётся – с потребителями материалов космической съёмки.

## список литературы

*Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В.* Особенности баллистического проектирования КС ДЗЗ оптико-электронного наблюдения типа «Аркон-1» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 46-52.

*Занин К.А.* Разработка методического аппарата повышения качества проектирования космических систем оптико-электронного наблюдения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 2. С. 32-39.

*Клименко Н.Н., Назаров А.Е.* Перспективная космическая система для наблюдения геостационарной орбиты// Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 16-22.

*Efanov V.V., Semunkina V.I., Shostak S.V.* Features of ballistic design of ARKON-1 remote-sensing space system for optoelectronic earth observations // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 572-576.

*Статья поступила в редакцию 13.02.2017 г.*

УДК 629.7:621.45

# НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА И ЦЕНТР КЕЛДЫША – ВМЕСТЕ НА ПУТИ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННОЙ, РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

# LAVOCHKIN NPO AND KELDYSH RESEARCH CENTRE – TOGETHER ON THE WAY TO THE CREATION OF AVIATION, SPACE AND ROCKET TECHNOLOGIES

**А.А. Гафаров**[1],
*кандидат технических наук,*
*kerc@elnet.msk.ru;*
**A.A. Gafarov**

**Ю.М. Головин**[1],
*доктор технических наук,*
*kerc@elnet.msk.ru, uragol50@mail.ru;*
**Yu.M. Golovin**

**А.Ю. Ильина**[1],
*kerc@elnet.msk.ru;*
**A.Yu. Ilyina**

**В.В. Кошлаков**[1],
*кандидат физико-математических наук,*
*kerc@elnet.msk.ru;*
**V.V. Koshlakov**

**Н.Б. Пономарёв**[1],
*кандидат технических наук,*
*kerc@elnet.msk.ru, ponom@km.ru;*
**N.B. Ponomarev**

**С.Г. Ребров**[1],
*доктор технических наук,*
*kerc@elnet.msk.ru;*
**S.G. Rebrov**

*Тесное взаимодействие НПО имени С.А. Лавочкина на протяжении всей его 80-летней деятельности с Центром Келдыша обеспечило создание передовых образцов авиационной техники, межконтинентальной крылатой ракеты «Буря», уникальных автоматических космических комплексов. Плодотворное сотрудничество продолжается и развивается.*

*Ключевые слова: реактивные снаряды; межконтинентальная крылатая ракета; автоматические межпланетные станции; лунные космические аппараты нового поколения; марсианские космические аппараты.*

*Close collaboration of the Lavochkin NPO with Keldysh Research Centre over its 80-year activities ensured the creation of advance aviation articles, intercontinental winged missiles Burya, unique automatic space complexes. Fruitful co-operation is going on and progressing.*

*Key words: jet projectiles; intercontinental winged missile; automatic interplanetary stations; next-generation lunar spacecrafts; Martian spacecrafts.*

Плодотворное сотрудничество Государственного научного центра Российской Федерации – федерального государственного унитарного предприятия «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша» (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»), преемника организованного в 1933 году первого в мире Реактивного научно-исследовательского института (РНИИ), с первоосновой НПО имени С.А. Лавочкина – ОКБ завода № 301 началось в период создания первенца этого предприятия – истребителя «ЛаГГ-3». К этому времени в НИИ-3 Наркомата боеприпасов СССР, как в тот период назывался Центр Келдыша, было создано и сдано на вооружение истребительной и бомбардировочной авиации оружие нового типа – реактивные снаряды. Поэтому при проектировании «ЛаГГ-3» была предусмотрена установка на нём реактивных орудий для запуска – 82 мм реактивных снарядов. Вооружённые такими снарядами истребители «ЛаГГ-3» (рисунок 1) во время Великой Отечественной войны успешно действовали как по воздушным, так и наземным целям (*Головин Ю.М., Гафаров А.А.*, 2012).

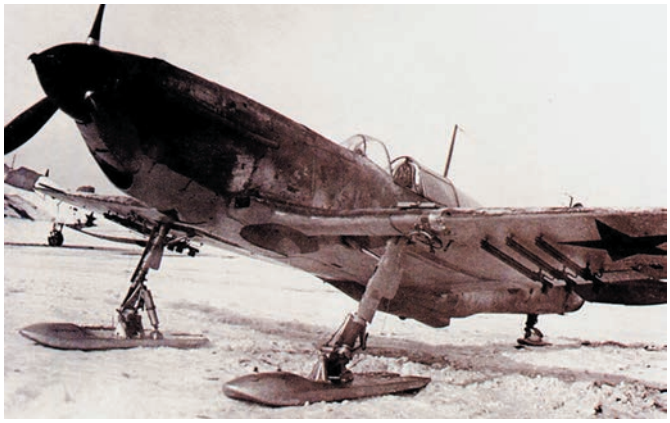


**рисунок 1.** Истребитель «ЛаГГ-3» с реактивными снарядами РС-82 разработки НИИ-3

После очередной реорганизации в феврале 1944 года наше предприятие вошло в состав Наркомата авиационной промышленности под названием Научно-исследовательского института реактивной авиации, более известного как НИИ-1 сначала НКАП, а затем МАП и ГКАТ. В НИИ-1 были переведены из других предприятий группы конструкторов по ре-

[1] ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», Россия, г. Москва.

SSC FSUE «Keldysh Research Centre», Russia, Moscow.

активным двигателям, возглавляемые М.М. Бондарюком, В.П. Глушко, А.М. Исаевым, А.М. Люлькой, продолжала работу группа Л.С. Душкина (*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша*, 2003).

КБ М.М. Бондарюка специализировалось на прямоточных воздушно-реактивных двигателях (ПВРД). Еще в 1941–1942 гг. М.М. Бондарюк вместе с Г.А. Варшавским провели опыты с ПВРД на «ЛаГГ-3», которые показали практическую работоспособность такого двигателя. В июне–сентябре 1946 года проводились заводские испытания «Ла-126» – модификации «Ла-7» с поршневым двигателем и с установленными под крыльями двумя ПВРД РД-430 конструкции М.М. Бондарюка, созданными в НИИ-1. Применение ПВРД обеспечило прирост скорости 64 км/час. С марта по август 1947 года проводились заводские испытания «Ла-138» также с двумя дополнительными ПВРД РД-430 (рисунок 2). Прирост скорости в этом случае составил около 110 км/час (*Евстафьев М.Д.*, 1999). В конце 1940-х годов под руководством М.М. Бондарюка были созданы ПВРД для запускавшихся с самолёта-носителя «Ту-4» самолётов-мишеней «Ла-17», которые выпускались серийно по 500–600 штук в год около 40 лет (*НПО им. С.А.Лавочкина*, 2017).

В 1944–1945 гг. были также созданы и испытаны экспериментальные истребители «Ла-7Р» и «120Р» (рисунок 3) с ускорителями на основе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) конструкции В.П. Глушко, КБ которого в этот период входило в состав НИИ-1. Самолёт «120Р» с двигателем РД-1 ХЗ принял участие в авиационном параде в Тушино 18 августа 1946 года (*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша*, 2003; *НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017).

Опыт применения на самолётах ОКБ С.А. Лавочкина ПВРД и ЖРД разработки НИИ-1 послужил хорошей основой для совместных работ наших предприятий в 1950-е гг. по созданию межконтинентальной крылатой ракеты (МКР) «Буря». Большую роль в постановке этой работы и её успешном выполнении сыграл М.В. Келдыш, который возглавил НИИ-1 в конце 1946 года.



**рисунок 2.** Истребитель «Ла-138» с ПВРД разработки НИИ-1



**рисунок 3.** Экспериментальный истребитель «120Р» с двигателем РД-1ХЗ разработки НИИ-1

В соответствии с принятым в мае 1954 года постановлением Правительства главным конструктором «Бури» был назначен С.А. Лавочкин, главным конструктором ЖРД разгонной ступени – А.М. Исаев, главным конструктором сверхзвукового ПВРД (СПВРД) маршевой ступени – М.М. Бондарюк. Как уже отмечалось, коллектив А.М. Исаева, как и коллектив М.М. Бондарюка, незадолго до этого входил в состав НИИ-1.

Постановлением Правительства на НИИ-1 была возложена координация всех научно-исследовательских работ, связанных с решением проблем по созданию МКР «Буря», а М.В. Келдыш был назначен научным руководителем разработки этой ракеты. Под его руководством НИИ-1 внёс большой вклад в создание «Бури» (рисунок 4) (*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша*, 2003). Научные и технические результаты, полученные при разработке «Бури», построенная стендовая база нашли применение при создании последующих ракет с СПВРД, а также при создании космической техники, в частности при определении тепловых режимов и испытаниях теплозащиты спускаемых космических аппаратов, созданных на следующем этапе деятельности НПО имени С.А. Лавочкина.

В области создания космических аппаратов сотрудничество НПО имени С.А. Лавочкина с Центром Келдыша (в то время НИИ тепловых процессов – НИИТП) началось во второй половине 1960-х гг. в составе Министерства общего машиностроения (*Головин Ю.М.,* 2014; *Гафаров А.А. и др.*, 2015). В частности, были решены сложные проблемы обеспечения тепловых режимов, теплозащиты и разработки бортовой аппаратуры для автоматических межпланетных станций (АМС) «Венера».

Измерения температуры, давления и плотности атмосферы на спускаемых аппаратах (СА) АМС «Венера-4, -5 и -6» стали ключевыми для понимания физики атмосферы планеты, разработки первой модели атмосферы, принятия важных конструктивных решений при проектировании АМС «Венера» следующих поколений.

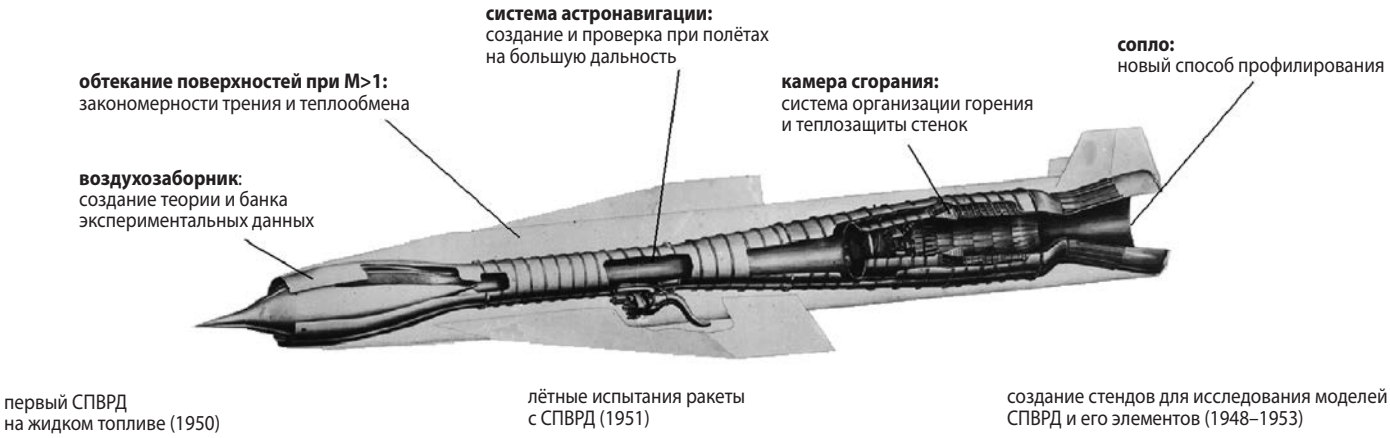



**рисунок 4.** Приоритетные работы НИИ-1 по созданию МКР «Буря»

В конце 1960 – начале 1970-х гг. перед НИИТП была поставлена задача разработать аппаратуру для измерения освещённости в атмосфере и на поверхности Венеры. Условия работы аппаратуры отличались чрезвычайной жёсткостью: температура до 770 К, давление до 10 МПа, перегрузка на участке торможения до 400 g. Для специфических условий Венеры с её плотной атмосферой и наличием облаков прямые измерения светового потока от Солнца представляют, по существу, единственную возможность надёжного определения зависимости его ослабления от высоты. Это имело принципиально важное значение для установления энергетического баланса атмосферы и причин её разогрева, выяснения оптических свойств атмосферы на разных уровнях и структуры облаков, определения величины освещённости у поверхности. В условиях горячей плотной атмосферы планеты оптические измерения впервые в мире были проведены 22 июля 1972 года на СА АМС «ВЕНЕРА-8» с помощью созданного в НИИТП измерителя освещённости ИОВ-72 (рисунок 5).

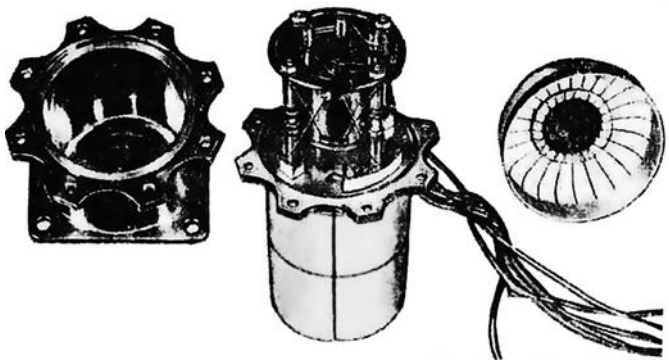


**рисунок 5.** Измеритель освещённости Венеры ИОВ-72

Выполненные с борта СА «ВЕНЕРА-8» измерения освещённости позволили получить принципиально важные пионерские результаты. При высоте Солнца над горизонтом 5,5°±2,5° освещённость на поверхности планеты оказалась равной 400 люкс. На высоте 32±3 км была зафиксирована нижняя граница облачного слоя. Полученные результаты послужили основой для создания световой модели Венеры и показали возможность проведения фотографической съёмки поверхности, что было реализовано на следующем поколении СА «Венера».

С помощью разработанной в НИИТП существенно более сложной фотометрической аппаратуры ИОВ-75 (рисунок 6) с борта СА АМС «ВЕНЕРА-9 и -10» 22 и 25 октября 1975 года в атмосфере и на поверхности были успешно осуществлены фотометрические эксперименты. В результате была получена новая информация об атмосфере и поверхности планеты. Установлено, что в дневное время в экваториальной области Венеры атмосферой поглощается ~18%, а поверхностью – ~3% солнечной энергии, что хорошо согласуется с гипотезой о парниковом эффекте в атмосфере планеты. Впервые было экспериментально обнаружено наличие свободной пыли на поверхности. Также впервые была получена зависимость отражательных свойств грунта от длины волны, что позволило сравнить поверхностные породы Венеры с известными на Земле.



**рисунок 6.** ИОВ-75 – прибор для измерения освещённости в атмосфере и на поверхности Венеры

Одновременно с борта СА «ВЕНЕРА-9 и -10» с помощью созданной в НИИТП анемометрической системы (прибор ИСВ) впервые были проведены измерения скорости ветра на поверхности планеты (рисунок 7). На высоте около 1 м от поверхности был обнаружен ветер со скоростью 0,5...1 м/с. Полученные результаты оказались принципиальными для представления о структуре и степени эрозии поверхностных пород Венеры, динамике атмосферы и ее запыленности, оценок устойчивости СА при посадке.

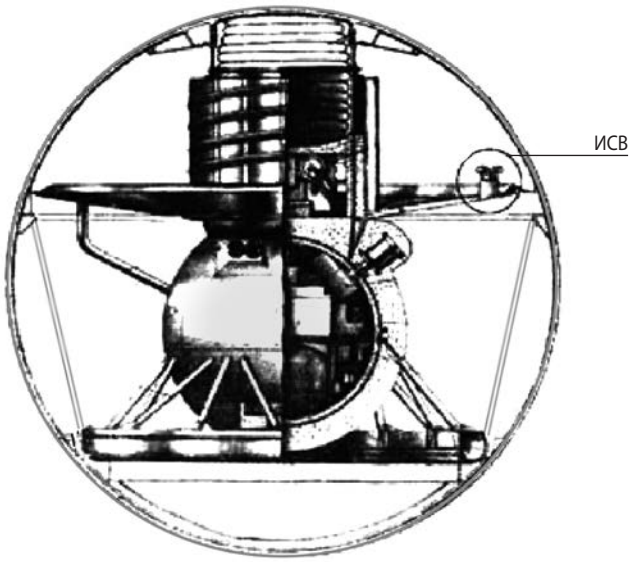
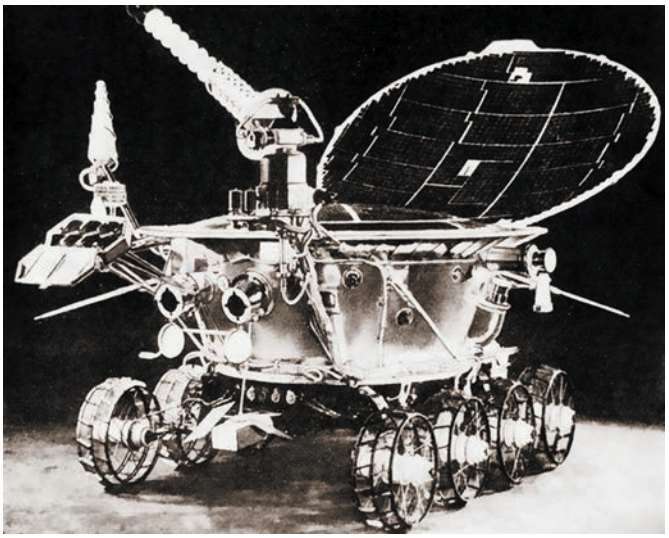



**рисунок 7.** СА АМС «ВЕНЕРА» с измерителем скорости ветра ИСВ

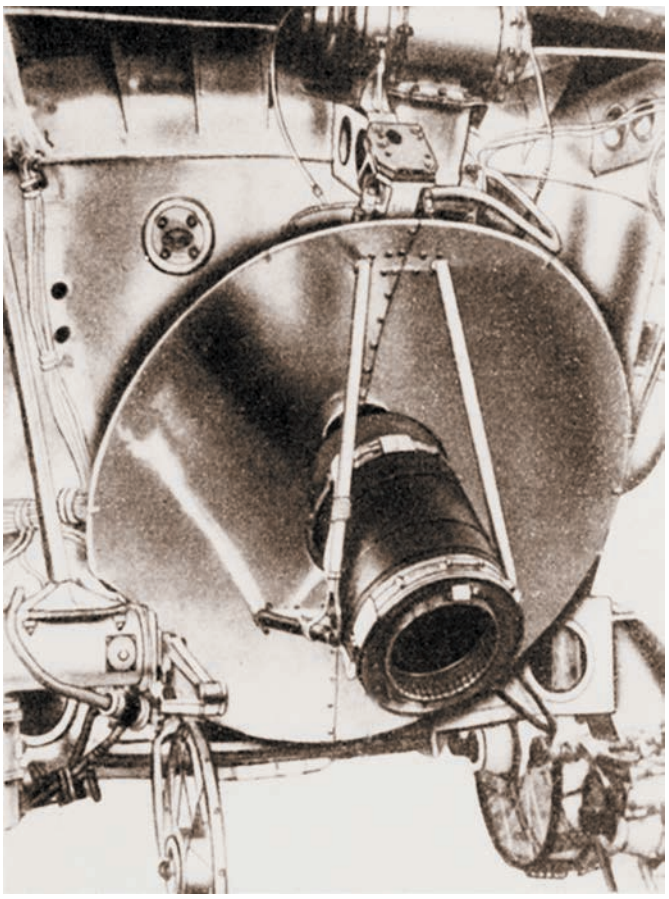
Научные результаты первых экспедиций на Венеру получили мировое признание (*Авдуевский В.С. и др.*, 1976; *Головин Ю.М.*, 1979; *Golovin Yu.M. et al.*, 1980; *Ekonomov A.P. et al.*, 1980), а руководители НИИТП В.С. Авдуевский и В.Я. Лихушин вместе с сотрудниками НПО имени С.А. Лавочкина были в 1976 году удостоены Ленинской премии.

Сотрудники Центра Келдыша внесли свой вклад в успешное выполнение коллективом НПО имени С.А. Лавочкина лунной программы. На стендах Центра проводились тепловые испытания и отработка капсулы для доставки лунного грунта на Землю. Разработанные в Центре шнековые испарители успешно использовались в составе системы терморегулирования автоматических станций, работавших на поверхности естественного спутника Земли, в том числе «ЛУНОХОДОВ».

Проведёнными в Центре расчётными и экспериментальными исследованиями была обоснована конструкция теплозащиты для радиоизотопного блока обогрева «ЛУНОХОДА» (рисунок 8). Эта теплозащита обеспечивала сохранение целостности ампул с радиоизотопом полоний-210 даже при аварийном возвращении на Землю со второй космической скоростью. Центром Келдыша была также обоснована конструкция теплозащиты ампул с радиоизотопом плутоний-238, которые входили в состав источников энергии на АМС «МАРС-96» (*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша*, 2003; *Гафаров А.А.*, 2004).



**а**



**б**

**а** – общий вид «ЛУНОХОДА»;
**б** – радиоизотопный блок обогрева.

**рисунок 8.** «ЛУНОХОД» с радиоизотопным блоком обогрева

Многолетнее сотрудничество связывает НПО имени С.А. Лавочкина с Центром Келдыша в области тепловакуумных испытаний. Стенд тепловакуумных испытаний (СТВИ) Центра Келдыша, имеющий в своём составе вакуумную камеру объемом 25 м$^3$ с имитаторами Солнца и Земли, позволяет при умеренной стоимости с высоким качеством проводить испытания как отдельно бортовой аппаратуры, так и фрагментов космических аппаратов. Последним из таких испытаний было тестирование аппаратуры МСУ-ГС для КА «ЭЛЕКТРО-М» в конце 2014 года.

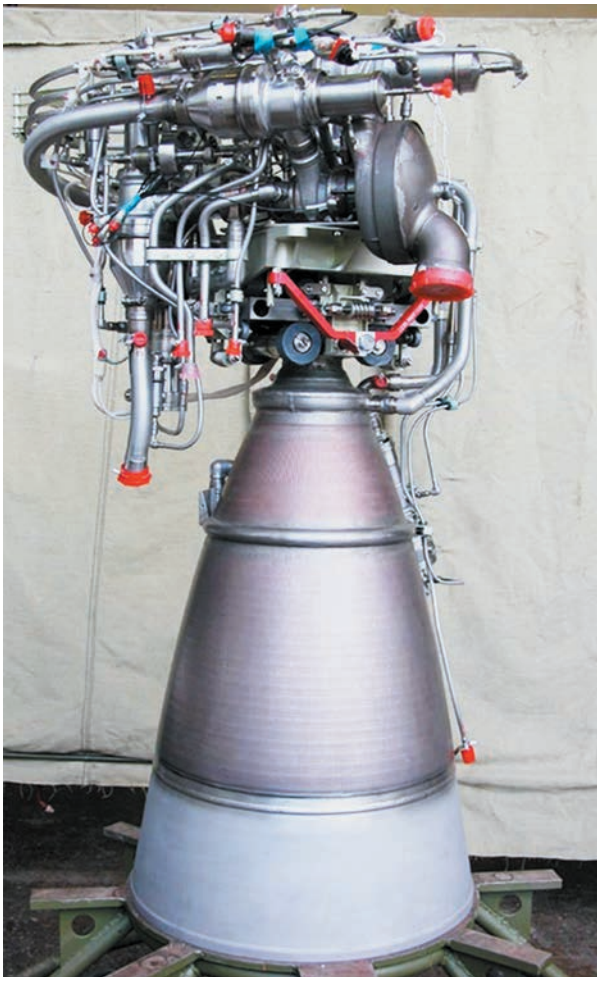
Свой вклад сотрудники Центра Келдыша внесли и в совершенствование созданного в НПО имени С.А. Лавочкина межорбитального космического буксира «Фрегат» (МКБФ) для выведения околоземных и межпланетных КА. В составе МКБФ используется маршевый двигатель С5.92, разработанный КБХМ имени А.М. Исаева (КБХМ) в конце 1970-х годов для межорбитальных космических буксиров (МКБ) различного назначения. Он работает на топливе АТ+НДМГ по открытой схеме, т.е. со сбросом отработавшего на турбине генераторного газа в окружающую среду (рисунок 9а). Для повышения удельного импульса тяги этого ЖРД нашим предприятием в 2000 году был предложен и спрофилирован металлический радиационно охлаждаемый сопловой насадок (НРО) длиной 200 мм (с сохранением существующей регенеративно охлаждаемой части сопла) для сопла этого двигателя (рисунок 9б). Насадок обеспечил прирост удельного импульса тяги на 2,6 с, подтверждённый всей дальнейшей эксплуатацией (более 40 полётов) этого ЖРД на различных МКБ. В настоящее время НРО устанавливается на всех модификациях этого ЖРД.

В дальнейшем, с целью оценки возможности преодоления дефицита массы ~100 кг на МКБФ, в Центре Келдыша выполнялись работы по профилированию для сопла этого ЖРД аналогичных НРО большей длины – до 500 мм, обеспечивающих прирост удельного импульса тяги до 5,4 с.

В 2005 году с целью оценки возможности дальнейшего повышения удельного импульса тяги этого ЖРД нашим предприятием по заданию НПО имени С.А. Лавочкина была проведена оптимизация сопла этого двигателя со сбросом генераторного газа не в окружающее пространство, а в расширяющуюся часть сопла через кольцевое сопло вдува, от которого начинался НРО. Для оценки эффективности этого мероприятия была осуществлена оптимизация места вдува, а также контуров сопла до и после места вдува при разных габаритных ограничениях, в том числе при увеличении длины сопла до 500 мм по сравнению со штатным соплом без НРО.



**а**



**б**

**а** – без НРО; **б** – с НРО длиной 200 мм.

**рисунок 9.** Маршевый ЖРД С5.92, используемый на МКБФ

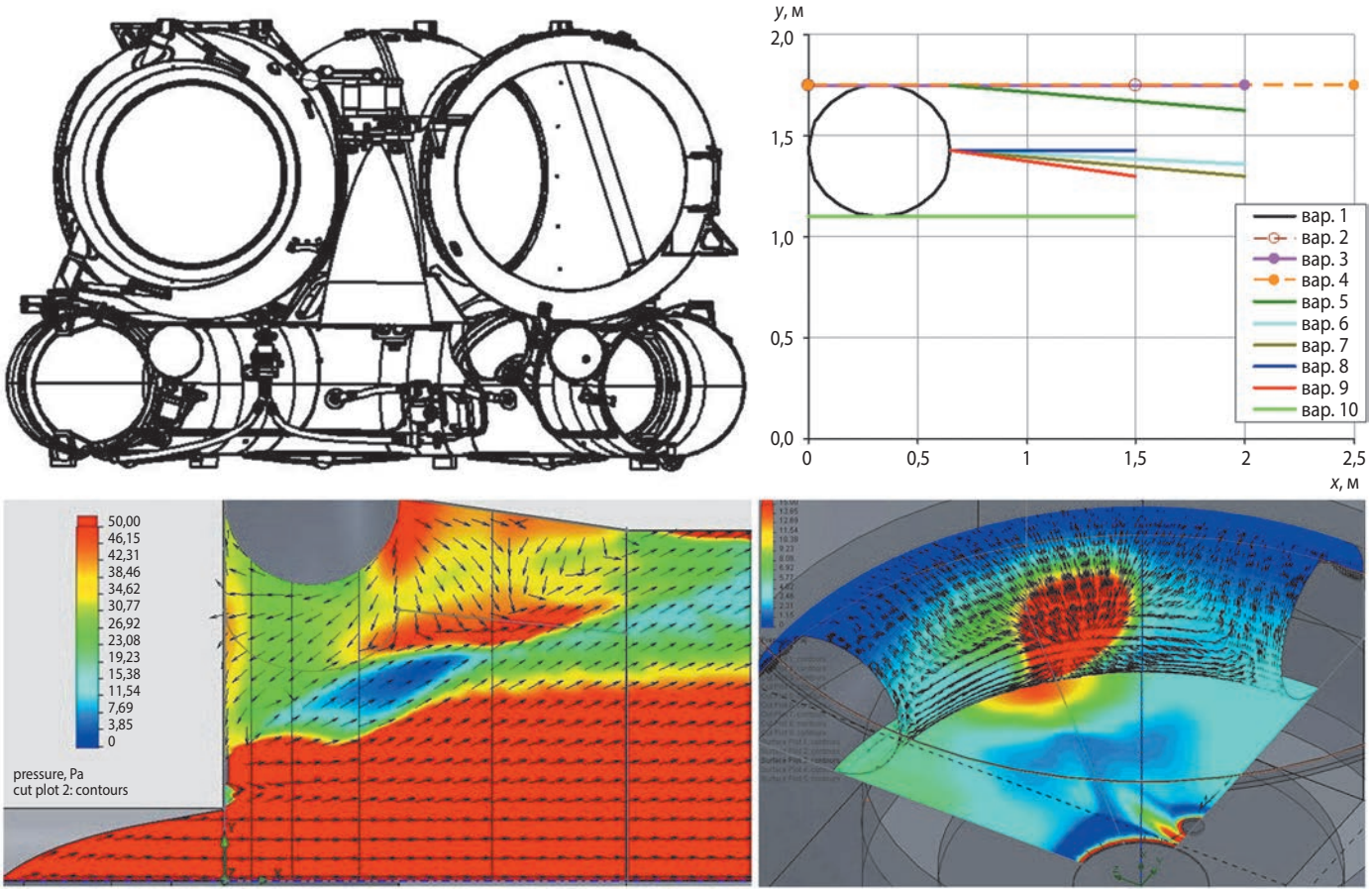



**рисунок 10.** МКБ «Фрегат-СБ» с предложенным КБХМ разворачиваемым гибким донным насадком, рассчитанные картины течения и давления на поверхностях МКБ и донного насадка

В результате было получено, что прирост удельного импульса тяги двигателя составит 4,3 с при увеличении длины сопла на 200 мм и 7,3...7,4 с при увеличении длины сопла на 500 мм (*Гафаров А.А. и др.*, 2015).

В 2010 году в Центре Келдыша было выполнено расчётное исследование возможности повышения удельного импульса тяги маршевой ДУ МКБ «Фрегат» и «Фрегат-СБ» с помощью предложенного КБХМ гибкого донного насадка, разворачиваемого от донного экрана или от тороидального бака на донном экране (рисунок 10) (*Пономарёв Н.Б., Морозов В.И.*, 2015). В результате были определены оптимальные форма и длина такого насадка, а также воздействие струй маршевой камеры и сопел сброса генераторного газа на тороидальный бак МКБ «Фрегат-СБ» и донный насадок. Показано, что оптимальный донный насадок позволяет увеличить удельный импульс тяги ДУ этих МКБ на ~5 с при длине донного насадка 2 м. Для сравнения была выполнена оптимизация НРО маршевого ЖРД С5.92 этих МКБ, которая показала, что при увеличении длины НРО на 2 м (до 2,2 м) удельный импульс тяги ДУ увеличивается на 9,5 с.

Центр Келдыша активно подключается к реализации перспективной программы НПО имени С.А. Лавочкина по созданию автоматических космических аппаратов нового поколения для фундаментальных научных исследований (*Хартов В.В.*, 2011; *Хартов В.В.*, 2015). В частности, специалистами Центра выполнены расчёты теплового состояния элементов конструкции двигателей и двигательного отсека КА «ЛУНА-ГЛОБ».

В 2013 году по договору с КБХМ в Центре Келдыша были выполнены расчёты удельного импульса тяги, расходного комплекса и температуры радиационно охлаждаемого соплового насадка камеры ЖРД С5.154, предназначенного в качестве маршевого на КТДУ разрабатываемой НПО имени С.А. Лавочкина посадочной платформы для лунных КА нового поколения – «ЛУНА-ГЛОБ», «ЛУНА-РЕСУРС», «ЛУНА-ГРУНТ» (рисунок 11). Расчёты были выполнены с учётом сравнения с экспериментальными данными по камерам ЖРД 17Д61 и С5.92 (С5.98, 14Д30) (*Гафаров А.А. и др.*, 2015) и анализа результатов стендовых испытаний камеры С5.154 в КБХМ. Выполнена также оптимизация контура сопла камеры С5.154 для определения возможности повышения удельного импульса тяги этой камеры.

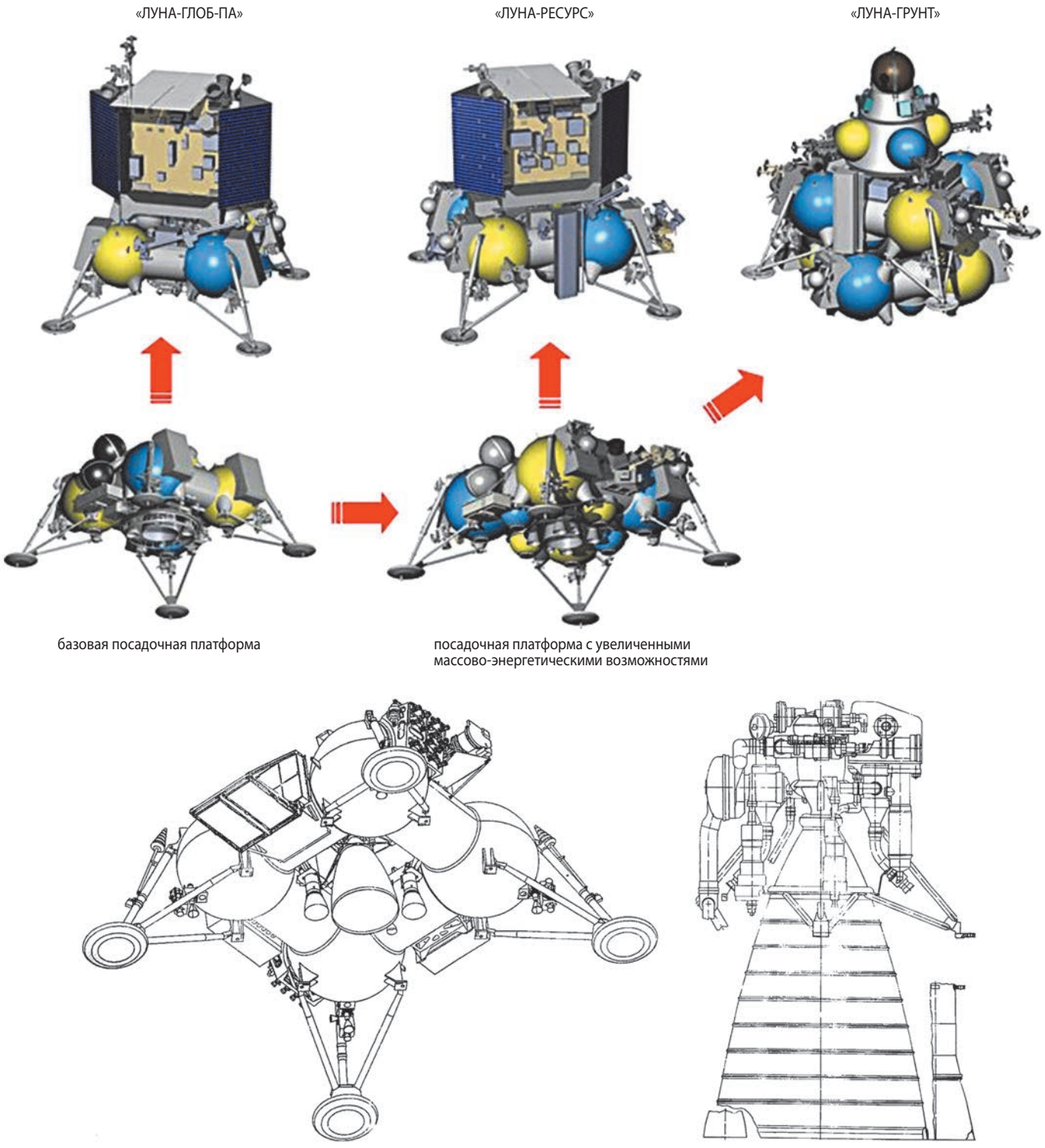



**рисунок 11**. Разработанный КБХМ маршевый ЖРД С5.154 для КТДУ посадочной платформы КА «ЛУНА-ГЛОБ», «ЛУНА-РЕСУРС», «ЛУНА-ГРУНТ»

В 2015 году по договору с КБХМ были выполнены расчёты удельного импульса тяги, расходного комплекса, тяги и температур радиационно охлаждаемых стенок камеры четырёхкамерного ЖРД 255Д, работающего на продуктах термокаталитического разложения гидразина и предназначенного для торможения в атмосфере Марса и ориентации (регулированием тяг камер) разрабатываемой НПО имени С.А. Лавочкина посадочной платформы десантного модуля КА «ЭКЗОМАРС» (рисунок 12). Расчёты выполнены для режимов прогрева каталитического пакета, максимальной и минимальной тяг. Выполнены также оптимизация контура сопла камеры 255Д с учётом массы сопла и анализ результатов стендовых испытаний камеры 255Д.001.0100 в КБХМ. Расчёты проведены с использованием разработанных термодинамических

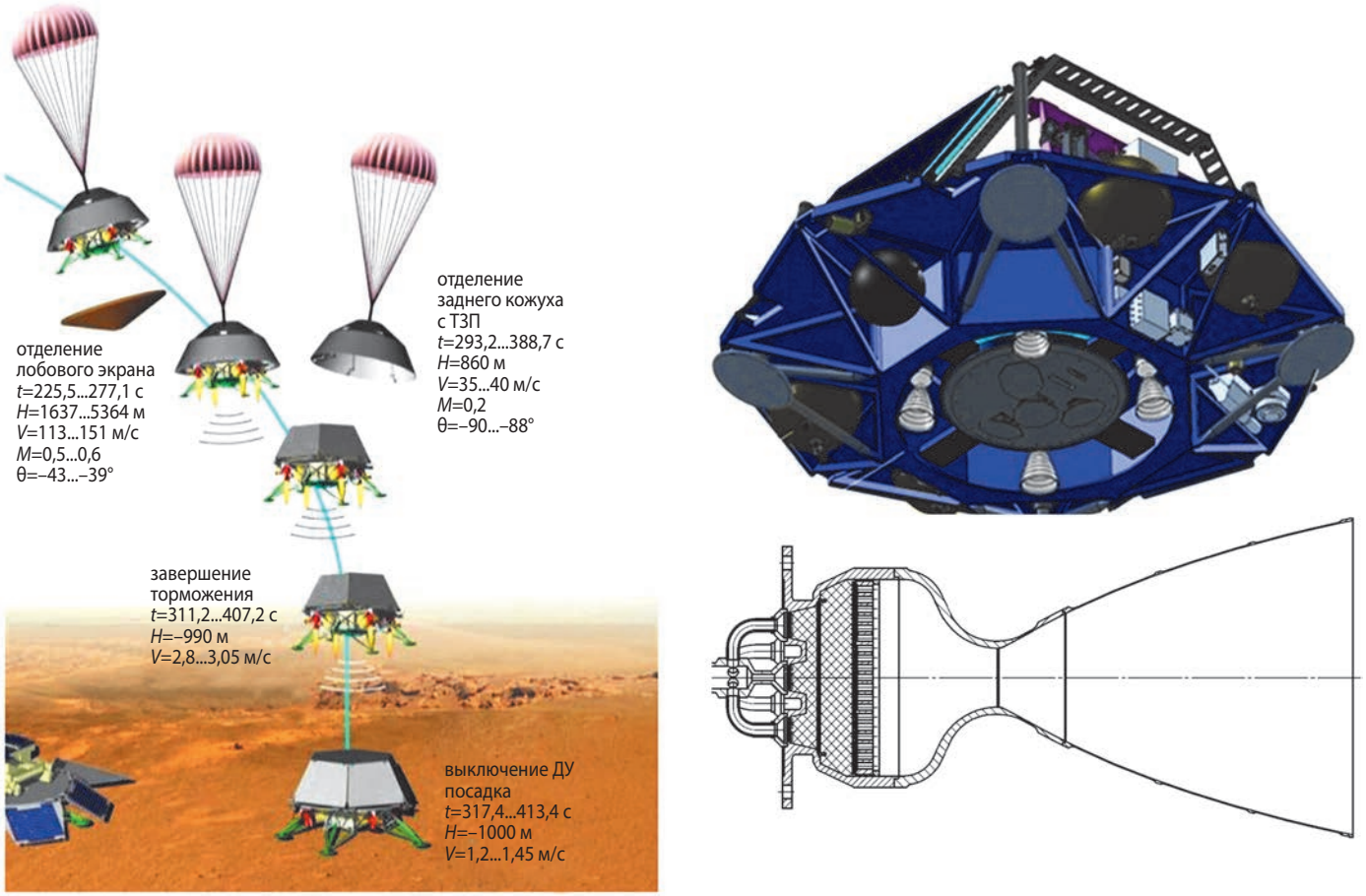



**рисунок 12.** Разработанный КБХМ 4-камерный ЖРД 255Д для торможения и ориентации посадочной платформы десантного модуля КА «ЭКЗОМАРС»

программ расчёта свойств продуктов каталитического разложения гидразина при заданных степенях разложения аммиака, а также разработанной в Центре Келдыша программы расчёта температур стенок полностью радиационно охлаждаемой камеры данного ЖРД в полной постановке с учётом взаимного облучения разных участков стенки. С учётом состояния пограничного слоя в сопле оценены возможность и место отрыва продуктов разложения гидразина от стенок сопла при работе двигателя на разных режимах при давлении атмосферы Марса в диапазоне 3…6 мм рт.ст.

Предстоит совместно решать проблемы обеспечения радиационной безопасности при использовании радиоизотопной энергетики на перспективных лунных и марсианских КА разработки НПО имени С.А. Лавочкина с учётом, в том числе, планов применения новых радиоизотопных тепловых блоков мощностью 130 Вт и термоэлектрических генераторов на их основе (*Гафаров А.А.*, *Долгуничев К.Д.*, 2016).

В последние годы сотрудничество Центра Келдыша и НПО имени С.А. Лавочкина получило новый, очень важный для обеих организаций импульс. В рамках создания НПО имени С.А. Лавочкина геостационарной гидрометеорологической космической системы (ГГКС) третьего поколения «ЭЛЕКТРО-М» Центр Келдыша создает принципиально новую аппаратуру – гиперспектральный ИК-зондировщик (фурье-спектрометр) ИКФС-ГС.

Инфракрасный фурье-спектрометр ИКФС-ГС обеспечит получение информации для решения следующих задач:

- повышение достоверности краткосрочного и долгосрочного прогнозов погоды за счёт ведения глобального мониторинга атмосферы и подстилающей поверхности в ИК-диапазоне спектра;
- высокоточное определение трёхмерных полей температуры и влагосодержания атмосферы;
- определение влагозапаса и верхней границы облачности;
- определение профилей ветра на основе смещения облаков и полей влажности;
- эффективный контроль опасных погодных явлений и предупреждение об их появлении;
- анализ и прогноз условий для полётов авиации;
- мониторинг Мирового океана;
- комплексный контроль озонового слоя в атмосфере Земли;

- контроль динамики малых газов в атмосфере, влияющих на «парниковый» эффект;
- контроль чрезвычайных ситуаций;
- мониторинг климата, включая фиксацию и прогноз крупных климатических изменений.

По своим техническим характеристика ИКФС-ГС не уступает зарубежным аналогам (GIFTS и MTG-IRS). В отличие от зарубежных аналогов, дополнительно могут быть реализованы два режима регионального покрытия: при номинальном спектральном разрешении (0,5 $см^{-1}$) и при высоком спектральном разрешении (0,25 $см^{-1}$). Продолжение этой работы предусмотрено Федеральной космической программой на период 2016–2025 гг.

Одним из перспективных направлений совместных работ Центра Келдыша и НПО имени С.А. Лавочкина является разработка связанных космических систем на основе малых космических аппаратов (МКА) и мощного транспортно-энергетического модуля (ТЭМ) (*Барабанов А.А. и др.*, 2015). Связанность этих систем осуществляется с помощью лазерного излучения, обеспечивающего дистанционное энергопитание малых спутников, а также скоростную передачу информации и высокоточное измерение межспутниковых расстояний.

В ходе совместных работ на пути реализации данной технологии проводятся экспериментальные работы; изготовлены узлы аппаратуры для модельных экспериментов; проведена сравнительная оценка эффективности различных фотоприемных устройств при засветке лазерным излучением варьируемой мощности; осуществлена практическая отработка вариантов построения информационно-измерительных систем для передачи лазерного излучения (*Гафаров А.А. и др.*, 2015).

Накопленный за 80 лет опыт взаимодействия НПО имени С.А. Лавочкина и Центра Келдыша является надёжной основой для дальнейшего плодотворного сотрудничества в деле создания новых уникальных автоматических космических комплексов.

## список литературы

*Авдуевский В.С., Головин Ю.М., Завелевич Ф.С., Лихушин В.Я. и др.* Предварительные результаты прямых измерений лучистых потоков от Солнца в атмосфере и на поверхности Венеры со спускаемых аппаратов «Венера-9» и «Венера-10» // Доклады АН СССР. 1976. № 3. С. 579-582.

*Барабанов А.А., Ребров С.Г., Папченко Б.П., Пичхадзе К.М. и др.* Предложение по организации связанных космических систем из малых космических аппаратов и транспортного энергетического модуля с ядерной энергетической установкой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 34-40.

*Гафаров А.А.* Ядерная энергия в космосе: безопасность гарантирована // Новости космонавтики. 2004. № 9. С. 42-45.

*Гафаров А.А., Головин Ю.М., Пономарев Н.Б., Ребров С.Г.* Пятьдесят лет сотрудничества в космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и Центра Келдыша // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 39-44.

*Гафаров А.А., Долгуничев К.Д.* Обеспечение радиационной безопасности космических радиоизотопных генераторов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 78-84.

*Головин Ю.М.* Оптические свойства поверхности Венеры: зависимость альбедо от длины волны // Космические исследования. 1979. Т. 17, № 3. С. 471-474.

*Головин Ю.М.* Сотрудничество, обогатившее всех // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 29-32.

*Головин Ю.М., Гафаров А.А.* В тесном сотрудничестве – от самолетов до космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 74-80.

*Евстафьев М.Д.* Долгий путь к «Буре». М.: Вузовская книга, 1999. 112 с.

*Исследовательский центр им. М.В. Келдыша, 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники* / Редкол.: А.С. Коротеев, А.А. Гафаров и др. М.: Машиностроение, 2003. 440 с.

*НПО им. С.А. Лавочкина*. URL: http://www.laspace.ru (дата обращения: 01.02.2017).

*Пономарев Н.Б., Морозов В.И.* Расчётное исследование возможности повышения удельного импульса тяги маршевой ДУ МКБ «Фрегат» и «Фрегат-СБ» с помощью разворачиваемого донного насадка // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований. Химки, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2015.

*Хартов В.В.* Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Вестник ФГУП НПО им С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С.3-10.

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

*Ekonomov A.P., Golovin Yu.M., Moshkin B.E.* Visible Radiation Observed Near the Surface of Venus: Results and Their Interpretation // Icarus. 1980. № 41. P. 65-75.

*Golovin Yu.M., Ekonomov A.P., Moroz V.I., Moshkin B.E. et al.* Spectrum of the Venus day sky // Nature. 1980. v. 284. P. 243-244.

*Статья поступила в редакцию 03.02.2017 г.*

# К ПОЛУВЕКОВОМУ ЮБИЛЕЮ СОТРУДНИЧЕСТВА АО «КОРПОРАЦИЯ «ВНИИЭМ» И ФГУП «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА»

# SEMICENTENARY ANNIVERSARY OF COOPERATION BETWEEN «VNIIEM CORPORATION» JC AND FEDERAL ENTERPRISE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

**Л.А. Макриденко**[1],
*доктор технических наук,*
*vniiem@vniiem.ru;*
**L.A. Makridenko**

**А.П. Сарычев**[1],
*доктор технических наук,*
*vniiem@vniiem.ru;*
**A.P. Sarychev**

**С.Н. Волков**[1],
*доктор технических наук,*
*vniiem@vniiem.ru;*
**S.N. Volkov**

**С.В. Медушев**[1],
*vniiem@vniiem.ru;*
**S.V. Medushev**

**В.Я. Авербух**[1],
*кандидат технических наук,*
*vniiem@vniiem.ru;*
**V.Ya. Averbukh**

*В статье рассматриваются результаты сотрудничества АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», накопленные за 50 лет успешного взаимодействия в области создания бортовых служебных систем, блоков и элементов. Также большое значение для АО «Корпорация «ВНИИЭМ» имеют поставляемые из ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» разгонные блоки «Фрегат», которые применяются для выведения большинства КА разработки ВНИИЭМ.*

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

*The article covers outcome of cooperation between «VNIIEM Corporation» JC and Federal Enterprise «Lavochkin Association» accumulated during the fruitful 50-year collaboration in the field of development of onboard housekeeping systems, units and components. Furthermore «Fregat» Upper Stages provided by Lavochkin Association are very important for «VNIIEM Corporation» JC since they are used for the insertion of the majority of VNIIEM-built spacecraft.*

*Key words:*
*solar batteries attitude control system;*
*hybrid stepper-motor;*
*driver unit;*
*rotary connecting device;*
*honeycomb panels; heat pipes.*

ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» и АО «Корпорация «ВНИИЭМ» отмечают полувековой юбилей сотрудничества в области разработки и создания космической техники. Пятьдесят лет назад выдающийся главный конструктор ОКБ «НПО имени С.А. Лавочкина» Г.Н. Бабакин обратился к директору ВНИИЭМ А.Г. Иосифьяну с просьбой о разработке автономной системы ориентации солнечной батареи (СОСБ) для крупногабаритных спутников информационной космической системы военного назначения (*Федеральное государственное унитарное предприятие*, 2017), которые разрабатывались в тот период на предприятии.

С тех пор ВНИИЭМ разработал, изготовил и поставил в НПО имени С.А. Лавочкина множество СОСБ и приборов, игравших важную роль в достижении высокого технического уровня космических аппаратов (КА) этого предприятия. Ряд научно-технических решений, найденных в процессе этой работы, отличался высокой оригинальностью и новизной – это подтверждено полученными авторскими свидетельствами. Основные принципы проектирования указанных систем до сих пор сохраняют актуальность, позволяя разрабатывать на их основе всё более совершенные электромеханические и другие блоки и узлы для современных и перспективных космических объектов НПО имени С.А. Лавочкина. Сегодня все КА разработки НПО имени С.А. Лавочкина с ориентируемыми солнечными батареями (СБ) имеют электромеханические СОСБ, разработанные в АО «Корпорация «ВНИИЭМ».

Со своей стороны, ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» также не остаётся в долгу и предоставляет АО «Корпорация «ВНИИЭМ» высококачественные бортовые подсистемы и элементы, необходимые, в частности, для эффективного обеспечения температур-

[1] АО «Корпорация «ВНИИЭМ», Россия, г. Москва.

[1] «VNIIEM Corporation» JC, Russia, Moscow.

ного режима космических аппаратов и их надёжного сопряжения с разгонными блоками, используемыми для выведения этих КА на заданные орбиты.

Далее будет рассказано, как протекало сотрудничество АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» за полстолетия их совместной работы над рядом космических проектов. Результаты первых 45 лет сотрудничества излагаются более сжато, поскольку об этом достаточно подробно рассказывается в статье (*Макриденко Л.А. и др*., 2012).

Как отмечено выше, первым и весомым результатом кооперации ВНИИЭМ и НПО имени С.А. Лавочкина явилось создание прецизионной системы ориентации солнечных батарей (СОСБ 5А59) военного спутника. Здесь самую большую трудность представляло то, что из-за громадной бленды бортового телескопа момент инерции солнечной батареи (СБ) относительно оси вращения в 2,5 раза превышал момент инерции корпуса КА (1650 и 650 кг·м$^2$ соответственно). Это существенно усложняло выполнение заданного для организации-разработчика СОСБ (т.е. ВНИИЭМ) требования по снижению кинетического момента, воздействующего на корпус КА при разгоне и торможении привода солнечной батареи. В результате напряжённой работы все необходимые условия её выполнения были реализованы и был разработан высокосовершенный электромеханический блок для СОСБ КА. При этом удалось получить ряд прогрессивных и уникальных для своего времени научно-технических результатов.

К основным решениям, найденным при создании электромеханического блока СОСБ (ЭМБ), можно отнести: применение в качестве выходного звена редуктора герметичной волновой передачи, введение точной подстройки момента инерции компенсирующего маховика под заданный момент инерции СБ, создание трёхскоростного приводного агрегата, разработку специальной конструкции предохранительной фрикционной муфты и конструкции кабельного барабана, обеспечившей угол поворота выходного вала на 520 угл. град.

Передача вращающего момента в рассматриваемом ЭМБ осуществлялась через цилиндрический и волновой редукторы. Применение волнового редуктора в качестве выходного звена позволило существенно увеличить жёсткость и уменьшить люфт кинематической цепи.

Важной особенностью разработки ЭМБ было то, что его быстроходные элементы находились в герметичном объёме, ограниченном корпусом и гибким колесом. Подобное расположение обеспечило эффективное функционирование данных устройств благодаря их работе в условиях нормального атмосферного давления. Новизна принятых при создании СОСБ для данного КА технических решений подтверждена соответствующим авторским свидетельством (*Привод солнечной батареи*, 1978).

Успешный запуск спутника, на борту которого находилась новая система ориентации солнечной батареи 5А59, созданная ВНИИЭМ, состоялся 2 октября 1973 года. В следующие два года блок привода в ЭМБ был несколько модернизирован. По нашему заказу ФГУП «Научно-исследовательский институт прецизионного приборостроения» (НИИ ПП) разработал гибкий подшипник, который позволил существенно уменьшить массу и ещё более улучшить характеристики генератора волн в редукторе блока привода ЭМБ.

В дальнейшем за всё время эксплуатации (более 40 лет) СОСБ 5А59 на всех КА, число которых достигало 100, работала без замечаний.

В начале 1978 года в НПО имени С.А. Лавочкина приступили к разработке новых космических аппаратов, которые должны были работать на геостационарной орбите. Поэтому потребовалось создание принципиально новой СОСБ с приводом кругового вращения.

Созданная для данных спутников СОСБ, обозначаемая как 52В6, включала две подсистемы И10, в каждую из которых входили электромеханический блок (ЭМБ), блок управления (БУ) и блок датчиков Солнца.

ЭМБ состоял из двигателя постоянного тока, на валу которого устанавливались: компенсирующий маховик, маска датчика оборотов и датчика положения ротора, цилиндрический и волновой редукторы, перегрузочная муфта, датчик углового положения выходного вала и кольцевой токосъёмник. Двигатель ЭМБ – бесконтактный, трёхфазный постоянного тока. Электрическая энергия и телеметрические сигналы от солнечной батареи к нагрузкам и приёмникам сигналов, расположенным на корпусе КА, передавались при помощи кольцевого токосъёмника КТИ16, разработанного в НПО имени С.А. Лавочкина. Оригинальность и новизна найденных решений были оформлены совместными авторскими свидетельствами (*Система ориентации солнечной батареи*, 1981; *Система ориентации солнечных батарей*, 1983).

Первый геостационарный спутник, получивший название «КОСМОС-2133», был запущен на геостационарную орбиту в 1991 году. В дальнейшем система, составленная из этих КА, была принята в эксплуатацию. За всё время эксплуатации указанной системы СОСБ 52В6 функционировала без замечаний. Это явилось наглядным свидетельством высокопрофессиональной работы коллектива ВНИИЭМ.

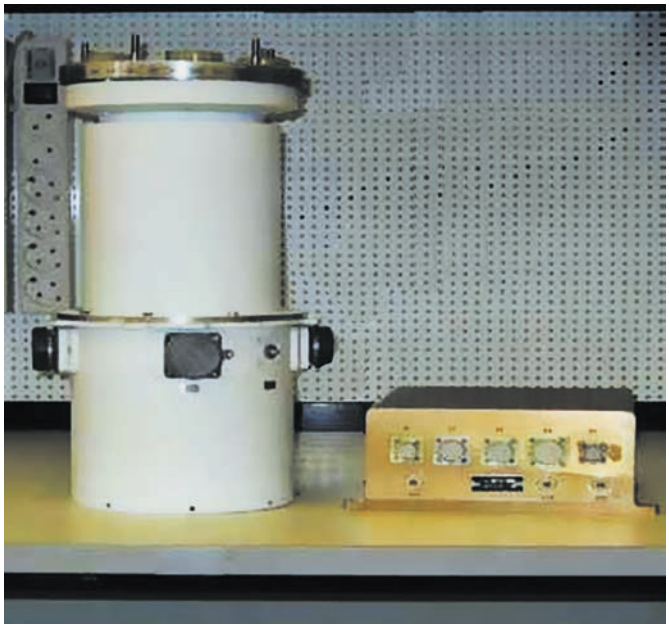


**рисунок 1.** Система Э10

В новом тысячелетии АО «Корпорация «ВНИИЭМ» продолжало разработку всё более совершенных средств СОСБ. В 2004–2009 гг. по техническому заданию НПО имени С.А. Лавочкина ВНИИЭМ выполнил СЧ ОКР по созданию СОСБ для спутников «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 и «СПЕКТР-Р» (*Авербух В.Я., Лещинский Э.А.*). Изделие, разработанное в рамках СЧ ОКР, получило условное наименование – система Э10 (рисунок 1).

Система Э10 является служебной в составе универсальной космической платформы (УКП) «Навигатор». В дальнейшем при разработках ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» по созданию новых КА на базе УКП «Навигатор», включая спутники «СПЕКТР-УФ», «СПЕКТР-РГ», «АРКТИКА-М», система Э10 получила унифицированное применение.

На КА «ЭЛЕКТРО-Л» устанавливается одна СОСБ, а на КА «СПЕКТР-Р», «СПЕКТР-УФ», «СПЕКТР-РГ» и «АРКТИКА-М» – две (рисунки 2, 3).



**рисунок 2.** Общий вид КА «ЭЛЕКТРО-Л»

Эта новая СОСБ предназначена для разворота (без ограничения угла поворота) панели солнечной батареи активной стороной на Солнце по внешним командам от бортового комплекса управления (БКУ) КА. Кроме того, она обеспечивает передачу (по транзитным цепям токосъёмника системы) электрического тока, генерируемого СБ, в систему электроснабжения КА, а также дополнительно реализует электропитание приборов, установленных на ферме панели СБ и транзитную передачу информационных сигналов от этих приборов.

Для обеспечения функций назначения в состав рассматриваемой системы включены следующие составные части:

- электромеханический блок привода (ЭМБ) – условное наименование блок Э16;
- блок управления (БУ) – условное наименование блок Э15;
- межблочные соединительные кабели.

Электромеханический блок (ЭМБ) служит для обеспечения поворота крыла солнечной батареи относительно оси, лежащей в его плоскости, и формирования сигналов об угловом положении выходного вала (положения СБ) относительно корпуса КА; блок выполнен в негерметичном исполнении. Блок управления (БУ) предназначен для приёма команд от БКУ на конфигурацию системы и команд на движение, а также для выдачи в БКУ и телеметрическую систему КА информации об угловом положении выходного вала ЭМБ. Кроме того, БУ реализует управление питанием электродвигателя ЭМБ и датчиками положения его выходного вала. Межблочные кабели предназначены для соединения БУ и ЭМБ по цепям питания электродвигателя и датчиков положения ЭМБ, а также по цепям сигналов датчиков положения.

Для разных орбит, на которых эксплуатируются КА на базе УКП «Навигатор-М», скорости изменения азимута Солнца различны, и их величины значительно меньше, чем скорость движения выходного вала



**рисунок 3.** Общий вид КА «СПЕКТР-Р»

ЭМБ системы Э10. Для обеспечения эффективного энергопритока БКУ КА управляет СОСБ, реализуя упреждающее или догоняющее наведение панелей СБ на Солнце.

В составе всех СОСБ нового поколения, разрабатываемых во ВНИИЭМ, применяются малогабаритные электроприводы с двухфазным шаговым электродвигателем. Электроприводы постоянно совершенствовались, в результате их масса доведена до 8–9 кг, что существенно ниже массы электроприводов первых разработок СОСБ. Применяемые шаговые электродвигатели достаточно просты в управлении, которое осуществляется 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 один шаг – поворот на угол 1,8°.

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 (ВКУ), разработанное во ВНИИЭМ. В отличие от применявшихся ранее ВКУ, довольно дорогих и трудоёмких в производстве, в новом кольцевом токосъёмнике за счёт использования последних достижений в области материалов контактных пар и внедрения оригинальных конструктивных решений снижены затраты на изготовление и обеспечен стабильный технологический процесс производства.

Еще одно направление создания в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» бортовых служебных подсистем для ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» появилось в ходе разработки на этом предприятии остронаправленных антенн (ОНА) для КА «СПЕКТР-Р» и «Электро-Л». В процессе проектирования возникла серьёзная проблема по обеспечению высокоточной установки остронаправленной антенны в заданное положение относительно корпуса КА (с допустимой ошибкой порядка 1 угловой секунды). Так как датчик положений, обеспечивающий информацию с указанной выше точностью, представляет собой очень сложное и дорогостоящее устройство, разработчиками ОНА было принято решение применить привод с шаговым двигателем. При этом факт приведения остронаправленной антенны в нулевое положение фиксируется с помощью прецизионного датчика, а её установка в заданную позицию осуществляется путём отсчёта числа шагов двигателя от этого нулевого положения. Для высокоточной реализации указанных функций специалистами ВНИИЭМ был создан шаговый двигатель ДШГ-1,8-04, к которому предъявлялось основное требование – отсутствие пропуска шагов во всех режимах работы. Данный двигатель поставляется в НПО имени С.А. Лавочкина.

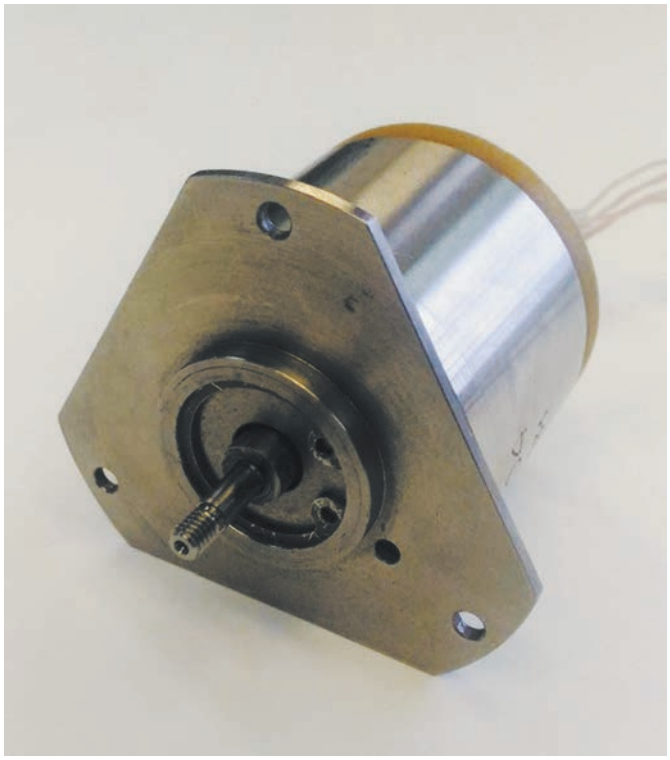


**рисунок 4.** Двигатель ДШГ-1,8-04

Двигатель ДШГ-1,8 (рисунок 4) представляет собой двухфазный гибридный шаговый двигатель с возбуждением от высокоэнергетических постоянных магнитов, выполненных из материалов Nd-Fe-B, питается двуполярным импульсным напряжением прямоугольной формы с 90-градусным заполнением полупериода. Он обеспечивает момент 500 г·см на частотах до 500 Гц и сочетает в себе достоинства реактивного шагового двигателя (малая величина шага – 1,8°) и шагового двигателя с постоянными магнитами (наличие фиксирующего момента при снятии напряжения питания не менее 50 г·см).

Шаговый двигатель с постоянными магнитами при своём вращении на заданной частоте 130 Гц не пропускает шаги, но после снятия питания ротор двигателя может остановиться, притянувшись произвольно к левому или правому соседнему устойчивому положению. Это может привести к ошибке на единицу формируемого программой числа шагов, выдаваемых для установки в следующее положение. Для устранения этого явления было принято совместное решение о сохранении питания на одной обмотке двигателя после его остановки без сокращения срока службы двигателя.




**рисунок 5.** Двигатель БК-1316

Одновременно с разработкой и изготовлением опытных образцов СОСБ и шаговых электродвигателей АО «Корпорация «ВНИИЭМ» осуществляет поставку во ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» серийно изготавливаемых бесконтактных электродвигателей БК-1316 (рисунок 5), предназначенных для вентиляторов разгонного блока «Фрегат».

Отметим ещё одно традиционное направление поставки во ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» продукции АО «Корпорация «ВНИИЭМ»: двигатели-маховики и системы сброса кинетического момента, накапливаемого маховиками бортовых систем ориентации спутников.

Далее рассмотрим бортовые системы и изделия АО «Корпорация «ВНИИЭМ», которые изготавливались в интересах ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» в последние годы.

В частности, в 2011–2012 годах были разработаны эскизные проекты на системы ориентации солнечных батарей для КА «ЭЛЕКТРО-ВО», КА «ЭЛЕКТРО-М» и КА «ГАММА-400». Все эти СОСБ проектировались на базе ранее разработанной системы Э10 с внесением в документацию коррективов, связанных с изменением условий работы и орбит каждого из названных выше КА.

В 2015 году был разработан эскизный проект на систему ориентации солнечной батареи КА «ЛУНА-РЕСУРС-1» (ОА)». Для этого аппарата предполагается создание принципиально новой СОСБ (системы ЛР10), существенно отличной от ранее разработанной и широко используемой СОСБ Э10.

СОСБ должна функционировать в течение всего срока эксплуатации КА по поступающим из бортового комплекса управления КА релейным командам (КР) и по командам управления, выдаваемым по мультиплексному каналу обмена (МКО).

СОСБ (система ЛР10) включает в свой состав два электромеханических блока и один блок управления, обеспечивая ориентацию двух панелей СБ относительно оси, лежащей в их плоскости. Угол поворота выходного вала ЭМБ – $\pm 360° \cdot N$, где $N$=1, 2, 3,…$n$.

Поворот выходного вала ЭМБ в режиме слежения за Солнцем осуществляется с одной из шести приведённых ниже скоростей, задаваемых БКУ: 0,01; 0,02; 0,03; 0,04; 0,05; 0,06 °/с. Точность поддержания каждой из скоростей должна быть не хуже ±0,004°/с.

В начальных режимах и при нештатных ситуациях для ускоренной ориентации панелей используется повышенная скорость (0,3±0,03)°/с.

СОСБ должна выдавать информацию о положении выходного вала каждого ЭМБ с дискретностью 3° и погрешностью ±2° относительно центра зоны.

Суммарный ток, пропускаемый через 12 цепей, не должен превышать 4,5 А.

Взаимодействие с БКУ обеспечивается по последовательному интерфейсу (МКО), в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003, причём СОСБ является оконечным устройством (ОУ).

В эскизном проекте рассмотрены два варианта исполнения ЭМБ – с двигателем ДШГ и двигателем БДПТ.

Внешний вид ЭМБ в исполнении с двигателем БДПТ показан на рисунке 6.

Блок состоит из подвижного (вращающегося) и неподвижного фланца.

Подвижный фланец предназначен для крепления кронштейна крыла солнечной батареи шпильками. Неподвижный фланец используется для установки и крепления блока к корпусу КА.

Каждый силовой разъём подключён через провода транзитного жгута к одному силовому контактному кольцу коллектора. Максимально допустимый ток, передаваемый по одной силовой цепи, составляет 40 А. Силовые и сигнальные кольца, набранные на изоляционных втулках и имеющие изоляционные прокладки между собой, составляют коллектор блока. Всего в блоке 4 силовых и 15 сигнальных колец. Коллектор установлен на выходном валу блока.

Конструктивной основой блока является высокопрочная стальная опорная плита, на которой размещён передний радиальный шарикоподшипник

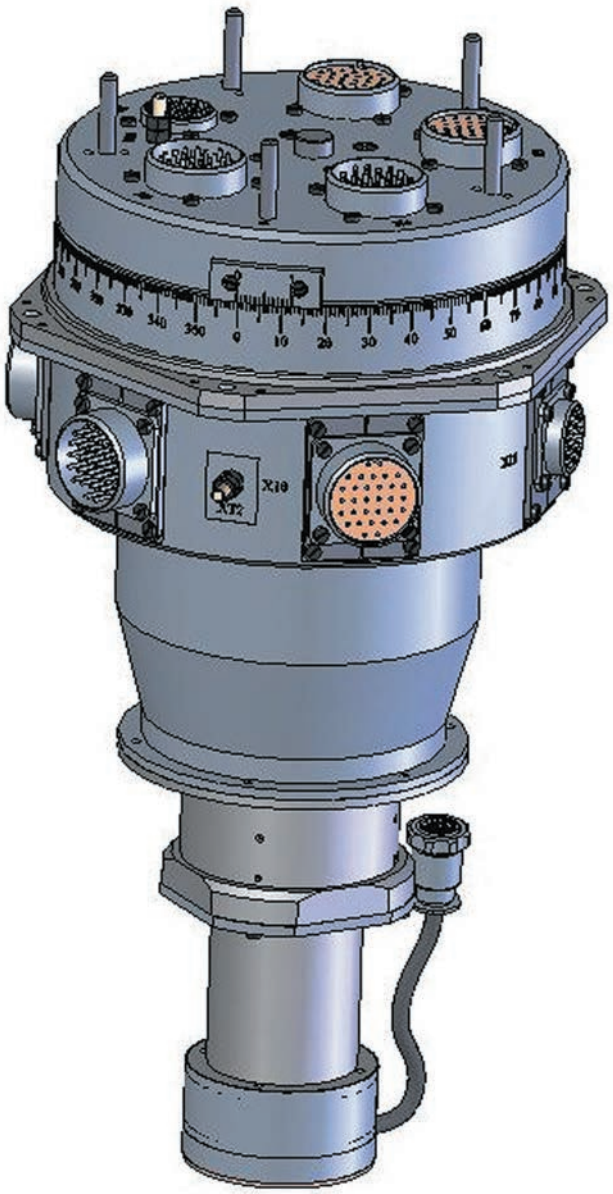


**рисунок 6.** Внешний вид ЭМБ в исполнении с двигателем БДПТ

выходного вала, воспринимающий основную часть внешней нагрузки, передаваемой от крыла солнечной батареи на подвижный фланец.

Передача вращения на подвижный фланец осуществляется от электродвигателя через планетарный редуктор. Последняя ступень редуктора – цилиндрическая трёхпоточная. Выходное зубчатое колесо её, имеющее внутреннее зацепление, соединено с выходным валом; колесо установлено в корпусе редуктора на своем радиальном шарикоподшипнике с целью обеспечения максимальной соосности последней ступени с сопрягаемыми шестернями; подшипник служит также второй опорой выходного вала. Таким образом, «развязка» выходного вала и редуктора осуществляются через зубчатую передачу. Данная схема позволяет добиться хорошей компактности блока в осевом направлении и уменьшить число деталей за счет отсутствия соединительной муфты между указанными узлами.

Приводным электродвигателем блока может служить бесконтактный электродвигатель постоянного тока ДБ53-0,25-0,12/М, имеющий встроенный датчик скорости вращения ротора или шаговый электродвигатель ДШГ-1,8. Оба электродвигателя работают с указанным выше планетарным редуктором. При изготовлении блока с электродвигателем ДБ53-0,25-0,12/М установка и точное поддержание требуемой скорости вращения выходного вала осуществляется за счёт стабилизации скорости вращения ротора электродвигателя по сигналам указанного датчика.

Важным достоинством такого способа стабилизации является то, что изменение внешней нагрузки, т.е. момента сопротивления вращению выходного вала, не отражается на заданной скорости его вращения. При самой низкой скорости вращения выходного вала 0,01°/с скорость вращения ротора электродвигателя составляет три оборота в минуту, при требуемой скорости вращения выходного вала 0,3°/с скорость вращения ротора 90 оборотов в минуту.

Угловое положение выходного вала блока определяется при помощи оптического датчика углового положения, который состоит из светодиодов и фотодиодов.

Для получения наиболее точных показаний датчик размещается как можно ближе к подвижному фланцу блока и имеет максимально большой диаметр закреплённого на выходном валу кодового диска, равный 140 мм.

Для ЭМБ с электродвигателем ДШГ-1,8 скорость вращения ротора зависит от частоты питания фаз двигателя. При этом датчик скорости вращения ротора не требуется. При использовании данного электродвигателя значительно сокращаются осевая длина и вес блока по сравнению с применением двигателя БДПТ: осевая длина составит 270 мм вместо 320 мм, вес блока – 8,6 кг вместо 9,2 кг.

Разработка СОСБ для КА «ЛУНА-РЕСУРС-1» является важным современным достижением АО «Корпорация «ВНИИЭМ», выполненным по заказу ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина».

Как было отмечено в самом начале статьи, во многих случаях НПО имени С.А. Лавочкина и ВНИИЭМ меняются функциями поставщика и заказчика.

В качестве поставщика в интересах АО «Корпорация «ВНИИЭМ» ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» выполняло или выполняет следующие работы:

- поставка матов экранно-вакуумной термоизоляции (ЭВТИ) на ранее разрабатывавшиеся КА серии «МЕТЕОР»;

- поставка переходных адаптеров между КА разработки АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и разгонным блоком «Фрегат»;
- расчёт полётного задания разгонного блока;
- поставка сотовых панелей, тепловых труб и терморегулирующих покрытий (ТРП) для бортовых систем обеспечения теплового режима и ряда других комплектующих для спутников АО «Корпорация «ВНИИЭМ».

В последние годы появились и окрепли новые направления сотрудничества между АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», в которых ВНИИЭМ выступает в роли заказчика. Одной из причин этого послужило то, что, начиная с 2005 года, ВНИИЭМ все чаще разрабатывает КА научного и научно-прикладного назначения, в области создания которых ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» имеет богатейший опыт. Благодаря этому существенно усилилось и взаимодействие между обоими предприятиями по проектированию и созданию космической техники разнообразного научного и прикладного применения.

Например, для удовлетворения требований к КА «КАНОПУС-В» в части точности динамической стабилизации и сокращения времени, требуемого для совершения программного разворота и успокоения КА, ВНИИЭМ было принято решение о применении на СБ данного спутника виброгасителей на основе магнитной жидкости разработки НПО имени С.А. Лавочкина. В ходе испытаний было достигнуто значительное повышение эффективности этих устройств (*Мурашко В.М. и др.*, 2015).

Необходимо добавить, что конструкция КА «КАНОПУС-В» и аналогичного белорусского космического аппарата («БКА») основана на применении современных технологий с использованием сотовых панелей с тепловыми трубами, также разработанными в НПО имени С.А. Лавочкина.

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

Применение указанного подхода позволяет достоверно описывать динамические характеристики системы «космический аппарат – разгонный блок – ракета-носитель» и определять действующие на КА нагрузки. Тем самым обеспечивается успешное продолжение и интенсификация использования разгонных блоков «Фрегат», создаваемых в НПО имени С.А. Лавочкина, для выведения в космос спутников АО «Корпорация «ВНИИЭМ». В частности, с применением этих блоков в ближайшее время планируется обеспечить запуски на орбиты метеоспутников «МЕТЕОР-М» № 2-1 и № 2-2. В будущем намечено с помощью разгонных блоков «Фрегат» выводить в космос перспективные КА «МЕТЕОР-М» № 2-3 и № 2-4 совместно с геофизическими спутниками «ИОНОСФЕРА-М» № 1, 2, «ИОНОСФЕРА-М» № 3, 4. Разгонные блоки «Фрегат» предполагается использовать для выведения и других перспективных КА разработки АО «Корпорация «ВНИИЭМ».

Авторы статьи уверены, что плодотворное сотрудничество наших предприятий, включая творческое взаимодействие учёных и специалистов, не только сохранится, но будет неуклонно развиваться и расширяться в интересах космической отрасли нашей страны.

## список литературы

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

*Макриденко Л.А., Волков С.Н., Горбунов А.В., Геча В.Я. и др.* Плодотворному сотрудничеству ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» и ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкона» – 45 лет // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С.140-146.

*Мурашко В.М., Козубский К.Н., Вертаков Н.М., Корякин А.И.* О научно-техническом сотрудничестве НПО имени С.А. Лавочкина и ОКБ «Факел». К 50-летнему юбилею космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 32-36.

*Привод солнечной батареи:* а. с. / В.Я. Авербух, Н.Я. Альпер, Д.М. Вейнберг, Н.Н. Данилов-Нитусов и др. (СССР) № 131267 Заявители и патентообладатель ВНИИЭМ 08.06.1979; приоритет 27.12.1978.

*Система ориентации солнечной батареи*: а. с. / В.Я. Авербух, Ю.Г. Алдошкин, Ю.Г. Ахтырко, В.П. Булеков и др. (СССР) № 169809. Заявитель ВНИИЭМ; патентообладатель ВНИИЭМ, НПО им. С.А. Лавочкина 08.02.1982, приоритет 24.09.1981.

*Система ориентации солнечных батарей:* а. с. / Ю.Г. Алдошкин, В.Я. Авербух, Н.М. Грузов, С.Д. Куликов и др. (СССР) № 230424. Заявитель НПО им. С.А. Лавочкина; патентообладатель ВНИИЭМ и НПО им. С.А. Лавочкина 02.01.1986; приоритет 19.08.1983.

*Федеральное государственное унитарное предприятие* научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина. [Электронный ресурс]. URL: http://www.laspace.ru/rus/index.php (дата обращения: 20.02.2017).

*Статья поступила в редакцию 27.02.2017 г.*

УДК 528.8.042.3

# ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ АППАРАТУРЫ МСУ-ГС НА КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2

# THE MAIN RESULTS OF MSU-GS INSTRUMENT OPERATIONS ONBOARD «ELECTRO-L» № 2 SATELLITE

**И.В. Москатиньев**[1],
*miv@laspace.ru;*
**I.V. Moskatiniev**

**А.В. Балиев**[1],
*miv@laspace.ru;*
**A.V. Baliev**

**Т.В. Павлова**[1],
*tatjana@laspace.ru;*
**T.V. Pavlova**

**Ю.М. Гектин**[2],
*кандидат технических наук,*
*zaytsev.spacecorp@gmail.com;*
**Yu.M. Gektin**

**Н.П. Акимов**[2],
*zaytsev.spacecorp@gmail.com;*
**N.P. Akimov**

**М.Б. Смелянский**[2],
*zaytsev.spacecorp@gmail.com;*
**M.B. Smelyansky**

**Н.А. Сулиманов**[2],
*zaytsev.spacecorp@gmail.com;*
**N.A. Sulimanov**

**К.В. Бадаев**[2],
*zaytsev.spacecorp@gmail.com;*
**K.V. Badaev**

**А.В. Рыжаков**[2],
*zaytsev.spacecorp@gmail.com;*
**A.V. Ryzhakov**

**А.Г. Фролов**[2],
*кандидат технических наук,*
*zaytsev.spacecorp@gmail.com;*
**A.G. Frolov**

**Р.В. Андреев**[2],
*zaytsev.spacecorp@gmail.com;*
**R.V. Andreev**

**А.А. Зайцев**[2],
*аспирант,*
*zaytsev.spacecorp@gmail.com;*
**A.A. Zaytsev**

*Рассматриваются принцип действия, конструктивные особенности многозональной гидрометеорологической аппаратуры МСУ-ГС, установленной на геостационарном метеоспутнике «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, и основные результаты, полученные в ходе её лётной эксплуатации после модернизации ИК-модуля.*

*Ключевые слова:*
*геостационарные метеоспутники;*
*спектрозональная съёмка Земли;*
*сканирующее устройство.*

*The article reviews a principle of operation, design features of multizonal hydrometeorological instrument MSU-GS, accommodated on «ELECTRO-L» № 2 geostationary meteo satellite, and the main outcome obtained during its flight operations after IR-module upgrade.*

*Key words:*
*geostationary meteo satellites;*
*the Earth spectrozonal imagery;*
*scanner.*

20 января 2011 года на геостационарную орбиту Земли был успешно выведен созданный в НПО имени С.А. Лавочкина метеорологический спутник «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 с многозональным сканирующим устройством МСУ-ГС, разработанным АО «Российские космические системы». МСУ-ГС – основной инструмент на спутнике «ЭЛЕКТРО-Л», позволяющий оперативно, с интервалом 15–30 минут, наблюдать динамические процессы в облачном покрове и временные изменения температуры облачности, океана и поверхности Земли в оптическом диапазоне спектра (0,4–12,5 мкм) в пределах наблюдаемого полного диска Земли (*Новиков М.В. и др.,* 2008; *Гектин Ю.М., Селиванов А.С*., 2015; *Хартов В.В*., 2015).

Введение в эксплуатацию спутника «ЭЛЕКТРО-Л» и спутника «МЕТЕОР-3М» (АО «Корпорация «ВНИИЭМ») с многозональным сканирующим устройством малого разрешения (МСУ-МР) позволило создать полноценную отечественную систему космического наблюдения для решения широкого комплекса гидрометеорологических и океанографических задач, не уступающую аналогичным зарубежным системам и обеспечивающую информационную независимость России (*Асмус В.В. и др*., 2012; *Акимов Н.П. и др*., 2013).

При разработке МСУ-ГС разработчиками АО «Российские космические системы» была максимально использована перспективная элементная база – многоэлементные приёмники излучения, как в видимом диапазоне спектра, так и в инфракрасном (ИК) диапазоне, что позволило создать аппаратуру с качественно новыми тактико-техническими харак-

[1] ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

[2] ОАО «Российские космические системы», Россия, г. Москва.
JSC «Russian Space Systems», Russia, Moscow.

теристиками по отношению к уже эксплуатируемым аналогичным зарубежным системам (GOES). Наиболее близким аналогом МСУ-ГС по тактико-техническим характеристикам является устройство SEVIRI (Spinning Enhanced Visible and Infrared Imager), разработанное для европейских спутников второго поколения MSG системы METEOSAT. Следует отметить, что в соответствии с требованиями международной координационной группы по метеоспутникам (Coordination Group for Meteorological Satellites), предъявляемым к странам-операторам космических метеорологических систем, с 2015 года геостационарные спутники должны оснащаться аппаратурой с техническими характеристиками не хуже устройства SEVIRI.

Результаты лётной эксплуатации устройства МСУ-ГС показали, что качество получаемой с него информации соответствует международным стандартам по радиометрической точности, и она востребована как российскими, так и зарубежными потребителями для создания различных типов информационных продуктов (*Киселева Ю.В. и др.,* 2015).

С целью обновления и расширения геостационарной группировки гидрометеорологических спутников 11 декабря 2015 года состоялся запуск КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 с модернизированным МСУ-ГС (*Гектин Ю.М. и др*., 2015). Модернизация устройства МСУ-ГС была направлена на повышение радиометрического качества изображений, формируемых в ИК-диапазоне спектра, и обеспечение их одновременного формирования. В первом образце МСУ-ГС изображения в ИК-диапазонах формировались последовательно.

Штатная периодичность съёмки МСУ-ГС составляет 30 минут, однако возможен и учащённый режим получения снимков для наблюдения за динамическими природными процессами, такими, как ураганы, цунами и т.п. В отличие от европейских и американских аналогов, устройство МСУ-ГС во всех режимах работы формирует изображение полного диска Земли, а не определённых фрагментов поверхности, и сеанс съёмки не превышает 8 минут.

Основные тактико-технические характеристики прибора МСУ-ГС № 2 и его аналога SEVIRI приведены в таблице 1.

**таблица 1** – Тактико-технические характеристики приборов МСУ-ГС и SEVIRI

| | МСУ-ГС «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 | SEVIRI «METEOSAT-10» |
|---|---|---|
| период эксплуатации | 2015÷2022 гг. | 2012÷2019 гг. |
| число спектральных каналов: всего/видимых/ИК | 10/3/7 | 12/3/9 |
| спектральные диапазоны, мкм | – | 0,4–1,1 |
| | 0,50–0,65 | 0,56–0,71 |
| | 0,65–0,80 | 0,74–0,88 |
| | 0,80–0,90 | 1,50–1,78 |
| | 3,5–4,0 | 3,48–4,36 |
| | 5,7–7,0 | 5,35–7,15 |
| | 7,5–8,5 | 6,85–7,85 |
| | 8,2–9,2 | 8,30–9,10 |
| | 9,2–10,2 | 9,38–9,94 |
| | 10,2–11,2 | 9,80–11,80 |
| | 11,2–12,5 | 11,00–13,00 |
| | – | 12,40–14,40 |
| угол обзора (строка/кадр), град | 20×20 | 20×20 |
| разрешение, км | 1 (0,5–0,9 мкм); 4 (3,5–12,5 мкм) | 1,4 (0,4–1,1 мкм); 4,8 (0,56–14,40 мкм) |
| коэффициент передачи модуляции: | | |
| ВД-каналы | 35–50% | 25–35% |
| ИК-каналы | 35% | |
| отношение сигнал/шум в каналах 0,5–0,9 мкм при модельной яркости объекта | >500 | >500 |
| режим съёмки | одновременная съёмка во всех каналах | одновременная съёмка во всех каналах |
| время съёмки диска Земли, мин | 8 | 15 |
| эквивалентная шуму разность измеряемых температур на уровне 300 К | 0,10 К (3,5–4,0 мкм); 0,10 К (5–9 мкм); 0,20 К (9–12,5 мкм) | 0,35 К (3,5–4,0 мкм); 0,28 К (5–9 мкм); 0,25 К (9–11 мкм); 0,30 К (12–14 мкм) |
| тип охлаждения | радиационный | радиационный |
| потребление, Вт | 150 | 150 |
| масса, кг | 158 | 260 |

На рисунке 1 приведён один из первых снимков (синтез трёх спектральных каналов: 0,50–0,65 мкм, 0,65–0,80 мкм и 0,80–0,90 мкм), формируемый аппаратурой МСУ-ГС на «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, на рисунке 2 – полный объём информации, формируемый за один сеанс съёмки.

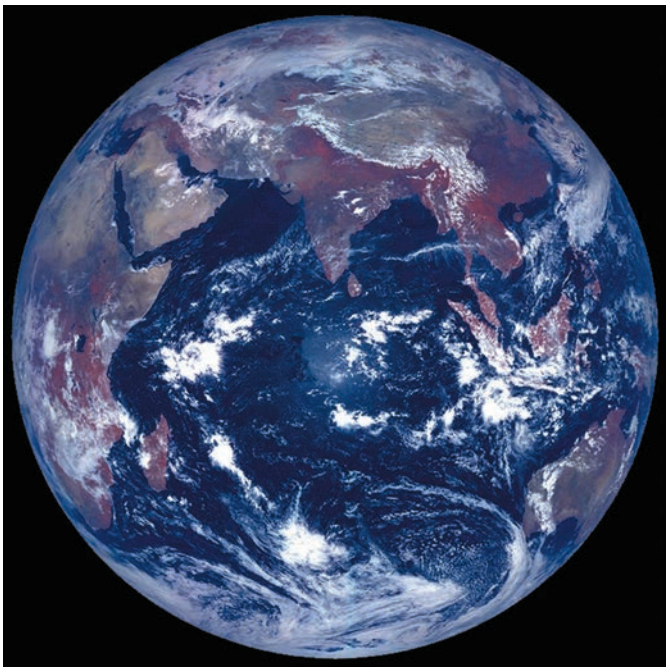


**рисунок 1.** Один из первых снимков, сделанных аппаратурой МСУ-ГС («ЭЛЕКТРО-Л» № 2). Изображение синтезировано из трёх спектральных каналов: 0,50–0,65 мкм, 0,65–0,80 мкм и 0,80–0,90 мкм

Внешний вид устройства МСУ-ГС для КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, представлен на рисунке. 3. Для увеличения срока эксплуатации измерительного комплекса «ЭЛЕКТРО-Л» на нём установлено два устройства МСУ-ГС – основной и резервный (холодный резерв).

Конструктивно МСУ-ГС поставляется на объект как моноблок, состоящий из двух оптически независимых модулей МСУ-ГС-ВД и МСУ-ГС-ИК. Модуль МСУ-ГС-ВД обеспечивает получение трёх спектрозональных изображений в видимом и ближнем ИК-диапазонах спектра (0,50–0,65, 0,65–0,80, 0,8–0,9 мкм), а модуль МСУ-ГС-ИК – семи изображений в среднем и дальнем (тепловом) ИК-диапазонах спектра (3,5–4,0, 5,7–7,0, 7,5–8,5, 8,2–9,2, 9,2–10,2, 10,2–11,2, 11,2–12,5 мкм). Достоинством модульного принципа построения является возможность использования в устройстве разнотипных приёмников излучения. Корпус модуля МСУ-ГС-ИК является несущим, на нём монтируются радиационный холодильник для охлаждения ИК-приёмников до криогенной температуры 80 К, модуль МСУ-ГС-ВД, солнцезащитная бленда ИК-модуля.

Принцип формирования модулями изображений и геометрия сканирования поясняются на рисунке 4.

**Модуль МСУ-ГС-ВД** обеспечивает съёмку в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах. Принципиальная оптическая схема модуля приведена на рисунке 5. Схема включает: однокоординатное ска-

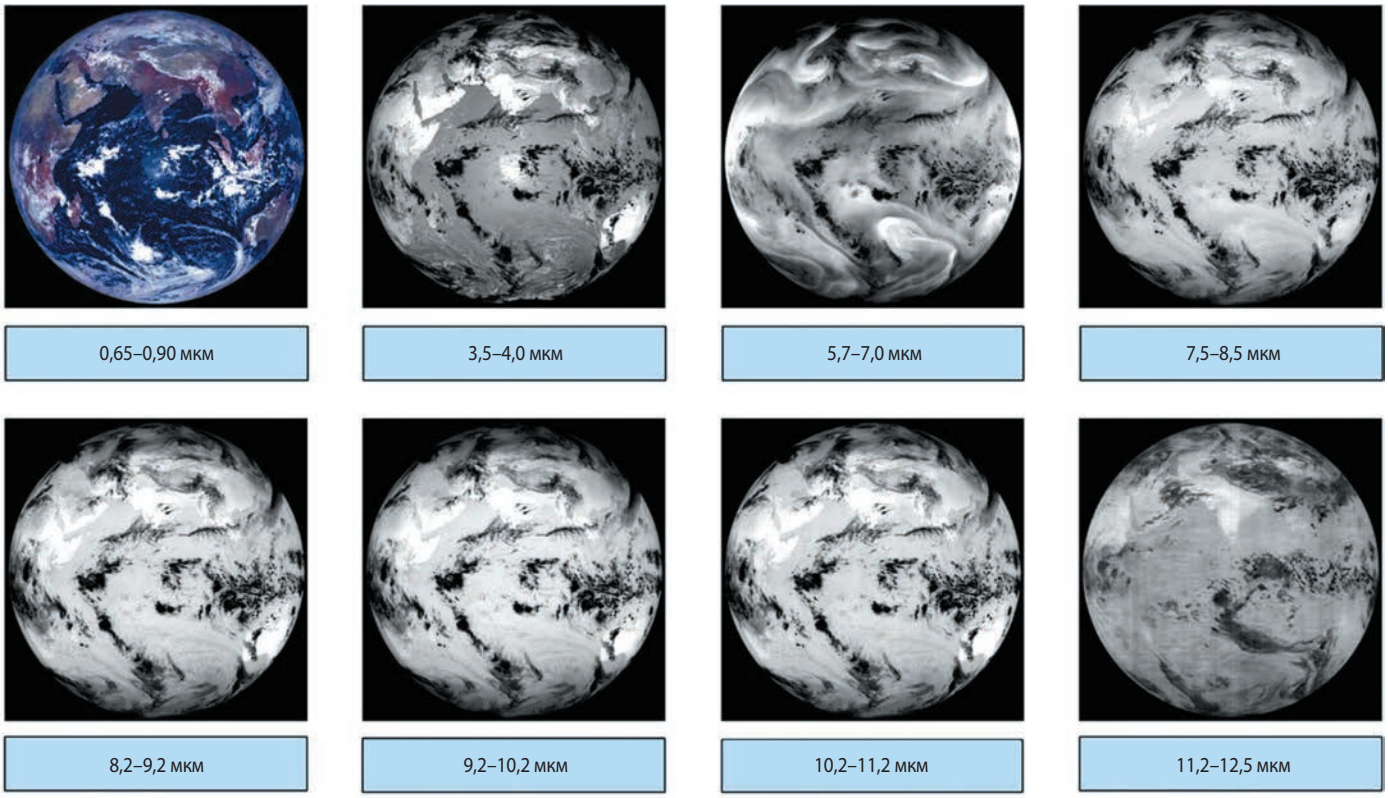



**рисунок 2.** Информация, формируемая аппаратурой МСУ-ГС за один сеанс съёмки

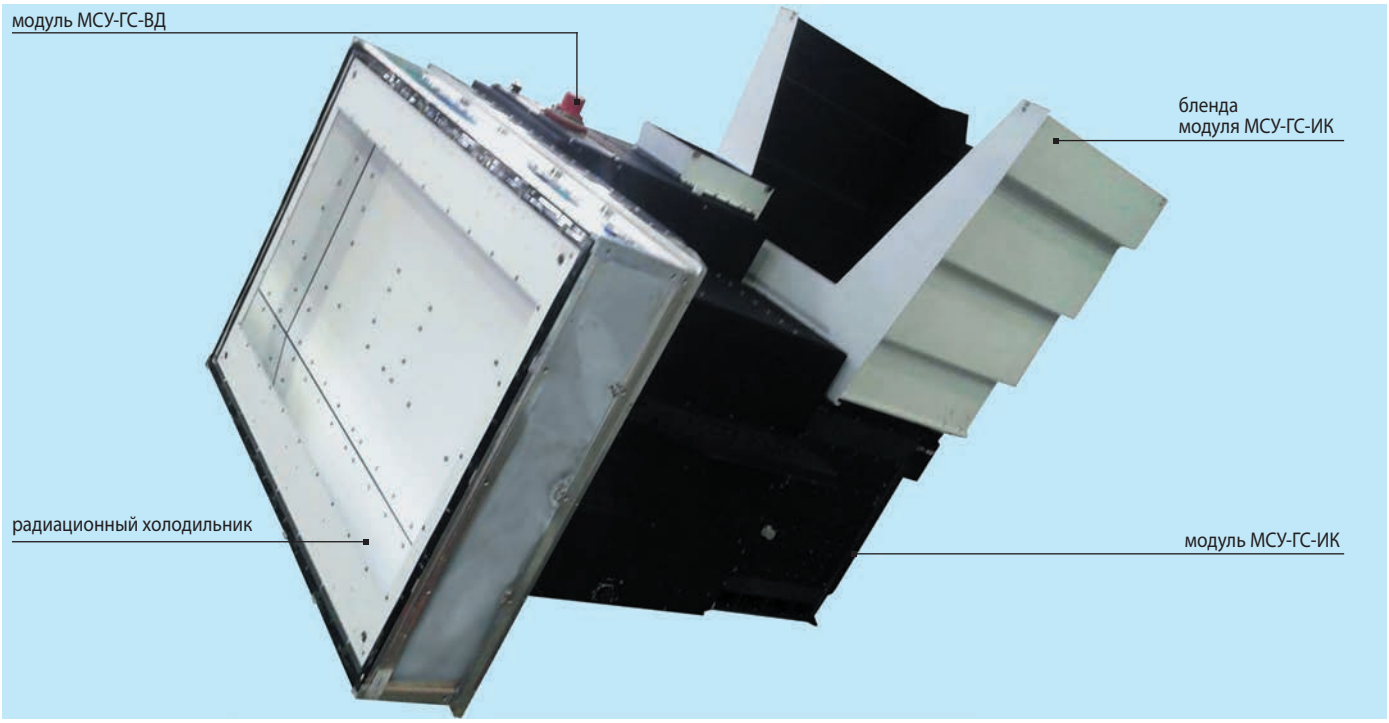



**рисунок 3.** Внешний вид модернизированного устройства МСУ-ГС для КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2

нирующее зеркало, две идентичные системы формирования изображения, каждая из которых содержит: объектив, систему плоских зеркал для уменьшения общих габаритов модуля, фильтры, формирующие спектральный диапазон и три многоэлементных приёмника излучения, а также систему бортовой радиометрической калибровки.

В качестве приёмников излучения в системе видимого и ближнего ИК-диапазона используются линейные ПЗС-приёмники, имеющие размерность 6000 элементов и размер чувствительного элемента 10×10 мкм. Использование приёмника данной размерности и линзового объектива апохромата с фокусным расстояние 360 мм и угловым полем зрения 10° позволяет сформировать угловое поле зрения 9°30′ (полдиска Земли). Для формирования полного диска объективы каждой из ветвей развернуты на угол 4°45′ к оси визирования устройства.

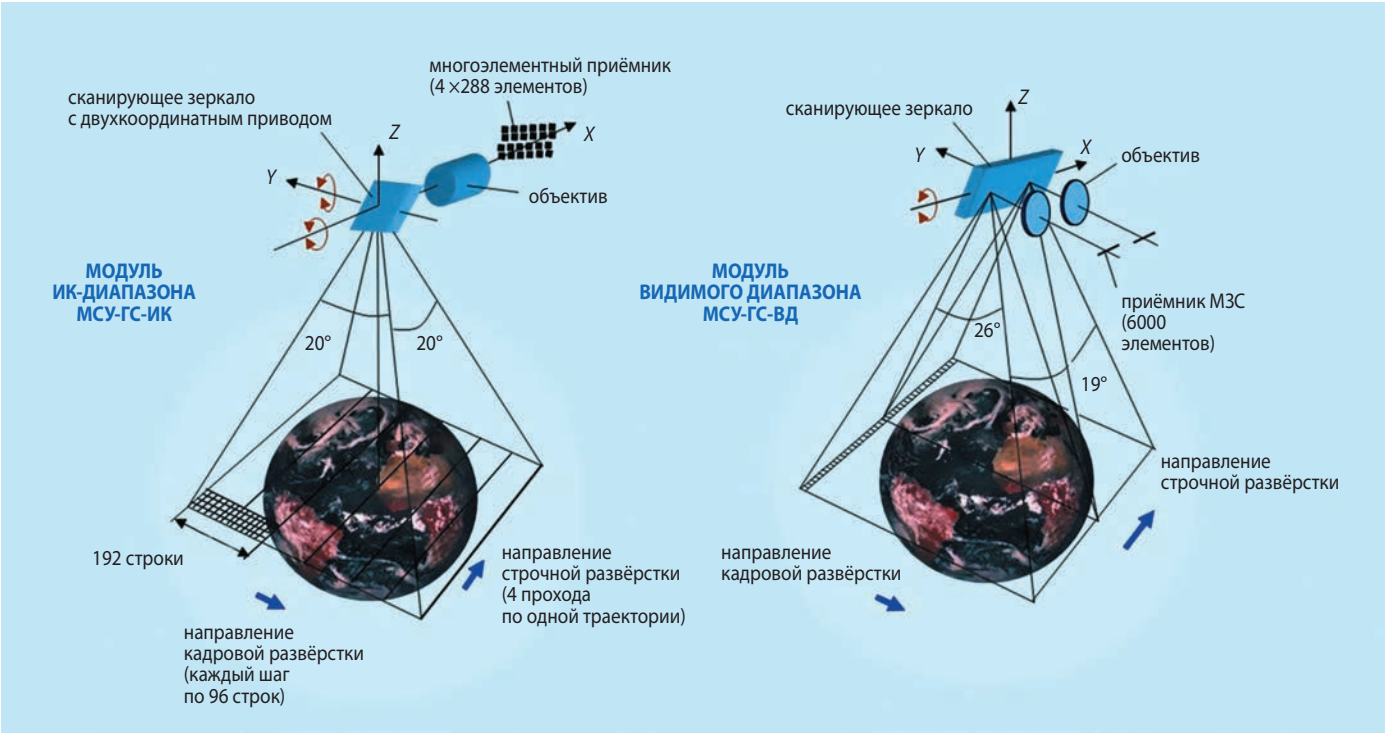
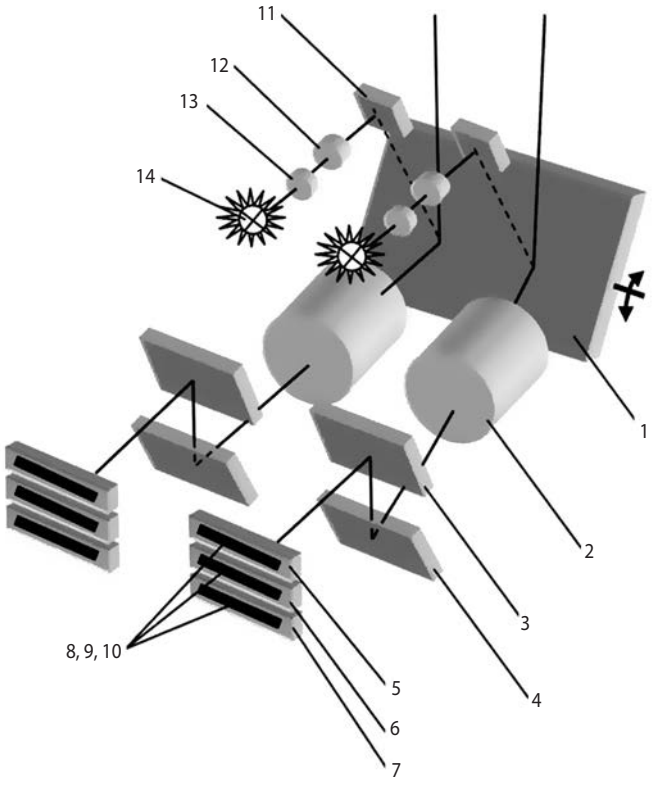
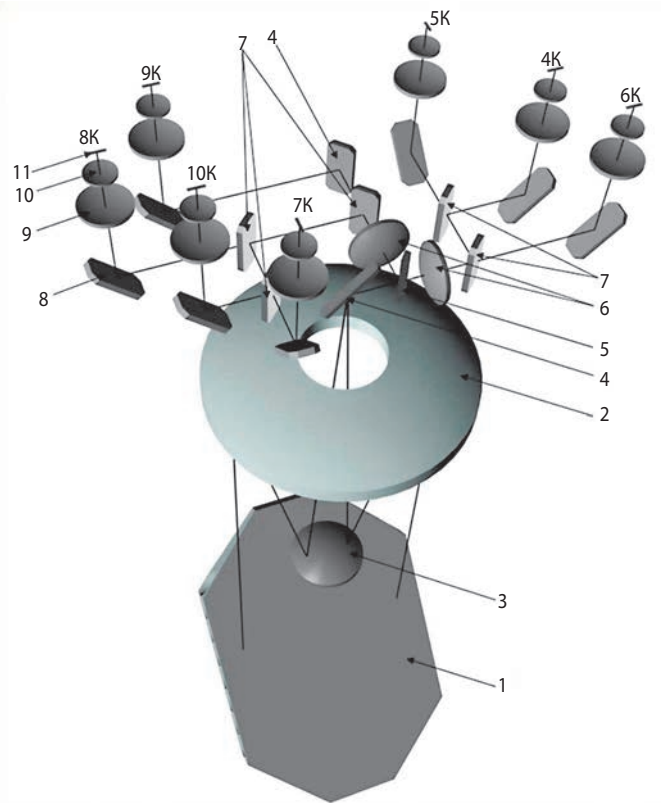



**рисунок 4.** Принцип построения изображения и геометрия сканирования устройства МСУ-ГС




**1** – однокоординатное сканирующее зеркало;
**2** – объектив; **3**, **4**, **11** – поворотные зеркала;
**5**, **6**, **7** – светофильтры, формирующие спектральные диапазоны;
**8**, **9**, **10** – линейные приёмники излучения;
**11** – поворотное зеркало; **12** – светофильтр;
**13** – объектив; **14** – источник излучения.

**рисунок 5.** Оптическая схема модуля МСУ-ГС-ВД




**1** – двухкоординатное сканирующее зеркало;
**2** – основное параболическое зеркало; **3** – вторичное зеркало; **4** – поворотное зеркало; **5** – разделительное зеркало; **6** – линзы коллективов; **7** – дихроическое зеркало; **8** – поворотное зеркало; **9** – объектив;
**10** – фильтр; **11** – многорядные приёмники излучения.

**рисунок 6.** Оптическая схема модифицированного модуля МСУ-ГС-ИК

Для контроля радиометрических параметров в процессе эксплуатации предусмотрен режим калибровки, в процессе которого сканирующее зеркало разворачивается в положение, при котором излучение эталонного источника (пирометрической лампы накаливания), пройдя через всю оптическую систему, последовательно проецируется на ПЗС-приёмниках. Для каждой ветви установлена своя система калибровки. Калибровка проводится периодически в течение специального сеанса при закрытых защитных крышках входного окна модуля.

**Модуль МСУ-ГС-ИК** обеспечивает съёмку в семи каналах ИК-диапазона спектра. Поскольку основные замечания по результатам лётных испытаний МСУ-ГС в составе «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 со стороны потребителей были связаны с качеством ИК-информации, было принято решение о разработке принципиально нового модуля МСУ-ГС-ИК для «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 (*Андреев Р.В. и др.*, 2015), в котором:

- многоэлементные ИК-приёмники форматом 2×96 элементов были заменены на приёмники большего формата (4×288 элементов) с улучшенными шумовыми характеристиками и оптимизированной спектральной чувствительностью под требуемые спектральные диапазоны;
- реализована принципиально новая оптическая схема, которая позволяет обеспечить одновременное формирование изображений во всех ИК-каналах;
- достигнут более высокий коэффициент пропускания оптического тракта за счёт минимизации числа линзовых элементов и оптимизации спектроделительной системы;
- организован режим сканирования с гарантированным получением сигналов, некоррелированных по низкочастотным шумам;
- применён метод объединения сигналов от различных линеек фотоприёмника, что позволило не увеличивать информационный поток, несмотря на увеличение числа работающих одновременно ИК-каналов (с трёх до семи).

Принципиальная оптическая схема модифицированного модуля МСУ-ГС-ИК приведена на рисунке 6.

Принцип работы новой оптической системы заключается в следующем: поток излучения от земной поверхности направляется двухкоординатным ска-

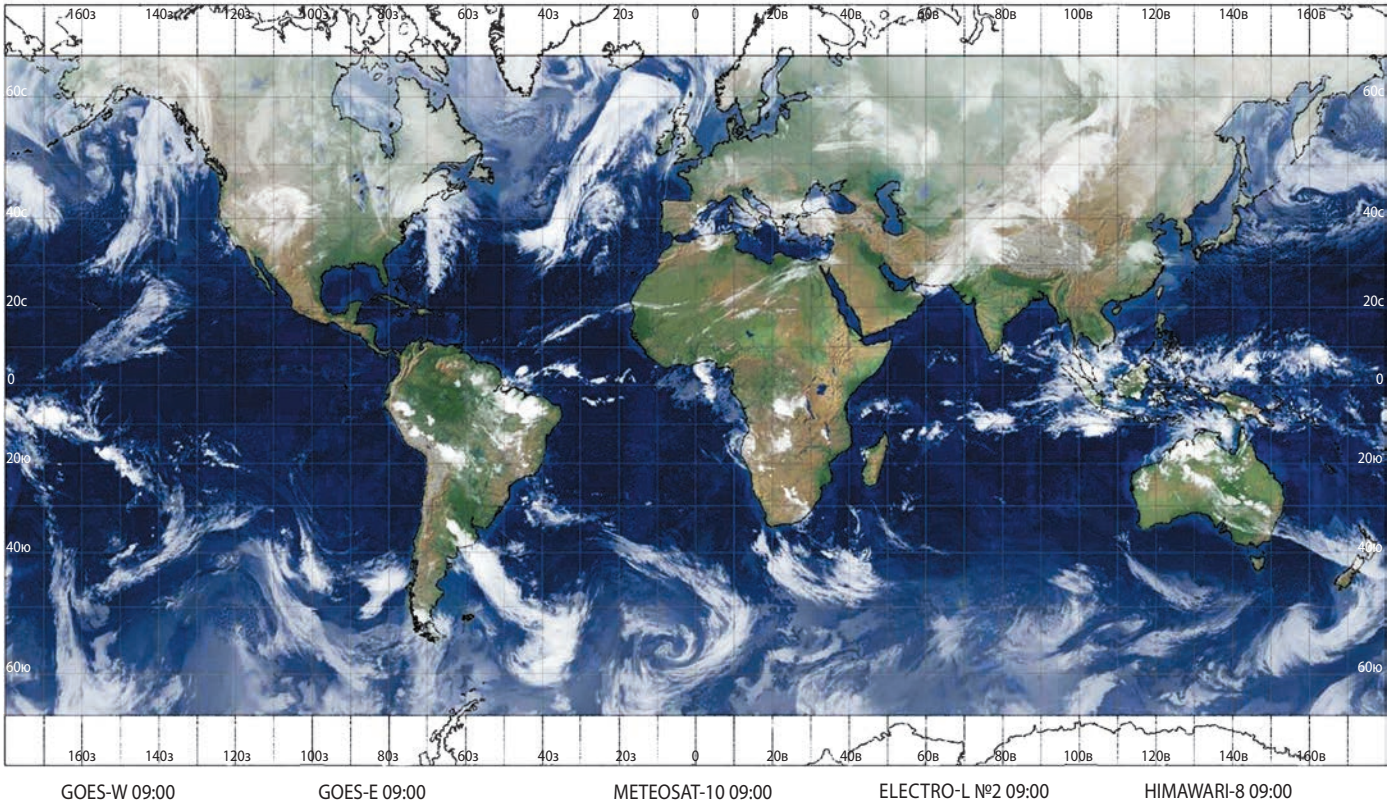



**рисунок 7.** Глобальная карта облачности, 27.01.2017 09:00 GMT.

Карта построена ФГБУ «НИЦ Планета» по информации с КА «GOES-W», «GOES-E», «METEOSAT-10», «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, «HIMAWARI-8»

нирующим зеркалом 1 в зеркальный объектив 2, 3 с диаметром главного зеркала 220 мм и после объектива разделяется зеркалом 5 на две части так, что образуются две «ветви», поле зрения каждой из которых составляет половину поля зрения зеркального объектива. В результате пространственного разделения поля зрения в оптической системе формируются две плоскости промежуточного изображения, в которых располагаются линзы коллективов 6, служащие для уменьшения диаметра оптического пучка. Формирование независимых информационных каналов в устройстве обеспечивается двумя системами спектроделения, состоящими из последовательно установленных интерференционных фильтров 7, первая – из трёх каналов в диапазоне 3,5–8,5 мкм, вторая – из четырёх каналов в диапазоне 8,2–12,5 мкм. Сформированные спектроделительной системой спектрозональные потоки излучения линзовыми объективами 9 фокусируются на многоэлементных приёмниках излучения 11. Дополнительная коррекция сформированного спектроделительной системой спектра излучения обеспечивается дополнительными светофильтрами 10. Поворотные зеркала 4, 8 – конструктивные элементы.

В модернизированном ИК-модуле было значительно уменьшено время получения изображения полного диска Земли за счёт одновременного формирования изображений во всех ИК-каналах (в МСУ-ГС № 1 применялась параллельно-последовательная съёмка). Образовавшийся резерв времени было решено использовать для получения четырёх кадров, совершенно некоррелированных по шумовым составляющим приёмников. Усреднение данных по этим кадрам при наземной обработке позволяет повысить радиометрическую точность получаемой информации. В случае необходимости наблюдения за особо динамичными метеорологическими процессами сохранена возможность получения четырёх независимых кадров в более короткие временные интервалы.

В процессе настройки и лётной эксплуатации аппаратуры был разработан ряд алгоритмов коррекции сигнала. Разработанные алгоритмы позволяют проводить коррекцию сигнала и компенсировать влияние большого числа факторов: от особенностей работы электрических трактов до изменения температуры корпуса прибора. Их применение позволяет уменьшить эквивалентную геометрическим и временным шумам разность температуры до 0,1 К. Все алгоритмы реализованы в штатном комплексе обработки данных с МСУ-ГС (*Андреев Р.В. и др.*, 2015; *Андреев Р.В. и др.* 2016).

Модификация ИК-модуля МСУ-ГС позволила значительно повысить радиометрическую точность измерений, что подтверждается данными лётных испытаний.

**таблица 2** – Радиометрическая точность МСУ-ГС № 1 и № 2 по данным лётных испытаний

| № спектрального канала | спектральный диапазон, мкм | МСУ-ГС «ЭЛЕКТРО-Л» № 1, $\Delta T$, К | МСУ-ГС «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, $\Delta T$, К |
|---|---|---|---|
| 4 | 3,5–4,0 | 0,3 | 0,12 |
| 5 | 5,7–7,0 | 1,5 | 0,11 |
| 6 | 7,5–8,5 | 0,3 | 0,10 |
| 7 | 8,2–9,2 | 0,3 | 0,20 |
| 8 | 9,2–10,2 | 0,3 | 0,15 |
| 9 | 10,2–11,2 | 0,3 | 0,19 |
| 10 | 11,2–12,5 | 0,7 | 1,50 |

Следует также отметить, что приведённые в таблице значения эквивалентной шуму разницы температур для МСУ-ГС № 2 получены при температуре радиационного холодильника 89–90 К и были бы более низкими при штатной температуре 80 К.

В качестве примера использования информации с МСУ-ГС на рисунке 7 приведена тематическая карта глобальной облачности, составленная ФГБУ «НИЦ Планета» – основным потребителем информации с МСУ-ГС (*Данные КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2*, 2017).

## заключение

Рекомендации, выработанные по результатам эксплуатации «ЭЛЕКТРО-Л» № 1, были учтены при создании модифицированного модуля МСУ-ГС-ИК. Лётные испытания «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 показали эффективность произведенных модификаций. К настоящему моменту уже завершены работы по изготовлению и настройке МСУ-ГС для «ЭЛЕКТРО-Л» № 3.

В ближайшие годы планируется дополнить геостационарную группировку спутников «ЭЛЕКТРО-Л» двумя высокоэллиптическими спутниками «АРКТИКА-М», что позволит на регулярной основе наблюдать полярные области, играющие важную роль в формировании погоды Северного полушария (*Хартов В.В. и др*., 2012). Спутники «АРКТИКА-М» будут созданы на аппаратурной основе «ЭЛЕКТРО-Л» с использованием модифицированных приборов МСУ-ГС.

## список литературы

*Акимов Н.П., Гектин Ю.М., Смелянский М.Б., Сулиманов Н.А. и др.* Результаты работы метеорологической аппаратуры МСУ-МР и МСУ-ГС и перспективы ее развития // 6-я Международная научно-техническая конференция «Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика». Рязань, 1-3 октября 2013 г.

*Андреев Р.В., Акимов Н.П., Бадаев К.В., Гектин Ю.М. и др.* Многозональное сканирующее устройство для геостационарного метеоспутника «ЭЛЕКТРО-Л» // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2015. Т. 2, вып. 3. С. 33-44.

*Андреев Р.В., Гектин Ю.М., Зайцев А.А., Смелянский М.Б.* Практическая реализация методов радиометрической коррекции ИК изображений, получаемых с использованием многоэлементных фотоприемников // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2015. Т. 2, вып. 4. С. 9-13.

*Андреев Р.В., Гектин Ю.М., Зайцев А.А., Смелянский М.Б.* Специальные алгоритмы радиометрической коррекции изображений ДЗЗ в ИК-диапазоне // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2016. Т. 3, вып. 4. С. 32-40.

*Асмус В.В., Дядюченко В.Н., Загребаев В.А. и др.* Развитие космического комплекса гидрометеорологического обеспечения на базе геостационарных спутников серии «ЭЛЕКТРО-Л» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1. С. 3-14.

*Гектин Ю.М., Селиванов А.С.* Многозональное сканирующее устройство для геостационарного метеоспутника «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 114-117.

*Гектин Ю.М., Смелянский М.Б., Рыжаков А.В.* Многозональное сканирующее устройство для дистанционного получения изображений полного диска Земли с геостационарной орбиты // Патент № 2589770 РФ. G02B 26/10. Заявл. 19.05.2015; опубл. 10.07.2016.

*Данные КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2*. [Электронный ресурс]. URL: http://planet.iitp.ru (дата обращения: 01.02.2017).

*Киселева Ю.В., Гектин Ю.М., Зайцев А.А., Кухарский А.В. и др.* Интеркалибровка данных измерений в ИК-каналах сканера геостационарного метеоспутника «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 по данным измерений ИК-зондировщика AIRS // Исследование Земли из космоса. 2015. № 6. С. 68-78.

*Новиков М.В., Гектин Ю.М., Акимов Н.П., Сулиманов Н.А., Смелянский М.Б.* Многозональное сканирующее устройство для дистанционного получения изображения // Патент № 2319183 РФ. G02B 26/10. Заявл. 23.06.2006; опубл. 10.03.2008.

*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.

*Хартов В.В., Мартынов М.Б., Бабышкин В.Е., Москатиньев И.В. и др.* Новая высокоэллиптическая система гидрометеорологического обеспечения на базе геостационарных спутников серии «ЭЛЕКТРО-Л» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1. С. 3-14.

*Статья поступила в редакцию 06.02.2017 г.*

# ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ С НОВЫМИ ОБРАЗЦАМИ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

**В.Г. Дегтярь**[1],
*профессор, академик РАН,*
*src@makeyev.ru;*
**V.G. Degtyar**

*В статье представлены материалы по серии исследовательских экспериментов в космическом пространстве с новыми образцами космической техники, разработанными специалистами НПО имени С.А. Лавочкина, с помощью ракет космического назначения, разработки АО «ГРЦ Макеева»; обозначены также направления взаимодействия по созданию системы обеспечения астероидно-кометной безопасности Земли.*

*Ключевые слова: баллистические ракеты подводных лодок; малые космические аппараты; астероидно-кометная безопасность Земли.*

Перспективы развития науки и техники напрямую связаны с получением новых знаний. Разработчики ракетно-космической техники должны быть в постоянном поиске, чтобы находиться на передовом крае научно-технического прогресса и обеспечивать национальную безопасность страны.

Акционерное общество «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева» – один из крупнейших научно-конструкторских центров России по разработке ракетно-космической техники.

Деятельность предприятия на протяжении всей его истории связана с разработкой, созданием и сдачей на вооружение комплексов ракетного оружия, в которых реализовывались передовые технические решения, способствующие развёртыванию эффективной морской составляющей стратегических ядерных сил страны.

Накопленный опыт в проектировании и отработке сложнейших технических систем вооружения позволил предприятию, начиная с 90-х гг. XX века, приступить к освоению новых направлений ракетно-космической деятельности. Развёртывание работ по созданию на основе переоборудованных баллистических ракет подводных лодок ракетно-космических систем гражданского назначения способствовало активному взаимодействию с ведущими отечественными предприятиями ракетно-космической отрасли и обусловило участие ГРЦ во многих программах по отработке перспективных космических технологий (*Дегтярь В.Г.*, 2015).

[1] АО «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева», Россия, Челябинская область, г. Миасс.

# RESEARCH EXPERIMENTS IN SPACE ENVIRONMENT WITH NEW ARTICLES OF SPACE SYSTEMS

**С.Ф. Молчанов**[1],
*src@makeyev.ru;*
**S.F. Molchanov**

*The article presents information on the series of research experiments in space environment with new articles of space systems, developed by experts of Lavochkin Association, on space-mission vehicles by Makeev State Rocket Centre, as well as on area of cooperation on development of asteroid-comet hazard avoidness system.*

*Key words: submarine ballistic missiles; small spacecraft; asteroid-comet safety of the Earth.*

Одним из таких направлений стало в начале 2000 годов проведение серии исследовательских экспериментов в космическом пространстве с новыми образцами космической техники, разработанными специалистами НПО имени С.А. Лавочкина – ведущей российской организацией по исследованию дальнего космоса.

Основными целями этих исследований являлись:

- отработка технологий создания малогабаритных космических аппаратов с солнечным парусом для межпланетных перелётов;
- разработка нового перспективного типа спасаемых аппаратов для доставки на Землю грузов с орбиты, в том числе с Международной космической станции, а также для посадки на другие планеты (*Алексашкин С.Н. и др.*, 2012).

Целью эксперимента с космическим аппаратом, оснащённым солнечным парусом, было подтверждение новых возможностей в освоении космоса и расширение перспектив межпланетных перелётов с использованием энергии Солнца. Гигантский сверхлёгкий солнечный парус космического аппарата, улавливая поток фотонов света (обильного и бесплатного источника энергии), должен способствовать постоянному ускорению аппарата. Кроме того, в процессе полёта космического аппарата (КА) на орбите предусматривались демонстрационные эксперименты по раскрытию сверхлёгких надувных панелей солнечного паруса и по возможности управления движением аппарата с помощью поворота панелей.

OJSC «Academician V.P. Makeyev State Rocket Centre», Russia, Chelyabinskaya oblast, Miass.

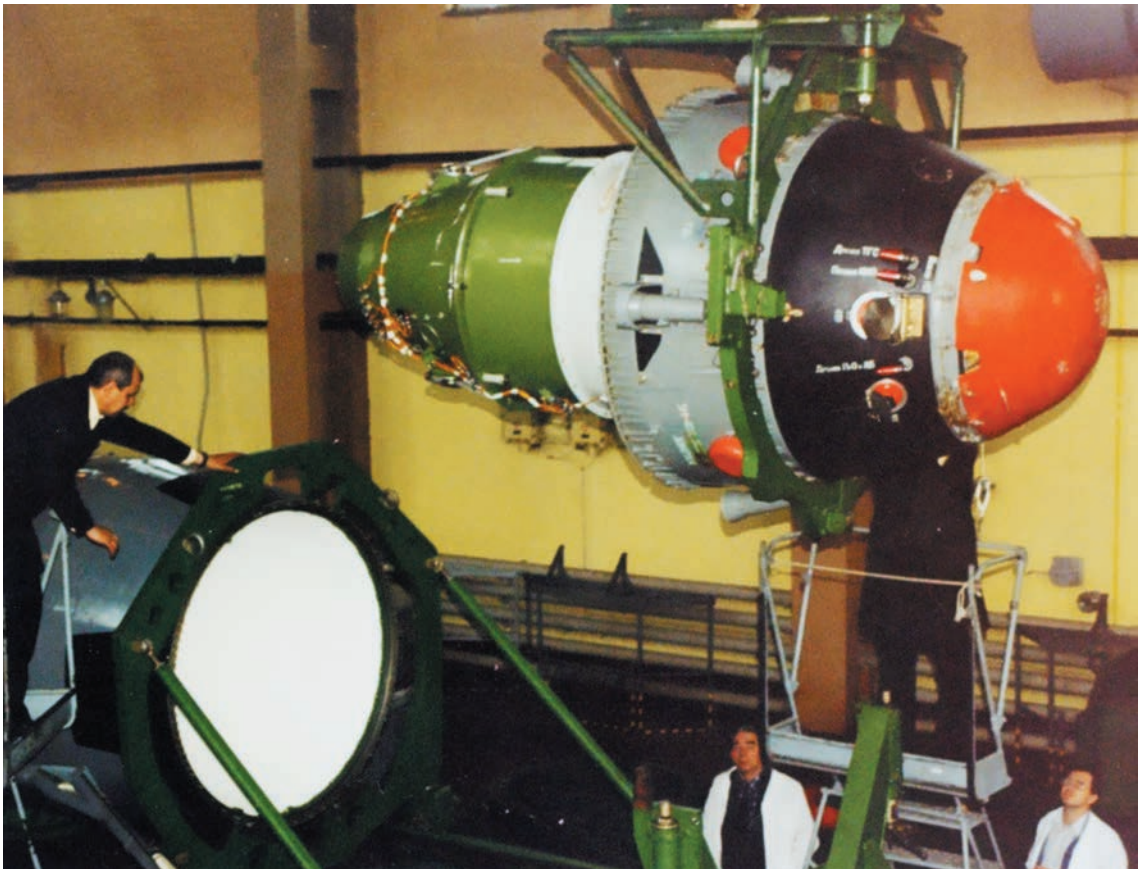


**рисунок 1.** Стыковка отсека полезной нагрузки с ракетой-носителем

Целью второго эксперимента являлось подтверждение в условиях реального полёта в космосе возможности использования малогабаритных надувных конструкций различного назначения, в том числе и для обеспечения посадки аппаратов на другие планеты Солнечной системы. В ходе эксперимента аппарат выводится на баллистическую траекторию полёта. После отделения от ракеты-носителя аппарат раскрывается, и в заданный момент времени производится наддув гибкой оболочки, в результате чего аппарат приобретает форму волана. Скорость полёта КА снижается с 7000 м/с после входа в плотные слои атмосферы до 15…17 м/с в момент его посадки на оборудованный полигон, расположенный на севере полуострова Камчатка.

Исходя из научного характера работ и малой размерности таких КА, для выполнения запуска и обеспечения начальных условий функционирования аппаратов для обоих экспериментов была использована РН «Волна», созданная на базе высоконадёжной баллистической ракеты РСМ-50. Запуск в обоих экспериментах проводился с подводных лодок класса «Кальмар».

На рисунках 1, 2 показаны моменты стыковки отсека полезной нагрузки с научным аппаратом с ракетой-носителем «Волна» и погрузка ракеты-носителя (РН) в шахту подводной лодки.

На рисунках 3 и 4 приведены схемы выведения и полёта аппаратов при проведении эксперимента.




**рисунок 2.** Погрузка РН «Волна» в шахту подводной лодки

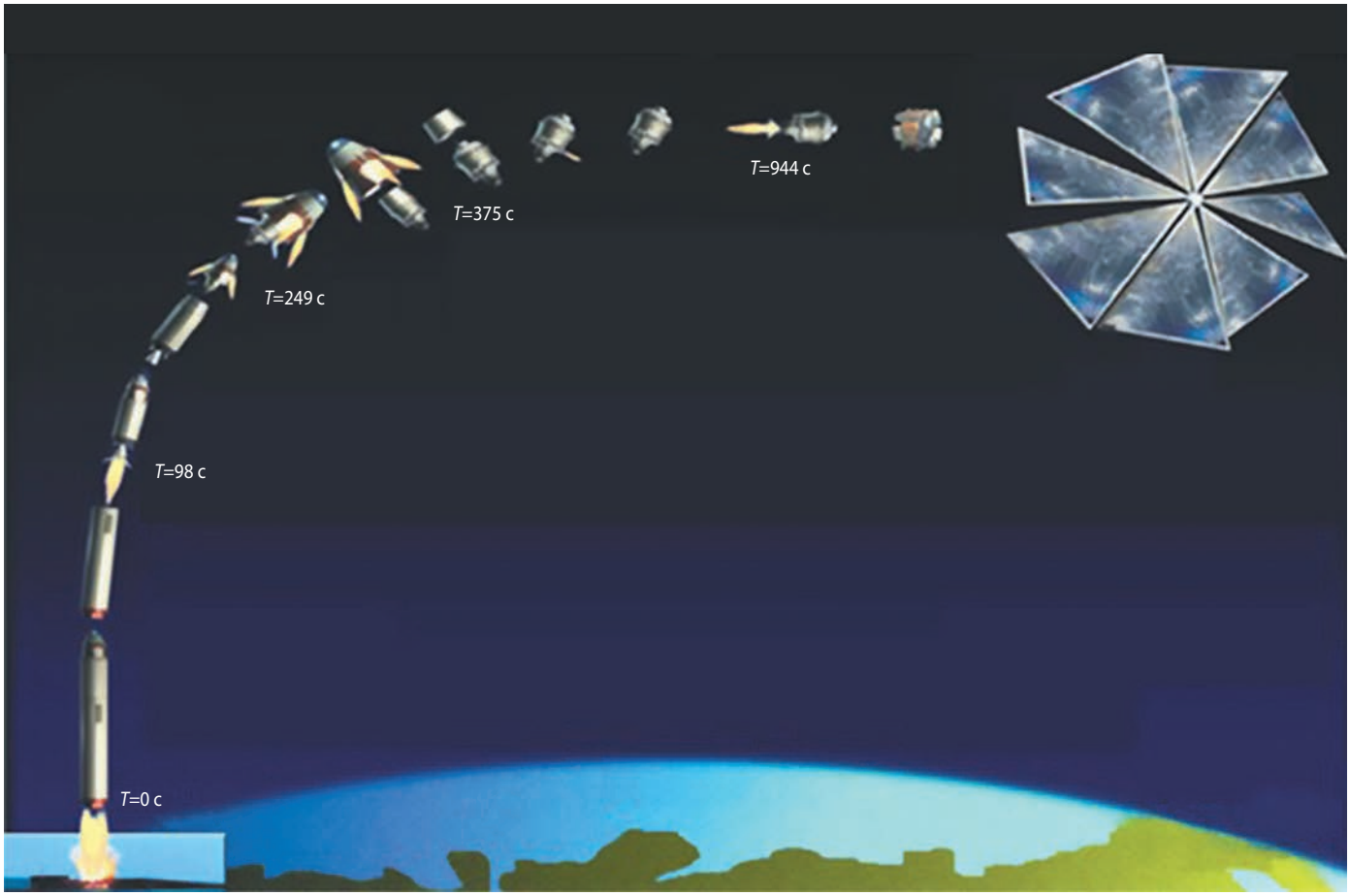



**рисунок 3.** Схема выведения аппарата «Солнечный парус» на орбиту

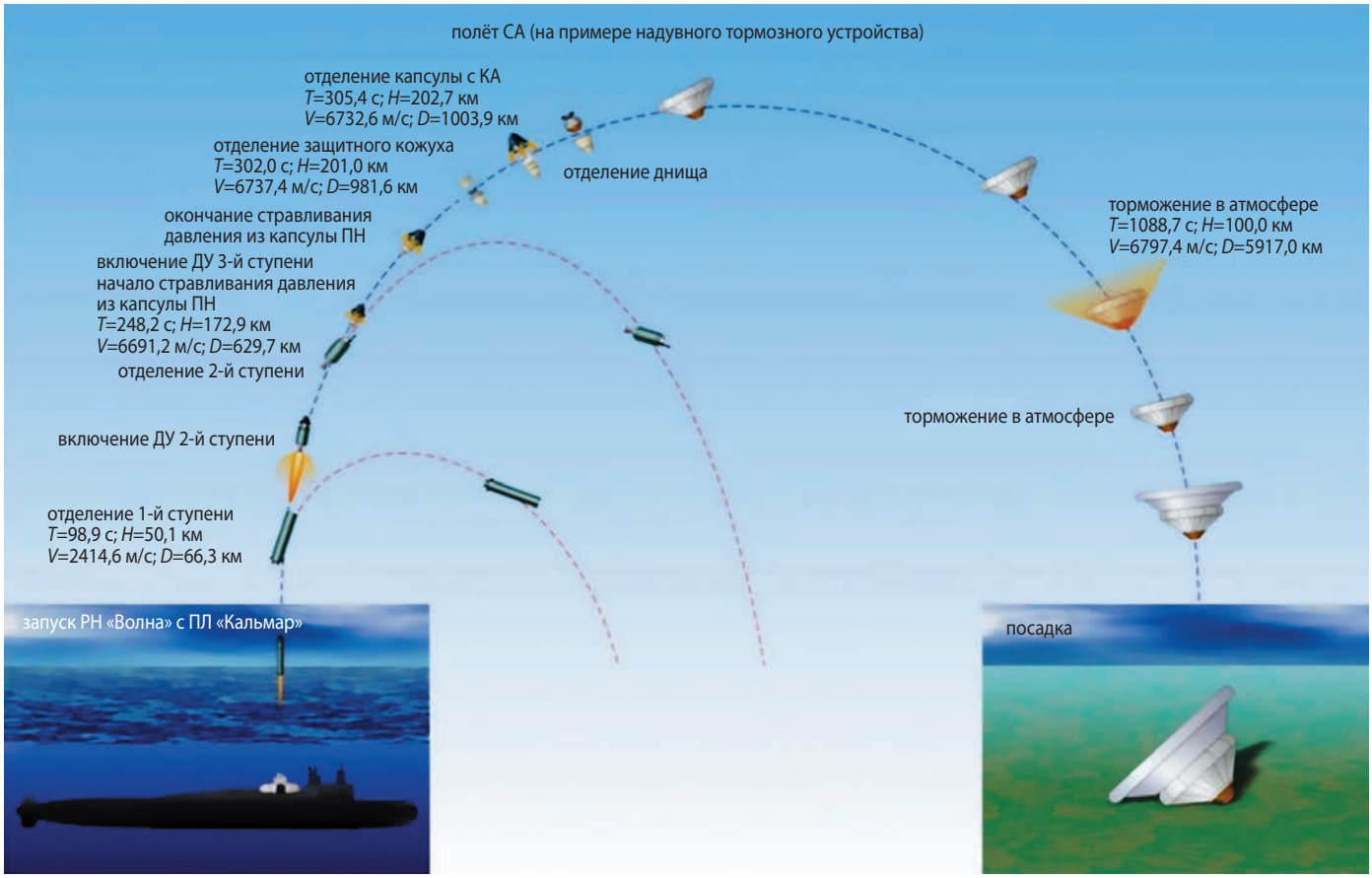



**рисунок 4.** Схема полёта аппарата с надувным тормозным устройством

Реализация данных экспериментов потребовала от специалистов ГРЦ Макеева и НПО имени С.А. Лавочкина творческого труда и тесного сотрудничества. Как случается при проведении серьёзных новаторских работ, не всё удалось выполнить в планируемом объёме по разным причинам, однако накопленный опыт творческого взаимодействия двух больших коллективов послужил хорошей основой для новых научных экспериментов в космическом пространстве.

Одним из таких направлений взаимодействия могут стать совместные научные исследования по созданию системы обеспечения астероидно-кометной безопасности Земли.

Специалистами ГРЦ Макеева предложено создание трёхэшелонной системы защиты Земли:

- дальний эшелон – для защиты от движущихся по заранее неизвестным траекториям, но заблаговременно обнаруженных крупных долгопериодических комет и астероидов;
- средний эшелон – для защиты от короткопериодических комет и астероидов среднего размера, движущихся по предсказуемым циклическим заранее определённым траекториям;
- ближний эшелон – для защиты от внезапно обнаруженных астероидов малых размеров.

Предполагается, что дальний эшелон рассчитан на перехват объектов размером 500 метров и выше, с частотой перехвата не чаще одного раза в 20 тысяч лет.

Средний эшелон рассчитан на перехват объектов размером порядка 100...500 метров с частотой перехвата не чаще одного раза в 400 лет.

Ближний эшелон – на перехват объектов ещё меньших размеров с достаточно высокой частотой перехвата.

Исходя из разных размеров опасных космических объектов и разной оперативности их обнаружения, на разных эшелонах целесообразно использовать и разные методы воздействия.

На дальнем эшелоне потребуется доставка перехватчика к опасным космическим объектам за много лет до возможного столкновения и увод с траектории путём её коррекции.

На среднем эшелоне потребуется доставка перехватчика за считанные месяцы и либо увод опасного космического объекта, либо его разрушение.

На ближнем эшелоне основным фактором является внезапность (*Дегтярь В.Г. и др.*, 2012). От обнаружения опасного космического объекта до столкновения времени остаётся от нескольких часов до нескольких суток. В этом случае есть только один путь перехвата – лобовая атака астероида на встречном курсе с его последующим разрушением.

Такая система защиты определяет и облик средств выведения. Для перехвата опасных космических объектов дальнего и среднего эшелонов могут быть использованы мощные ракеты-носители космического назначения класса «Союз», «Протон», «Ангара» и т.д. Располагаемое время в несколько месяцев и даже лет позволяет успеть подготовить эти ракеты к запуску, а масса полезной нагрузки в несколько тонн позволяет осуществить воздействие на опасный космический объект достаточно больших размеров.

Для ближнего эшелона, в условиях острого дефицита времени, целесообразно использовать ракеты с высокой оперативностью, созданные на базе готовых межконтинентальных баллистических ракет, которые обладают высокой тяговооружённостью и способны выполнить перехват по траектории, близкой к вертикальной. Это ещё больше повышает оперативность их использования – вплоть до перехвата на высоте нескольких тысяч километров за считанные минуты до столкновения. В ГРЦ Макеева» проработаны варианты по возможному облику такой ракеты-носителя.

Формировать систему защиты Земли предлагается на основе ударного космического аппарата, содержащего в своём составе один или несколько ударных модулей с ядерными взрывчатыми устройствами, и космического аппарата-разведчика (*Дегтярь В.Г. и др.*, 2011). На нашем предприятии проведены проектно-конструкторские исследования по обоснованию характеристик ядерных взрывных устройств и схем их применения.

## список литературы

*Алексашкин С.Н., Пичхадзе К.М., Финченко В.С.* Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 2. С. 4-11.

*Дегтярь В.Г.* Использование практических пусков БРПЛ для научных исследований и создания новых технологий // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 64-68.

*Дегтярь В.Г., Волков В.А., Калашников С.Т.* Концепция применения ядерных взрывных устройств в ракетно-космическом комплексе защиты Земли от астероидной опасности: тез. доклада // Международная конференция «Неделя космоса». Мадрид. 2011.

*Дегтярь В.Г., Дубовиков А.Г., Молчанов С.Ф., Позин Г.Б., Саитгараев С.С.* Ближний эшелон защиты Земли от опасных космических объектов как первый этап развития системы: доклад // Четвёртый Международный специализированный симпозиум «Космос и глобальная безопасность человечества». Евпатория, Украина, 3–7 сентября 2012 г.

*Статья поступила в редакцию 02.02.2017 г.*

# СОВМЕСТНЫЕ АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЦАГИ И НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

# JOINT AEROSPACE STUDIES OF TSAGI AND LAVOCHKIN ASSOCIATION

**А.С. Филатьев**[1],
*доктор технических наук,*
*filatyev@yandex.ru;*
**A.S. Filatyev**

*Космические и воздушные аппараты объединяет их способность летать. Для достижения общих целей: дальше, выше и быстрее, в авиационной и космической отраслях развиваются исследования в единых дисциплинах: механика, управление движением, прочность, силовые установки. Успешное развитие НПО имени С.А. Лавочкина и ЦАГИ во многом опирается на комплексное использование и разработку научно-технологического задела в обеих отраслях. Эта общность стратегических интересов заложила основу крепких творческих связей между нашими предприятиями, как в славной истории, так и в будущих программах аэрокосмических исследований и разработок. В статье описаны основные направления совместных аэрокосмических исследований за прошедший период и на перспективу.*

*Ключевые слова: аэрокосмические исследования; космические аппараты; научно-экспериментальная база; программа сотрудничества.*

*Space and air vehicles are consolidated by their capability to fly. To achieve the general goals: further, higher and faster, the aviation and space industries develop the research activities in common disciplines: mechanics, control, strength, power units. Success of Lavochkin Association and TsAGI development is mainly based on complex usage and design of scientific-technological reserve in the both industries. This community of the strategic interests laid down the foundation for strong creative liaisons between our enterprises both in the heroic past and, as we believe, in implementation of future programs in the field of aerospace research and design activities. The paper describes the main directions of the joint aerospace research for the past period and future.*

*Key words: aerospace studies; spacecraft; scientific-experimental base; cooperation program.*

## введение

ЦАГИ основан по инициативе профессора Н.Е. Жуковского 1 декабря 1918 года, чтобы «способствовать развитию аэро- и гидродинамики в направлении их практического использования в различных отраслях техники». Для реализации этой цели институт создал научные школы и экспериментальную базу, ориентированные на исследования и испытания авиационной и ракетно-космической техники (РКТ). НПО имени С.А. Лавочкина стал «потомком» авиационного завода № 301, созданного 1 июня 1937 года.

Развитие своей экспериментальной базы ЦАГИ начал системно с научного обоснования, проектирования и строительства крупномасштабных аэродинамических труб Т-101 (1936) и др. А уже с 1937 года начинается строительство трансзвуковой (М=0,15–1,1) аэродинамической трубы Т-106.

Основы тесного научно-технического сотрудничества ОКБ, возглавляемого С.А. Лавочкиным, и ЦАГИ были заложены работами над самолётом «ЛаГГ-3» в 1944 году (*Пичхадзе К.М. и др.*, 2010), когда начались поиски путей существенного повышения скорости самолётов за счёт использования принципа реактивного движения.

В начале 50-х годов ОКБ С.А. Лавочкина по поручению Правительства приступило к разработке зенитных ракет для систем противовоздушной обороны от носителей ядерного оружия и созданию сверхзвуковой межконтинентальной крылатой ракеты (МКР) «Буря» с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД). Концепцию МКР «Буря» ЦАГИ предложил Правительству при поддержке АН СССР. В ЦАГИ были развернуты комплексные работы по исследованию аэродинамики, прочности и динамике МКР: разработано треугольное крыло; исследованы проблемы устойчивости, управляемости, флаттера, прочности в условиях повышенного аэродинамического нагрева, аэродинамической интерференции и безопасности отделения; созданы стенды полунатурного моделирования.

[1] ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», Россия, г. Жуковский.

The Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, Russia, Zhukovsky.

В результате совместной работы ОКБ С.А. Лавочкина с ЦАГИ и другими предприятиями была создана маневрирующая в атмосфере стратегическая ракета со скоростью полёта около 1000 м/с, намного опередившая своё время. Хотя внедрение МКР «Буря» было остановлено, успешный опыт межотраслевого взаимодействия при разработке национального проекта ракетной техники заложил основу для последующего важного государственного решения в отношении использования потенциала НПО имени С.А. Лавочкина (*Пичхадзе К.М. и др.*, 2012).

## 1. Сотрудничество в создании космической техники

В 1965 году по инициативе С.П. Королёва ОКБ С.А. Лавочкина поручается совершенно новая работа: создание автоматических межпланетных станций (АМС) для исследования дальнего космоса и Луны. Руководил этой работой главный конструктор Г.Н. Бабакин.

Это новое направление потребовало объединения усилий многих предприятий, среди которых одним из ведущих был ЦАГИ как головной научный центр авиастроения. Роль ЦАГИ определялась подготовленностью его кадрового состава и развитой экспериментальной инфраструктуры к проведению по принципу «одного окна» комплексных исследований в области аэротермодинамики, динамики, систем управления, статической и динамической прочности, акустики, силовых установок, что позволяло давать всесторонне взвешенные объективные практические рекомендации.

Новые задачи в освоении космического пространства привели к стремительному развитию, часто на конкурентной основе, новых направлений прикладной и фундаментальной науки. Разрабатывались теория динамики разреженных газов (*Коган М.Н.*, 1967), методы оптимизации траекторий выведения и дальних космических перелётов к Луне, Венере, Марсу, Меркурию с различными вариантами использования атмосфер планет для повышения их эффективности (*Гродзовский Г.Л. и др.*, 1966; *Кузмак Г.Е.*, 1970; *Ильин В.А. и др.*, 1976; *Шкадов Л.М. и др.*, 1972; *Филатьев А.С.*, 1991) и многие другие. Формировались концепции космических аппаратов (КА) с электрореактивными двигателями (ЭРД) и их оптимального использования с учётом физических особенностей атмосферы (*Гродзовский Г.Л. и др.*, 1966; *Гродзовский Г.Л. и др.*, 1975; *Маров М.Я. и др.*, 2017). Создавались расчётно-теоретические и экспериментальные методы отработки теплозащиты. Разрабатывались теории управляемого и неуправляемого движения спускаемых аппаратов в атмосферах планет (*Ярошевский В.А.*, 1978; *Ярошевский В.А.*, 1988; *Шилов А.А.*, 2000). Создавались математические модели и соответствующие экспериментальные установки для исследования динамики парашютных систем (*Брысов О.П. и др.*, 1984; *Шилов А.А.*, 2000), автоматической посадки (*Ярошевский В.А.*, 1988). Параллельно в ЦАГИ выполнялись работы и по другим смежным направлениям космической деятельности: комплексные исследования ракет-носителей, стартовых комплексов, орбитальных станций, пилотируемых спускаемых аппаратов и др. Результаты многих исследований того периода обобщены в фундаментальных трудах ученых ЦАГИ, получивших мировое признание.

Успех этих работ и их внедрения в новые орбитальные и межпланетные аппараты и их системы управления в значительной степени определялся тесным взаимодействием с коллегами из НПО имени С.А. Лавочкина на всех этапах: от постановки задач до обсуждения результатов. Так, в ходе совместных исследований была обоснована сферическая форма спускаемого аппарата (СА) для движения в плотных атмосферах Земли и Венеры, а для движения в разреженной атмосфере Марса – коническая с большими углами раствора. Последующая верификация проектных параметров осуществлялась в ходе широких экспериментальных исследований.

Такой подход тщательной экспериментальной отработки обеспечил в своё время успешное завершение разработанных НПО имени С.А. Лавочкина экспедиций КА серии «Венера» (13 запусков с 1967 по 1983), решение задачи по доставке лунного грунта аппаратами «ЛУНА-16» и «ЛУНА-20» (1970 и 1974), первую в мире посадку на поверхность Марса СА «МАРС-3» (1971), КА «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» для исследования кометы Галлея (1984).

## 2. Современные совместные аэрокосмические исследования

После вынужденного перерыва в развитии космической деятельности России, в 90-е годы, НПО имени С.А. Лавочкина вновь обратился к опыту ЦАГИ на завершающем этапе разработки проекта «ФОБОС-ГРУНТ» (2000–2011) для подтверждения выполненных НПО имени С.А. Лавочкина и ЦНИИМаш теоретических расчётов и ограниченных аэротермодинамических испытаний макета СА, который должен был вернуться на Землю с образцами грунта Фобоса (*Алексашкин С.Н. и др.*, 2003). Вместе с тем, был получен и ряд важных новых результатов. Так, были определены характеристики плазменного потока около СА, влияющие на его заметность и, как следствие, выбор средств обнаружения при падении на Землю. В вертикальной аэродинамической трубе ЦАГИ Т-105 на полномасштабном макете исследованы как аэродинамика, так и динамика СА при свободном неуправляемом движении на заключительном участке снижения в атмосфере Земли (рисунок 1).



**рисунок 1.** Динамические испытания СА «ФОБОС-ГРУНТ» в свободном потоке в вертикальной аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ

ЦАГИ участвовал в уникальных испытаниях надувного тормозного устройства (НТУ), разработанного НПО имени С.А. Лавочкина (рисунок 2). Для этого эксперимента использована первая аэродинамическая труба ЦАГИ Т-101, которая проектировалась в 1936 году для испытаний натурных дозвуковых самолётов, но благодаря последовательно проводимой модернизации не только сохранила, но и значительно расширила свои уникальные возможности для испытаний, в том числе – космической техники.

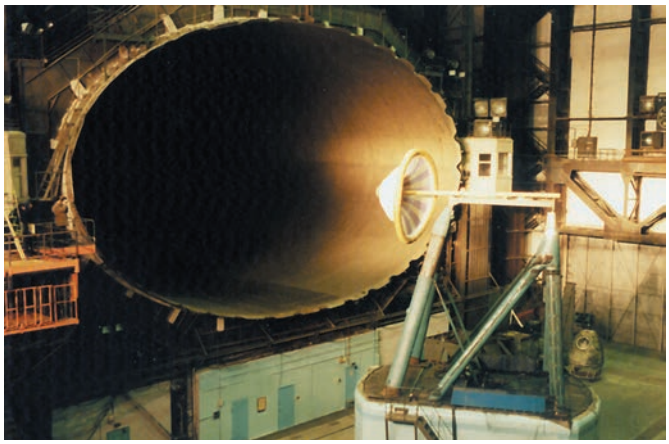
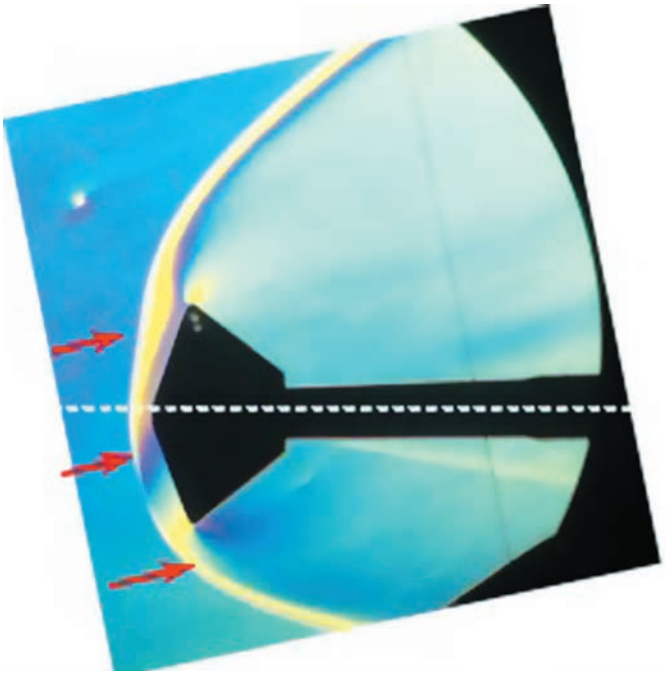
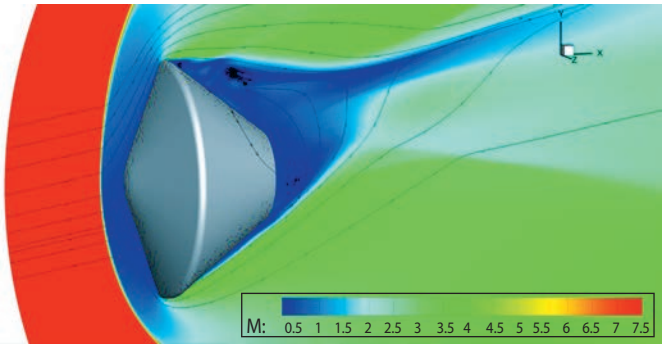


**рисунок 2.** Испытания СА с надувным тормозным устройством в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ

В рамках международной программы «ЭКЗОМАРС» (*Хартов В.В.,* 2014) в ЦАГИ проведены расчётно-экспериментальные исследования аэродинамических и тепловых характеристик десантного модуля ДМ-18 при гиперзвуковых скоростях (рисунок 3). В ходе этих работ проведено сравнение результатов численного моделирования с помощью пакета программ HSF обтекания ДМ-18 с определением аэродинамических коэффициентов и тепловых потоков в условиях испытаний в АДТ Т-117, использующей воздух, и спуска в атмосфере Марса (углекислый газ). Пакет программ HSF разработан для расчёта двух-трёхмерных течений совершенного или реального газа (смеси газов) в рамках уравнений Навье – Стокса с учётом неравновесных физико-химических процессов (*Егоров И.В. и др.*, 2016).



**а**




**б**

**рисунок 3**. Эксперимент в АДТ Т-117 (**а**) и расчёт по программе HSF трёхмерного обтекания модуля ДМ-18 при числе Маха 10.5 и угле атаки α=10° (**б**)

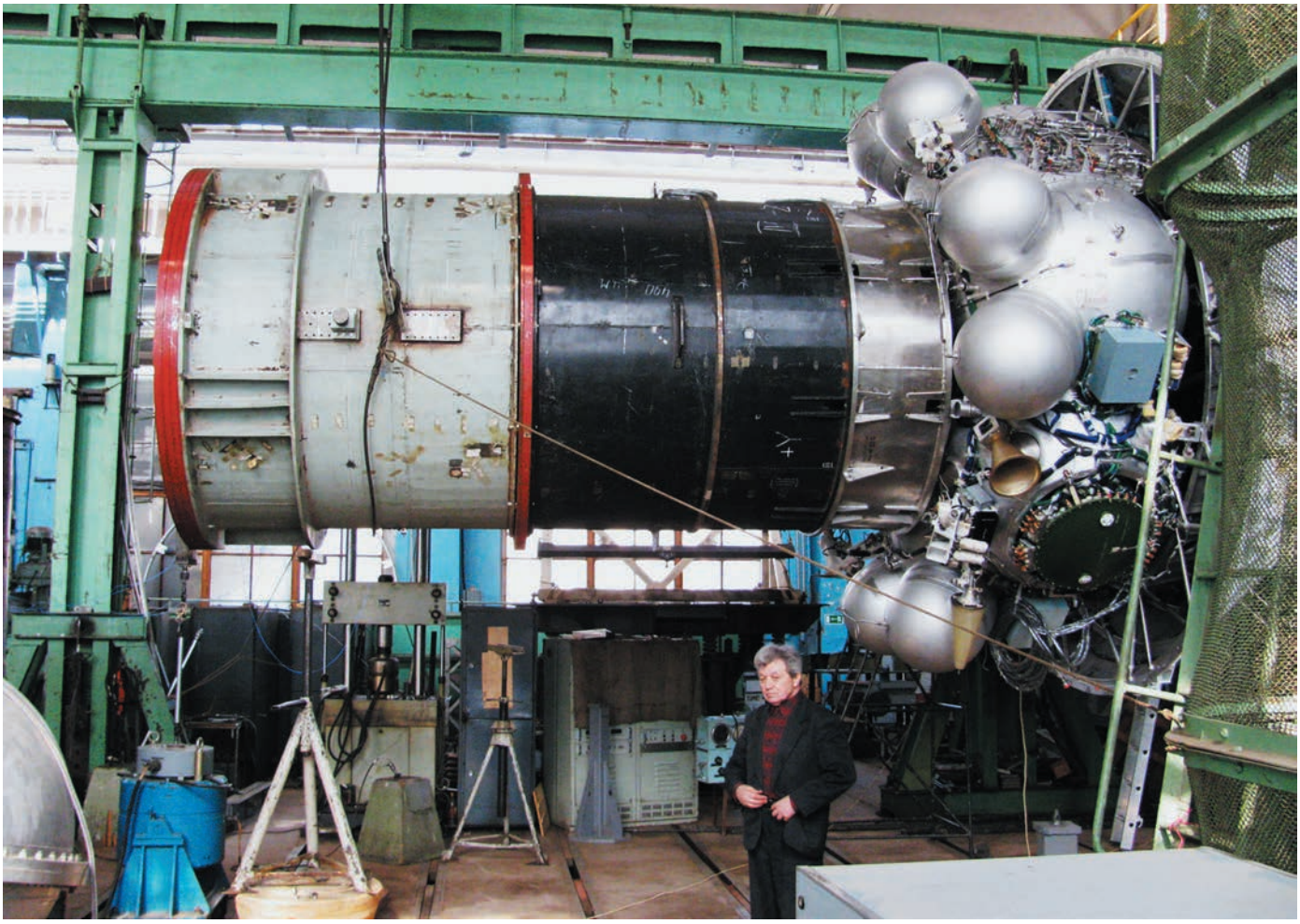


**рисунок 4.** Испытания сборки МКБ «Фрегат» с отсеком «ПхО» специалистами ЦАГИ

По инициативе НПО имени С.А. Лавочкина 25 лет назад ЦАГИ организовал на территории заказчика проведение частотных и вибропрочностных испытаний сборок из составных частей разрабатываемых космических аппаратов. Основанием для этого были значительный опыт ЦАГИ в области экспериментального определения резонансных частот и форм упругих колебаний, коэффициентов конструкционного демпфирования и нелинейных зависимостей широкого класса КА (*Васильев К.И.*, 1983; *Васильев К.И.*, 2013). При этом ЦАГИ адаптировал методики испытаний и стенды под конкретные изделия. Так, в 1990 году впервые частотным испытаниям была подвергнута многосекционная крупногабаритная конструкция сборки солнечных батарей. В дальнейшем таким частотным и вибропрочностным испытаниям были подвергнуты межорбитальный космический буксир (МКБ) «Фрегат», КА «НАВИГАТОР», «СПЕКТР-Р», «РБФ-2М», переходные отсеки «ПхО» и др. (рисунок 4).

Предметом совместных исследований ЦАГИ и НПО имени С.А. Лавочкина были и многие другие проекты КА, в том числе и качественно новых типов (*Бобылёв А.В. и др.*, 2003).

## 3. Перспективные программы сотрудничества

В Программе аэрокосмических исследований ЦАГИ, выполненной по заказу Роскосмоса и ЦНИИмаш в 2008–2011 гг., определены эффективные формы участия ЦАГИ в космической деятельности и описано современное состояние и возможности уникальных научных школ и экспериментальной базы института для комплексного объективного исследования аэротермодинамики, динамики, систем управления, статической и динамической прочности, акустики и силовых установок для всего спектра проектируемой РКТ.

Особое место в этом ряду приоритетов для ЦАГИ исторически занимают изделия, разрабатываемые НПО имени С.А. Лавочкина. Потенциал сотрудничества наших предприятий базируется на современном научно-техническом заделе. Некоторые принципиальные возможности ЦАГИ с учётом последних разработок для такого сотрудничества отмечены ниже.

Одна из серьезных проблем российских КА – недостаточно высокий срок жизни по сравнению

с лучшими зарубежными аналогами. Как показывает подготовленная оборонным ведомством США статистика, адекватная наземная виброакустическая отработка КА позволяет вдвое увеличить вероятность успешной работы КА после выведения на целевую орбиту. Поэтому возвращение к существовавшей некогда практике обязательных акустических испытаний КА и их узлов отвечает сегодняшним стратегическим задачам космической деятельности России. Такие возможности предоставляет уникальный прочностной комплекс ЦАГИ на базе реверберационной камеры РК-1500 (рисунок 5). РК-1500 – одна из крупнейших в мире экспериментальных установок для такого рода испытаний. Она имеет объём более 1500 м3 и воспроизводит акустическую нагрузку в 164 дБ. Особенно важно провести адекватные акустические испытания, например, в рамках международного проекта «ЭКЗОМАРС-18», где предполагается использовать ракету-носитель «Протон-М», создающую при старте в районе расположения отсека полезной нагрузки именно такое акустическое поле, которое сегодня не может воспроизвести никакая другая, кроме РК-1500, акустическая установка в России (*Хартов В.В. и др.*, 2014)

Специалистами ЦАГИ предложена концепция нового поколения адаптивной системы наведения на основе сквозной непрямой оптимизации управления ветвящимися процессами (*Филатьев А.С.*, 1999; *Filatyev A.S. et al.*, 2001; *Yanova O.V. et al.*, 2016). Такая система характеризуется «интеллектуализацией» процесса выбора стратегии наведения не только за счёт решения на борту краевых задач для выполнения граничных условий на активных участках и траекториях падения отделяемых частей, что обеспечивают и существующие системы терминального наведения, но и оптимизации управления с учётом случайных факторов и нештатных ситуаций. Использование строгого математического аппарата при решении прикладных задач позволяет получать объективную информацию о реальных возможностях аппаратов и оптимальных способах управления ими, что нередко может коренным образом изменить традиционное представление о рациональном облике проектируемой техники (*Filatyev A.S.*, 2000). Внедрение таких систем позволяет нацелить все имеющиеся ресурсы средств выведения и довыведения на решение главной задачи полетного задания – безопасной доставки полезного груза на целевую орбиту; реализовать как предельные энергетические возможности, так и максимальные область управляемости и толерантность к возмущениям, универсальность для широкого круга полётных заданий и типов ракет-носителей и полезных нагрузок. Формирование полётного задания с использованием такого комплекса позволило бы существенно снизить влияние атмосферных условий в момент пуска на принятие решения о старте. Это особенно важно для полётов КА в дальний космос, так как перенос даты старта таких КА может поставить под вопрос успешность выполнения всей программы.



**рисунок 5.** Подготовка КА к этапу приёмосдаточных испытаний в реверберационной камере РК-1500 ЦАГИ

В отделении измерительной техники и метрологии ЦАГИ разработан уникальный стенд для определения массы, координат центра масс и моментов инерции КА (*Богданов В.В. и др.*, 2010). Эта установка, не имеющая аналогов в мире, позволяет с высокой точностью проводить измерения статических и динамических параметров крупногабаритных объектов (до 1500 кг) с погрешностью не более 0,1 кг для массы, 2 мм для координат центра масс и 3% для моментов инерции.

Для испытаний создаваемых в НПО имени С.А. Лавочкина тонкостенных изделий полезным будет цаговский комплекс бесконтактного высокоточного измерения геометрических параметров формы, движения и деформаций конструкций (*Кулеш В.П.*, 2004).

Не исключено, что специалистов в области космической аппаратов могут заинтересовать новые результаты по прямоточным воздушным электрореактивным двигателям (ПВЭРД) для низкоорбитальных КА. Исследования по этому направлению были начаты в ЦАГИ еще полвека назад, в том числе с помощью созданных космических ионосферных лабораторий «Янтарь» в рамках одноименной Го-

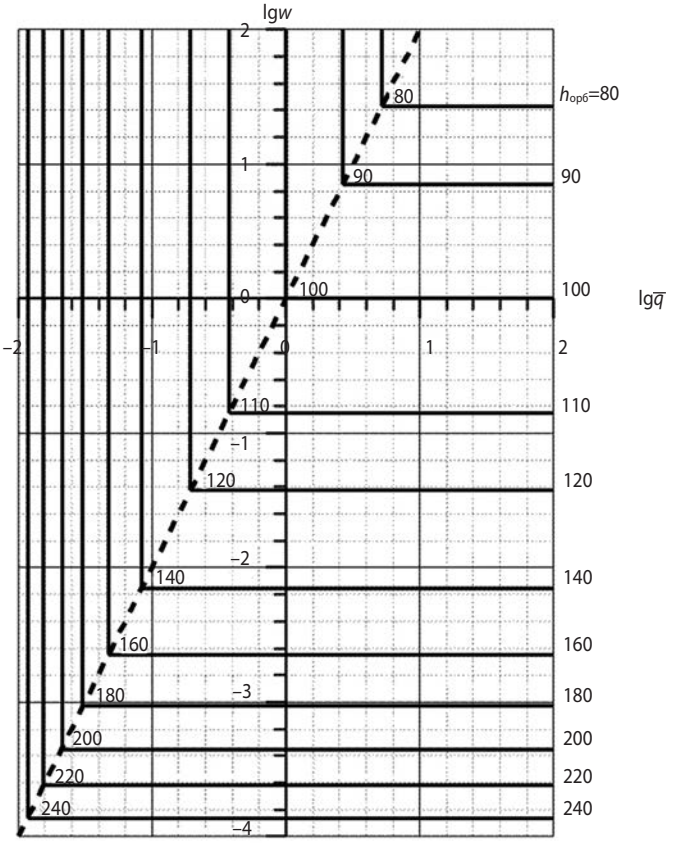



**рисунок 6.** Линии уровня минимальной высоты орбиты КА с ПВЭРД $h_{орб}$=80÷240 км на плоскости обобщённых параметров, характеризующих мощность энергетической установки и максимальный допустимый тепловой поток

сударственной программы (*Гродзовский Г.Л. и др.*, 1966; *Маров М.Я. и др.*, 2017). С 2013 года исследования возобновились совместно с НИИПМЭ МАИ в рамках Программы ЦАГИ совместных фундаментальных исследований с институтами РАН. В частности, определены условия долговременного существования КА с ПВЭРД на низких и сверхнизких (120–250 км) орбитах. На рисунке 6 показаны линии уровня минимальной высоты орбиты таких КА, где $w=\frac{\eta k_1 k_2 \overline{W}}{2\left(1-\frac{k_1}{2}\right)^2}$; η – коэффициент полезного действия ЭРД; $k_1$ – коэффициент захвата массы забортного газа; $k_2$ – коэффициент использования накопленной массы в ЭРД; $\overline{W}=\frac{W}{\rho_* S_{вх} V^3}$ – безразмерная мощность источника электроэнергии ЭРД; $\overline{q}=q/q_*$ – безразмерный максимальный допустимый тепловой поток; $\rho_*, V_*, q_*$ – плотность атмосферы, скорость полёта и тепловой поток на условной круговой орбите высотой $h_*$=100 км; $S_{вх}$ – характерная площадь КА и воздухозаборника. Получен синтез оптимального управления КА с ПВЭРД для изменения параметров орбиты (*Filatyev A.S. et al*., 2016), проведены расчётные и экспериментальные физические исследования рациональных воздухозаборных устройств и ЭРД (*Ерофеев А.И. и др*., 2016). Для физических исследований рассеивания ионосферных газов на поверхностях КА и испытаний макетов воздухозаборных устройств использовались установки ЦАГИ ВАТ-3 и ИАТ-2 (рисунок 7).

По теме «ЭКЗОМАРС» по заказу НПО С.А. Лавочкина специалистами ЦАГИ определены основные параметры и рассчитаны траектории спуска десантного модуля ДМ-18 для трёх моделей атмосферы Марса и трёх сценариев горизонтального градиентного ветра при различных углах входа в атмосферу. Проведён анализ углового движения ДМ-18, и выполнена оценка влияния разброса параметров входа в атмосферу Марса на характер углового движения ДМ-18 перед раскрытием парашютной системы.

По результатам анализа плана разработки новой космической техники в НПО имени С.А. Лавочкина с учётом возможностей современной научно-исследовательской и испытательной базы ЦАГИ была предварительно согласована Программа совместных фундаментальных и прикладных исследований по перспективным КА. Для обсуждения творческого сотрудничества ЦАГИ и НПО имени С.А. Лавочкина в интересах развития отечественной РКТ проведено специальное заседание совместного научно-технического совета двух предприятий в г. Жуковском 22 июля 2015 года, на котором обсуждены вопросы взаимодействия предприятий в областях:

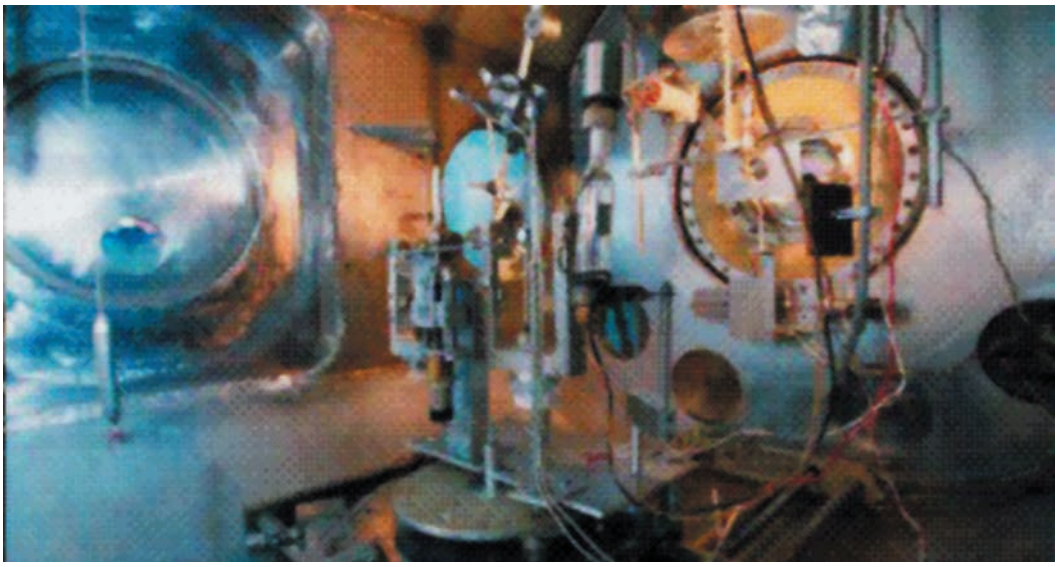
- проектирования и испытаний конструкций из композитных материалов применительно к изделиям РКТ;
- проведения теплопрочностных, аэродинамических и акустических испытаний КА;
- использования энергодвигательных комплексов со свободно-поршневым двигателем (СПД) Стерлинга и линейным генератором;
- организации современного Центра комплексных испытаний КА;
- создания системы дистанционного обсуждения и обмена информацией.

В области системного проектирования, баллистики и динамики полёта:

- создание научно-технического задела по технологии высокоточной и безопасной посадки;
- математическое моделирование процессов управления с запаздыванием;
- разработка долгоживущих аппаратов для сверхнизких орбит вокруг Земли и других планет;
- исследования и разработки в области создания автоматических атмосферных зондов длительного функционирования комбинированного типа;
- исследования по использованию солнечного паруса и других нетрадиционных способов организации движения тел в космическом пространстве.



а



б

**рисунок 7**. Ионосферная труба ИАТ-2 (**а**) и вакуумная аэродинамическая труба ВАТ-3 (**б**)

В области прочности и аэротермодинамики:

- создание научно-технического задела по развертываемым в космосе крупногабаритным конструкциям, в том числе надувным;
- совершенствование технологий разработки математических моделей для прогнозирования воздействия собственной внешней атмосферы на функционирование материалов конструкций КА;
- исследования и разработки в области создания спускаемых аппаратов, в том числе на базе надувных конструкций;
- развитие технологий разработки программно-математических средств прогнозирования радиационных условий эксплуатации радиоэлектронной аппаратуры за счёт действия заряженных частиц естественных радиационных поясов Земли, солнечных и галактических космических лучей и искусственных радиационных поясов Земли.

В области электрических двигателей и энергетических установок:

- исследование и разработка энергетических установок КА различной мощности со сроком активного существования более 10 лет на базе модульных систем линейных электроагрегатов с СПД для преобразования тепловой энергии в электрическую.

Намеченная программа направлена на решение широкого комплекса практических проблем, обусловленных длительным пребыванием в космическом пространстве (КА серий «ЭЛЕКТРО», «СПЕКТР», «АРКОН» и др.) и продолжительными межпланетными перелётами, высокоскоростным движением в атмосферах других планет, длительным пребыванием на их поверхности и др. (аппараты серий «МАРС», «ЛУНА», «ВЕНЕРА», «ЮПИТЕР-ЕВРОПА» и др.).

## заключение

Значительный опыт НПО имени С.А. Лавочкина в создании авиационной и космической техники, специфика современных и будущих КА, требующих большого внимания к надёжности и ресурсу, являются объективной основой для объединения усилий с ведущим институтом авиационной отрасли ЦАГИ с целью осуществления новых амбициозных проектов освоения ближнего и дальнего космоса.

## список литературы

*Алексашкин С.Н., Бобылёв А.В., Власенко О.В., Пичхадзе К.М. и др.* Управление траекторией космического аппарата с надувным тормозным устройством в атмосфере Марса // Космические исследования. 2003. Т. 41, № 3. С. 300-306.

*Бобылёв А.В., Защиринский А.М., Пичхадзе К.М., Ярошевский В.А.* Экспериментальный полет космического аппарата с солнечным парусом // Космические исследования. 2003. Т. 41, № 6. С. 652-668.

*Богданов В.В., Веселов Н.В., Панченко И.Н. и др.* Стенд для измерения массы, координат центра масс и тензора инерции изделия // Датчики и системы. 2010. № 5. С. 24-28.

*Брысов О.П., Езеева Е.П., Лимонад Ю.Г.* Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла // Ученые записки ЦАГИ. 1984. Т. XV, № 3. С. 121-126.

*Васильев К.И.* Методика и результаты экспериментальных исследований электродинамических силовозбудителей // Труды ЦАГИ. 1983. Вып. 2160. С. 100-127.

*Васильев К.И., Лошаков В.А., Матвеев А.С., Матвеев В.С.* О частотных и вибропрочностных испытаниях комплексов головных частей космических аппаратов // Труды ЦАГИ. 2013. Вып. 2738. С. 371-375.

*Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В.* Механика космического полета с малой тягой. М.: Наука, 1966. 680 с.

*Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В.* Механика космического полета: Проблемы оптимизации. М.: Наука, 1975. 702 с.

*Егоров И.В., Новиков А.В.* Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковом скоростном потоке // Вычислительная математика и математическая физика. Т. 56, № 6. 2016. С. 1064-1081.

*Ерофеев А.И., Никифоров А.П., Попов Г.А., Суворов М.О. и др.* Разработка воздушного прямоточного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 104.

*Ильин В.А., Кузмак Г.Е.* Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги. М.: Наука, 1976. 766 с.

*Коган М.Н.* Динамика разреженного газа. М.: Наука, 1967. 440 с.

*Кузмак Г.Е.* Динамика неуправляемого движения летательных аппаратов при входе в атмосферу. М.: Наука, 1970. 347 с.

*Кулеш В.П.* Бесконтактные измерения геометрических параметров форы, движения и деформации объектов в экспериментальной аэродинамике // Датчики и системы. 2004. № 3. С. 22-27.

*Маров М.Я., Филатьев А.С.* Комплексные исследования электрореактивных двигателей при полетах в ионосфере Земли: К 50-летию Государственной программы «Янтарь» // Космические исследования, 2017 (в печати).

*Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л.* Творческий путь основателя уникальной конструкторской школы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 3. С. 3-15.

*Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л.* Страницы истории, вселяющие уверенность в день настоящий и определяющие степень успешности старта в будущее // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 7-23.

*Филатьев А.С.* Оптимальный запуск искусственного спутника Земли с использованием аэродинамических сил // Космические исследования. 1991. Т. 29, вып. 2. С. 255-271.

*Филатьев А.С.* Практический путь повышения эффективности космических транспортных систем на основе внедрения строгих методов сквозной оптимизации // Авиакосмическая техника и технология. 1999. № 1. С. 23-30.

*Хартов В.В., Мартынов М.Б., Лукьянчиков А.В., Алексашкин С.Н.* Проектная концепция десантного модуля «ЭкзоМарс-2018», создаваемого НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 5-12.

*Шилов А.А.* О структуре уравнений движения планирующей парашютной системы // Ученые записки ЦАГИ. 2000. Т. XXXI, № 1-2. С. 152-162.

*Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П.* Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М.: Машиностроение, 1972. 244 с.

*Ярошевский В.А.* Движение неуправляемого тела в атмосфере. М.: Машиностроение, 1978. 167 с.

*Ярошевский В.А.* Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 335 с.

*Filatyev A.S., Yanova O.V.* On the optimal use of electric ramjet for low-orbit spacecraft // http://www.journals.elsevier.com/procedia-engineering, 2016 (дата обращения: 01.03.2017).

*Filatyev A.S.* «Paradoxes» of optimal solutions in problems of space vehicle injection and reentry // Acta Astronautica. 2000. V. 47. C. 11-18.

*Filatyev A.S., Golikov A.A., Yanova O.V.* ASTER – Indirect Optimization of Branched Injection Trajectories of Aerospace Vehicles // 1st ESA Workshop on Astrodynamics Tools and Techniques, 17-18 July 2001, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands.

*Yanova O.V., Akobian B.G.* Launcher Mission Risk Reduction due to the Advanced Adaptive Guidance Algorithms // IAC-16-D5.1.5, 67th International Astronautical Congress, Guadalajara, Mexico, 26-30 September 2016.

*Статья поступила в редакцию 07.03.2017 г.*

# ОПЫТ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА-ДЕМОНСТРАТОРА ВНЕДРЕНИЯ АЭРОУПРУГИХ РАЗВЁРТЫВАЕМЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ В КОСМИЧЕСКУЮ ТЕХНИКУ

# EXPERIENCE OF DESCENT VEHICLE-DEMONSTRATOR DESIGN, INTRODUCTION OF AEROELASTIC DEPLOYABLE STRUCTURAL ELEMENTS IN SPACE SYSTEMS

**О.М. Алифанов**[1],
*доктор технических наук,*
*член-корреспондент РАН,*
*nio6@mai.ru;*
**O.M. Alifanov**

**А.Л. Медведский**[1],
*доктор физико-*
*математических наук,*
*nio6@mai.ru;*
**A.L. Medvedskiy**

**В.В. Терентьев**[1],
*nio6@mai.ru;*
**V.V. Terentyev**

**Д.В. Лысков**[1],
*nio6@mai.ru;*
**D.V. Lyskov**

*В статье рассмотрен проект по разработке опытного образца космического спускаемого аппарата-демонстратора возможности спуска с орбиты техногенных объектов с использованием развёртываемых в космосе и в атмосфере аэроупругих тормозных устройств, выполнявшийся в 2013–2015 гг. совместно коллективами НПО имени С.А. Лавочкина и Московского авиационного института. Дана оценка результатов как самого проекта, так и взаимодействия двух организаций.*

*Ключевые слова:*
*спускаемый аппарат;*
*аэроупругие конструкции;*
*модельный эксперимент;*
*тепловая защита;*
*информационные объекты.*

*The article considers a program on development of space descent vehicle-demonstrator prototype, feasibility of descent from orbit of technogenic objects with use of deployable in space and in atmosphere aeroelastic braking devices, jointly designed by Lavochkin Association and Moscow Aviation Institute teams in 2013–2015. The results are assessed for both the program itself and cooperation of the two organizations.*

*Key words:*
*descent vehicle;*
*aeroelastic structures;*
*modeling experiment;*
*thermal protection;*
*information objects.*

## введение

Одним из инновационных направлений развития космических аппаратов является применение в их конструкции аэроупругих, развертываемых в космосе элементов. Известен опыт ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», полученный за последние десятилетия, в научно-технической разработке и исследованиях перспективных аэроупругих конструкций с применением технологии надувных устройств для доставки грузов с орбиты планеты на её поверхность. Аэроупругие элементы конструкции с применением технологии надувных устройств могут быть применены в ряде объектов, например: «складываемые» топливные баки разгонных блоков, уменьшающие моменты инерции и, соответственно, расход рабочих тел при маневрировании; надуваемые опорные пяты посадочного устройства спускаемого аппарата (СА); защитные тепловые экраны для объектов, разворачиваемых на поверхности Луны (*Ефанов В.В. и др.*, 2016) и др.

К одним из первых, публично освещённых работ на широких международных площадках, касающихся применения надувного тормозного устройства (НТУ) в конструкции спускаемого аппарата, относятся доклады специалистов НПО имени С.А. Лавочкина в Киеве на 4-м Украинско-Российско-Китайском симпозиуме «Космическая наука и технология SST-4» 12–17 сентября 1996 года (*Bogdanov V.V. et al.*, 1996), на 48-ом Международном Астронавтическом Конгрессе 6–10 октября 1997 года, Турин, Италия, IAF-97-I.6.03 (*Bogdanov V.V. et al.*, 1997) и на Всемирном космическом конгрессе 10–19 октября 2002 г., Хьюстон-Техас, США, IAC-02-16.03 (*Alifanov O.M. et al.*, 2002).

При выведении СА в космос его НТУ хранится в сложенном виде. Перед входом аппарата в атмосферу аэротормозное устройство разворачивается посредством подачи бортового запаса газа в оболочку. Форма, приобретаемая СА после наполнения НТУ,

[1] ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

обусловливается выбором соответствующего покроя его элементов. Форма НТУ конструктивно может быть выполнена как в виде сферы с расположением внутри неё грузового контейнера СА, так и в виде конуса с любым углом при вершине с размещением грузового контейнера в донной части конуса (*Землянский Б.А. и др.*, 2008). Оболочка НТУ может быть выполнена из тканей, пропитанных для обеспечения их герметичности составами на основе резины.

В работе (*Дерюгин В.А. и др.*, 2000) на основе приведённых расчётов показано, что спуск техногенного космического объекта с прикреплённым к нему надувным тормозным устройством сферической формы (диаметр сферы – 25 м) с орбиты высотой 250 км до входа в плотные слои атмосферы, т.е. до высоты 100 км, может быть осуществлён за время 8…9 часов, т.е. после совершения 5…6 витков вокруг Земли.

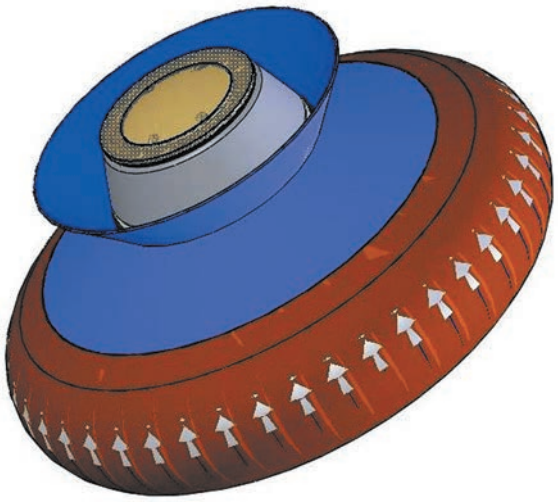
Известны результаты проектирования в НПО имени С.А. Лавочкина аппарата для спуска в атмосферу Марса перспективной миссии (*Marraffa L. et al.*, 2000). Аэротормозное устройство (АТУ) может быть составлено из двух рядов торовых элементов, усиленных множеством ремней, а в центральной части устройство крепится к жёсткой конструкции переднего экрана. В работе (*Полищук Г.М. и др.*, 2006) показан возможный вариант формирования спускаемого аппарата «Демонстратор», разработанный НПО имени С.А. Лавочкина. Этот вариант соответствует случаю, когда контейнер (приборный отсек) расположен в нижней части транспортного средства. Технологии с надувным устройством рассматривались также и в США в рамках проекта «IRVE» (*Hughes S.J. et al.*, 2005; *Moss J.N. et al.*, 2006; *Finchenko V. et al.*, 2004).

В 2012 году, учитывая перспективы использования аэроупругих элементов в конструкции ряда объектов, в НПО имени С.А. Лавочкина было принято решение о развитии исследовательских и опытно-конструкторских работ по данной тематике и создании производства аэроупругих тормозных устройств. Разработка опытного образца космического спускаемого аппарата-демонстратора возможности спуска с орбиты техногенных объектов с использованием развёртываемых в космосе и в атмосфере аэроупругих тормозных устройств была поручена Московскому авиационному институту (МАИ). Предложенный проект успешно прошел конкурсный отбор и получил поддержку Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках реализации Постановления Правительства Российской Федерации от 9 апреля 2010 года № 218 «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства». Далее приведём основные результаты данного проекта.

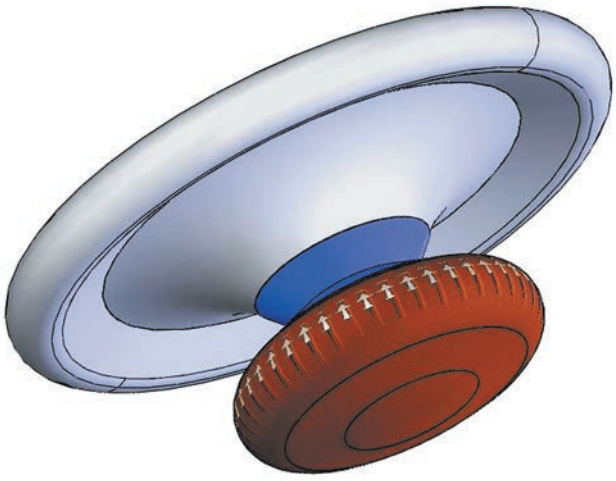
## Основные результаты разработки космического спускаемого аппарата-демонстратора

По результатам эскизной проработки было определено, что конструкция спускаемого аппарата-демонстратора включает в себя отсек с приборным оборудованием, основное надувное тормозное устройство и дополнительное надувное тормозное устройство, а также в составе разрабатываемого изделия имеется система хранения и подачи газа в аэротормозные устройства для их раскрытия (*Алифанов О.М. и др.*, 2013).

В ходе дальнейшей конструкторской проработки расчётными методами были определены форма и геометрические параметры СА. В транспортном положении основное и дополнительное аэротормозные устройства уложены в компактный объём вокруг приборного отсека. Основное аэротормозное устройство (ОАТУ) надувается за пределами атмосферы и имеет оболочку с теплозащитным покрытием (ТЗП)



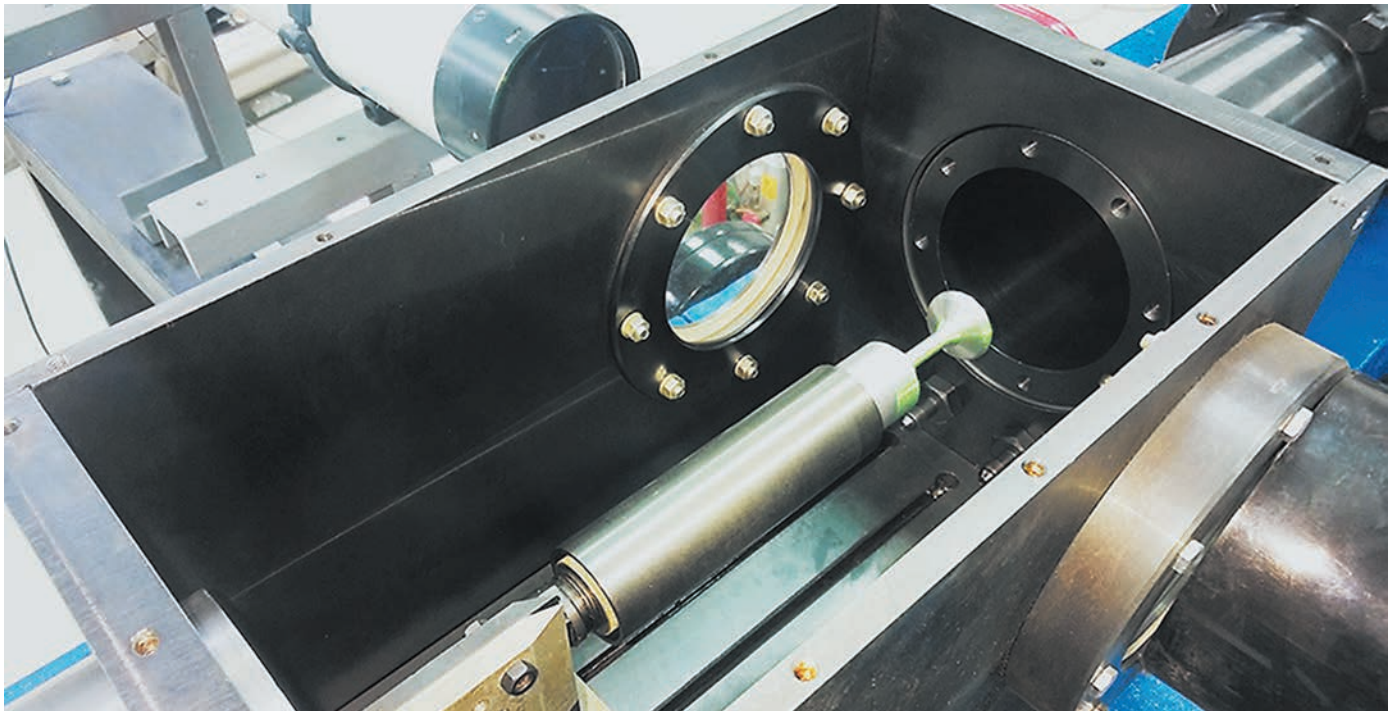
**а**



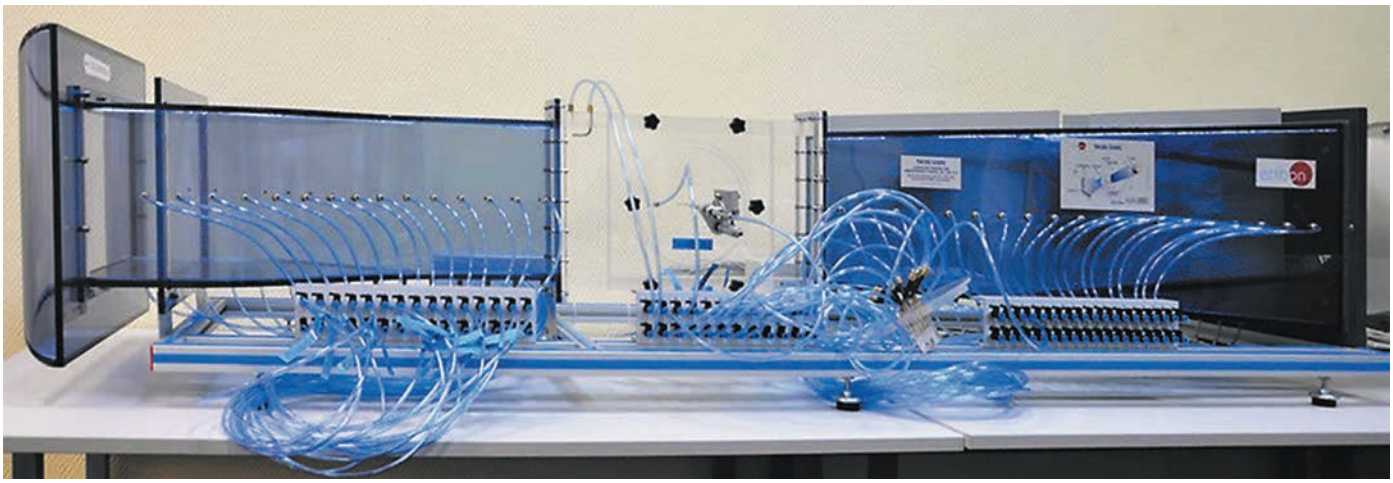
**б**

**а** – в верхних слоях атмосферы;
**б** – в плотных слоях атмосферы.

**рисунок 1.** Форма спускаемого аппарата



**а**



**б**

**а** – сверхзвуковая импульсная установка МАУ; **б** – дозвуковая труба ТА50-250С.

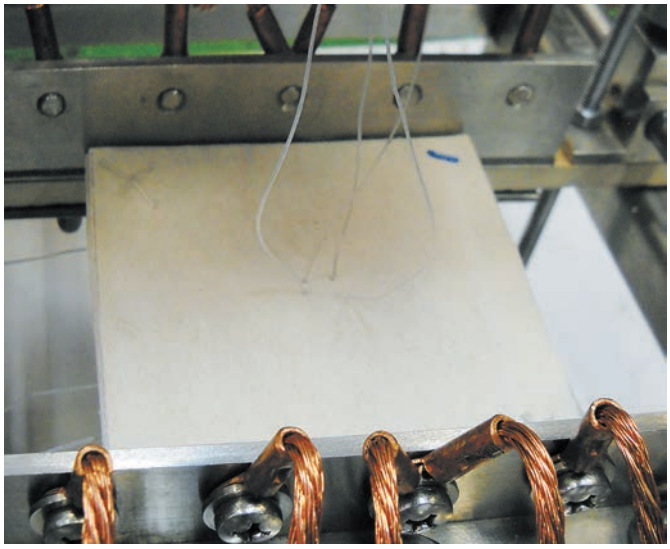
**рисунок 2.** Аэродинамические установки для модельных испытаний

для полёта в разреженных и плотных слоях атмосферы Земли с гиперзвуковой, сверхзвуковой и трансзвуковой скоростями (*Алифанов О.М. и др.*, 2014). Дополнительное аэротормозное устройство (ДАТУ) раскрывается в плотных слоях атмосферы на дозвуковом участке траектории. Были проведены расчёты, соответствующие траекторным участкам спуска с орбиты, подтверждающие работоспособность разрабатываемого изделия: аэродинамические, баллистические, динамические, тепловые, расчёты электрических и пневматических систем и др. На рисунке 1а представлена конфигурация СА в момент основного аэродинамического торможения при спуске в верхних слоях атмосферы до скорости ниже сверхзвуковой, когда ОАТУ, имеющее внешнюю теплозащитную оболочку, развернуто в рабочее положение.

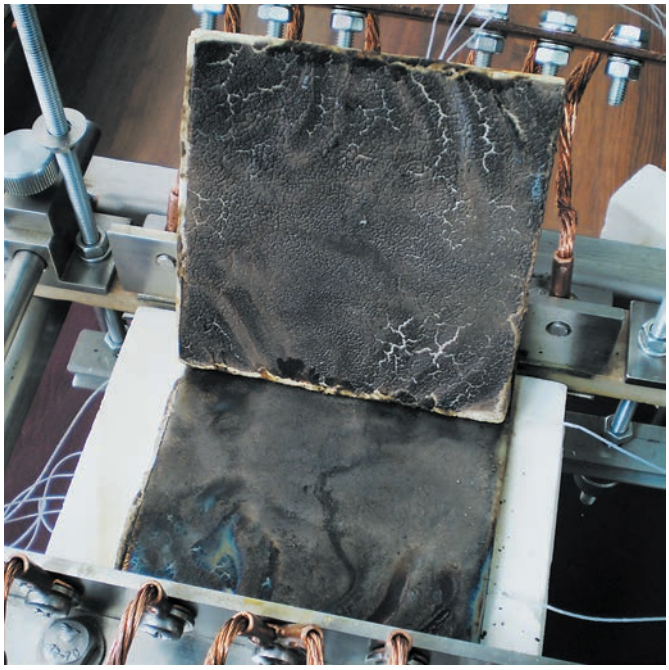
На рисунке 1б представлена конфигурация общего вида СА при достижении дозвуковой скорости, когда ДАТУ развёрнуто для продолжения аэродинамического торможения (*Пичхадзе К.М. и др.*, 2015).

Для уточнения облика конструкции результаты расчётов были верифицированы модельными экспериментами в сверхзвуковой и дозвуковой аэродинамических трубах (рисунки 2а и 2б).

С этой целью были изготовлены мелкомасштабные модели. Для сверхзвуковой импульсной модельной аэродинамической установки (рисунок 2а) модель изготавливалась из алюминиевого сплава по CAD-модели ОАТУ на токарном станке с числовым программным управлением. Для исследований в плоской дозвуковой аэродинамической трубе открытого типа ТА50-250С (рисунок 2б) были изготов-



**а**



**б**

**а** – перед испытаниями; **б** – после испытаний.

**рисунок 3.** Образец тепловой защиты

лены симметричная модель для визуализации потока и ряд полумоделей для определения аэродинамических сил (лобового сопротивления и подъёмной силы). Модели изготовлены методом аддитивных технологий из фотополимерного материала Acura-60 на установке стереолитографии (SLA) ViperSi2 компании 3D-Systems. Отверстия, дренированные по поверхности модели, соединяются посредством штуцеров и силиконовых трубок с датчиками давления. Координаты отверстий, их размер и плотность расположения по поверхности определяются в ходе экспериментов с возможностью дальнейшего уточнения и модификации CAD-моделей. Подробнее о модельных численных и стендовых экспериментах изложено в (*Матушкин А.А. и др.*, 2016).

Образцы конструкции ТЗП исследовались в МАИ на тепловакуумной установке ТВС-2М, входящей в состав высокотемпературного тепловакуумного стенда ВТС-ОЗТ. В состав установки ТВС-2М входят: горизонтальная водоохлаждаемая вакуумная камера и системы: вакуумирования, водяного охлаждения, электропитания, контроля и управления.

Эффективные гибкие теплозащитные конструкции для перспективного спускаемого аппарата (*Алифанов О.М., Иванков А.А. и др.*, 2013) разработаны на основе многослойных покрытий, включающих внешний слой из частично уносимого материала и внутренние теплоизоляционные слои на основе высокотемпературной экранно-вакуумной термоизоляции и термостойких тканей.

Тепловые испытания проходили образцы тепловой защиты на основе силоксанового полимера Стиросил марки А с отвердителем (продукт 211269), армированного кремнеземной тканью КТ-11-Э-0,2. Целью тепловых испытаний являлось определение следующих характеристик образцов исследуемого материала в процессе их нестационарного нагрева: нестационарных температур на внешней и внутренней стенках образца; плотности теплового потока, подводимого к нагреваемой поверхности образца. Форма исследуемых образцов – прямоугольный параллелепипед с размерами в миллиметрах (длина×ширина×толщина) от 100×100×6. Размеры образцов и их размещение в экспериментальном модуле должны обеспечивать моделирование условий одномерного переноса тепла от нагреваемой поверхности вглубь образца. Эти условия должны выполняться в «рабочей» зоне – в области размещения термодатчиков (спаев термопар) в образце. В качестве термопар использовались микротермопары типа хромель-алюмель. Термопары устанавливались с изотермическим участком на поверхности. Все термопарные провода выводились из образцов через специальные проколы в материале образцов и теплоизолирующих пластин. На рисунке 3а показан подготовленный к испытаниям образец, на рисунке 3б – образец после испытаний.

Испытания проводились в условиях нестационарного радиационно-кондуктивного нагрева с темпом 40ºС/с на воздухе. Температура нагреваемой поверхности образца исследуемого материала изменялась от комнатной до 680°С, продолжительность испытаний – до 200 секунд. После завершения теплового испытания проводились взвешивание образцов (с целью оценки потери массы при нагреве) и обработка результатов температурных измерений в виде термограмм. В частности, было подтверждено, что в процессе нагрева происходит интенсивное разложение материала покрытия. Предположительно,



**а**



**б**

**а** – в транспортном положении;
**б** – с раскрытыми ОАТУ и ДАТУ.

**рисунок 4.** Спускаемый аппарат-демонстратор

разложение материала в покрытии носит объёмный характер. Это приводит к выделению газообразных продуктов разложения в зазоры между слоями ТЗП и к повышению давления в этих зазорах. Можно предполагать, что в условиях реального полёта газообразные продукты разложения будут накапливаться между слоями ТЗП, приводя к повышению давления между слоями, что может сказаться на работе теплозащиты. Методики и результаты испытаний полноразмерных макетов представлены в (*Фирсюк С.О. и др.*, 2015).

При разработке технического проекта выполнялось моделирование напряжённо-деформированного состояния элементов конструкции и проводились прочностные расчёты конструкции СА (*Медведский А.Л. и др.* Расчет…, 2014; *Медведский А.Л. и др.* Моделирование…, 2014). Выполнялось полноразмерное макетирование системы наддува. Была разработана и испытана электроника приборного отсека и программное обеспечение, обеспечивающее запуск процедуры раскрытия ОАТУ и ДАТУ.

По результатам испытаний макетов и моделей была доработана конструкция аппарата в части улучшения её пассивной устойчивости, скорректирована конструкторская документация, проведены предварительные и приёмочные испытания опытного образца спускаемого аппарата-демонстратора. На рисунке 4а показан образец изделия в сборе в транспортном положении, на рисунке 4б – образец во время проверки на раскрытие ОАТУ и ДАТУ.

По результатам предварительных испытаний на трёхосевом вибростенде TS-2000-4H производства компании IMV был доработан приборный отсек СА. Приёмочные испытания подтвердили соответствие опытного образца требованиям технического задания к продукции, разрабатываемой по проекту.

Таким образом, цепочка проектирования (*Терентьев В.В.*, 2010) спускаемого аппарата с элементами надувных конструкций выглядит следующим образом:

1. Анализ и проведение предварительных расчётов, определяющих баллистические, аэродинамические, тепловые условия и требования к работе СА;
2. Разработка конструкционного облика, проведение предварительных прочностных и тепловых расчётов;
3. Разработка, производство, тестовые и верификационные испытания масштабируемых и полноразмерных макетов, моделей, элементов конструкции;
4. Уточнение математической модели по результатам модельных экспериментов, проведение численных экспериментов и доработка конструкции СА;
5. Выпуск конструкторской документации, производство, доводка и приёмочные испытания опытного образца СА.

Третий и пятый элементы цепочки включают в себя определение реперных точек, циклические операции проверок характеристик, по результатам которых может потребоваться возврат на предыдущие стадии разработки. При этом модельные эксперименты имеют существенно более низкую стоимость по сравнению с полноразмерными и позволяют выявить и устранить многие недостатки конструкции на ранних фазах разработки.

Наличие в МАИ развитой производственной базы (включая оборудование аддитивных технологий) и современной испытательной базы позволяет повысить достоверность численных, компьютерных, в том числе мультидисциплинарных методов расчёта конструкции, точнее определить её аэродинамические, тепловые и прочностные свойства и характеристики.

Важно отметить, что на каждом шаге проектирования возникают информационные объекты – CAD-модели, методики инженерного (CAE) анализа, технологические документы (в т.ч. программы для станков с числовым программным управлением), программы и методики испытаний, результаты испытаний (протоколы, отчёты) и др. Данный массив информации имеет дополнительную ценность, позволяя не только обеспечить повторяемость и вариативность при разработке и испытаниях, но и обеспечить развитие научно-учебно-методической базы для подготовки студентов и повышения квалификации специалистов ракетно-космической отрасли.

Выполненный на последнем этапе проекта анализ использования СА с аэроупругими тормозными устройствами для очистки околоземного космического пространства от техногенного мусора позволил сформулировать и подать заявки на два изобретения (*Финченко В.С., Кульков В.М. и др.*, 2015; *Финченко В.С., Алифанов О.М. и др.*, 2015), приоритет от 23.12.2015. Суть одного из них в том, что к выбранному для спуска объекту на орбите приближается управляемый буксир, несущий стыковочное устройство (электромагнитный захват или др.) и наполняемую газом оболочку. Буксир стыкуется с объектом, оболочка развёртывается в рабочее положение, существенно увеличивая тормозную поверхность, в результате чего увеличивается сила торможения объекта в газовой среде, соответствующей высоте этой орбиты. Скорость объекта с буксиром уменьшается, орбита эволюционирует, и буксир сходит с орбиты, попадая в плотные слои атмосферы, где либо сгорает (полностью или частично), либо совершает посадку на земную поверхность. Основным недостатком использования АТУ для спуска с орбит техногенных космических объектов следует признать существующую вероятность разгерметизации используемых надувных оболочек тормозного устройства либо из-за конструкторских недоработок, либо из-за возможных пробоев материала оболочки метеоритными частицами.

Всего по результатам выполнения работ по проекту опубликовано восемь статей в высокорейтинговых журналах и подано шесть заявок совместно от МАИ и НПО имени С.А. Лавочкина на государственную регистрацию результатов интеллектуальной деятельности; к настоящему моменту получено четыре патента и ещё две заявки рассматриваются по существу Федеральным институтом промышленной собственности.

## заключение

Полученные в ходе выполнения проекта результаты показывают достижимость поставленной цели – демонстрацию возможности спуска с орбиты Земли техногенных объектов с использованием развёртываемых в космосе и в атмосфере АТУ, в частности надувной конструкции, на основе существующего и созданной в ходе выполнения проекта расчётно-методического, конструкторского, технологического и производственного обеспечения. Следующим шагом развития приоритетного актуального направления применения аэроупругих элементов конструкции в космической технике является лётная отработка, лётные испытания в первую очередь газогенератора и надувных оболочек, а также конструкции теплозащитного экрана и материалов, входящих в его состав. Успешная лётная квалификация АТУ позволит адаптировать наработанные конструкторские и технологические решения для внедрения в космическую технику аэроупругих элементов конструкции для решения многих задач космонавтики: уменьшения массы КА и аппаратов, спускаемых на поверхности планет с атмосферой; возвращение отработавших на орбите спутников или части их элементов для повторного использования; спуск на земную поверхность отработавших ступеней и разгонных блоков после пуска ракет, снятие с орбиты техногенных объектов (космического мусора) и т.д.

Приобретённый в России опыт может быть распространён и на мировой рынок для использования при проектировании космической техники рядом зарубежных стран, а также в других отраслях: ракетной, авиационной и др.

Помимо научно-технических результатов, полученный опыт демонстрирует практическую реализацию «сквозной» цепочки интеграции «предприятие – вуз» по подготовке специалистов в ходе выполнения совместного проекта – от работы с абитуриентами, их профориентации на космическую отрасль и на НПО имени С.А. Лавочкина – в частности, до подготовки кадров высшей квалификации и повышения квалификации специалистов предприятия.

## список литературы

*Алифанов О.М., Будник С.А., Нетелев А.В.* Развертываемое тормозное устройство для спуска в атмосфере планет // Патент на полезную модель № 132423. 2013.

*Алифанов О.М., Иванков А.А., Нетелев А.В., Финченко В.С.* Исследование характеристик теплозащитного покрытия аэроупругих тормозных устройств спускаемых в атмосфере планет аппаратов // Труды МАИ. 2013. № 71. URL: http://mai.ru//upload/iblock/fd3/fd3e5f902a3249cfbcb18820d1789d9c.pdf (дата обращения: 14.02.2017).

*Алифанов О.М., Иванков А.А., Нетелев А.В., Финченко В.С.* Применение аэроупругих устройств с гибкой тепловой защитой для торможения аппаратов в атмосфере планеты // Тепловые процессы в технике. 2014. № 7. С. 301-307.

*Дерюгин В.А., Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Шматов С.И.* Оценка возможности безымпульсного спуска объектов с орбит ИСЗ на поверхность Земли // Сб. научных трудов НПО им. С.А. Лавочкина. Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского. М.: Изд. «Блок-информ-экспресс», 2000. С. 9-11.

*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.

*Землянский Б.А., Иванков А.А., Устинов С.Н., Финченко В.С.* Современное состояние вопроса о применении технологии надувных элементов конструкции в изделиях ракетно-космической техники, об использовании надувных тормозных устройств в конструкции спускаемых аппаратов и теплозащитные покрытия этих устройств // Вестник РФФИ. 2008. № 1. С. 38-64.

*Матушкин А.А., Терентьев В.В., Фирсюк С.О.* Современные особенности и место модельного эксперимента при разработке элементов летательного аппарата // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2016. № 1 (106). С. 29-43.

*Медведский А.Л., Федотенков Г.В., Матушкин А.А., Терентьев В.В.* Расчет на прочность системы аэроупругого торможения космического аппарата при спуске в атмосфере // Научно-технический вестник Поволжья. 2014. № 6. С. 237-241.

*Медведский А.Л., Федотенков Г.В., Терентьев В.В., Фирсюк С.О.* Моделирование напряженно-деформированного состояния корпусных элементов посадочного устройства перспективного спускаемого космического аппарата в условиях посадки на грунт // Научно-технический вестник Поволжья. 2014. № 6. С. 242-246.

*Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Алексашкин С.Н., Острешко Б.А.* Трансформируемые аппараты, спускаемые в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 4-13.

*Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. и др.* Космические аппараты для фундаментальных научных исследований // Полет. 2006. № 8. С. 13-20.

*Терентьев В.В.* Выбор цепочки распределенного проектирования сложного машиностроительного изделия в информационном пространстве // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17, № 1. С. 131-135.

*Финченко В.С., Алифанов О.М., Кульков В.М., Терентьев В.В. и др.* Спускаемый аппарат-буксир для снятия космических объектов с орбиты // Заявка на изобретение № 2015155349 от 23.12.2015.

*Финченко В.С., Кульков В.М., Терентьев В.В., Фирсюк С.О.* Возвращаемый с околоземной орбиты научно-исследовательский космический аппарат // Заявка на изобретение № 2015155350 от 23.12.2015.

*Фирсюк С.О., Лысков Д.В., Терентьев В.В., Харри А.М. и др.* Спускаемые в атмосферах планет аппараты с аэроупругими (надувными) тормозными устройствами и моделирование тепловых стендовых испытаний их полномасштабных макетов // Тепловые процессы в технике. 2015. № 8. С. 370-378.

*Alifanov O.M., Pichkhadze K.M., Ouchcatov V.I.* Thermal protection of reentry vehicles using inflatable braking devices // Proceding of the World Space Congress 2002 (10-19 October, 2002, Houston-Texas, USA), IAC-02-16.03.2002.

*Bogdanov V., Rodimov R., Pichkhadze K., Terterashvili A. et al.* Inflatable Ballutes to Provide Aerodynamic Shape to the Payload Bus Enabling its Atmosphere Entry // 48-th International Aeronautical Congress, 6-10 Oct., 1997, Turin, Italy, IAF-97-I.6.03.

*Bogdanov V.V., Kremnev R.S., Rodimov R.Yu., Pitchkhadze K.M. et al.* On the Use of Ballute-equipped Vechicles for Landing on the Surface of Planets Having Atmosphere // Proceeding of 4-th Ukraine-Russia-China Symposium of Space Science and Technology. 1996. V. 1. P. 253-254.

*Finchenko V., Pitchkhadze K., Ivankov A., Voron N.* Inflatable Re-Entry Technology for Manned Martian Mission // 55-th International Aeronautical Congress, 3-7 Oct. 2004, Vancouver, Canada, IAF-04-I.6.03.

*Hughes S.J., Dillman R.A., Starr B.R., Stephan R.A. et al.* Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE) Design Overview (2005) // AIAA Paper 2005-1636.

*Marraffa L., Kassing D., Baglioni P., Wilde D. et al.* Inflatable Re-Entry Technologies: Flight L. Demonstration and Future Prospects // ESA Bulletin 103, August, 2000. P. 78-85.

*Moss J.N., Glass C.E., Hollis B.R., Van Norman J.W.* Low-density aerodynamics of the Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE) // Collection of Technical Papers – 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2006. V. 19. P. 14416-14442.

*Статья поступила в редакцию 15.02.2017 г.*

УДК 629.78(091)

# ПЕРВЫЕ ШАГИ К ЛУНЕ (ВОСПОМИНАНИЯ ВЕТЕРАНОВ ЦНИИМАШ)

**А.Ф. Евич**[1],
*кандидат технических наук,*
*sosna1940@mail.ru;*
**A.F. Evich**

*В статье рассказывается об истории плодотворного сотрудничества ЦНИИмаш и НПО имени С.А. Лавочкина при реализации доставки лунного грунта на Землю.*

*Ключевые слова: ЦНИИмаш; НПО имени С.А. Лавочкина; лунная программа; С.П. Королёв; Г.Н. Бабакин; Протон.*

После первых триумфальных полётов автоматических лунных аппаратов «ЛУНА-1», «ЛУНА-2», «ЛУНА-3» наступила полоса неудач. Мягкая посадка на поверхность Луны не удавалась. Пять стартов (от «ЛУНЫ-4» до «ЛУНЫ-8») – пять аварий. И это несмотря на то, что разработку лунников вело знаменитое опытнейшее в космических делах конструкторское бюро ОКБ-1 во главе с родоначальником практической космонавтики С.П. Королёвым.

Сам главный конструктор так объяснял свои неудачи: «Есть одна общая причина, которая всё объясняет – идёт процесс познания». Это серьёзный аргумент, но всё же большое количество аварий ударяло по авторитету королёвского ОКБ-1 и престижу страны как космической державы. Председатель госкомиссии по запускам лунников Г.А. Тюлин был сильно раздосадован неудачами. Приезжал в головной институт отрасли НИИ-88 (с 1967 г. – ЦНИИмаш) и просил специалистов искать выход из сложившейся ситуации.

Бытовало мнение, что ОКБ-1 перегружено заказами государственной важности, и поэтому не в состоянии уделять повышенное внимание всесторонней наземной отработке лунных и межпланетных автоматических аппаратов, что отрицательно сказывается на надёжности соответствующих ракетно-космических систем. В недрах НИИ-88 появилась идея передать лунную и межпланетную тематику из ОКБ-1 в ОКБ имени С.А. Лавочкина, где главным конструктором был Г.Н. Бабакин.

Скрепя сердце, С.П. Королёв согласился на передачу. Этому способствовало то обстоятельство, что ещё на заре зарождения ракетостроения, в 40-х годах прошлого века, С.П. Королёв, работая в НИИ-88, познакомился там с коллегой Г.Н. Бабакиным, и был о нём высокого мнения. Оба главных конструктора завизировали проект решения о передаче тематики, и вскоре государственное руководство его утвердило.

Коллектив ОКБ имени С.А. Лавочкина энергично взялся за новое дело. Для убыстрения процесса подготовки автоматических аппаратов к полётам на Луну и мягкой посадке на её поверхность было решено полностью использовать имевшийся у королёвцев проектно-конструкторский и производственно-технологический задел. Руководство и сотрудники НИИ-88 оказали ОКБ имени С.А. Лавочкина организационную и методическую помощь.

И первый же лунник, изготовленный и тщательно испытанный на новом предприятии, достиг цели. Автоматический аппарат «ЛУНА-9» 2 февраля 1966 года мягко прилунился в приэкваториальной полосе Океана Бурь западнее кратеров Рейнер и Марий (*Ефанов В.В., Долгополов В.П.*, 2016). Это была первая в мире мягкая посадка автомата на поверхность Луны и первая в мире переданная на Землю круговая фотопанорама лунной поверхности в районе посадки. Мировую общественность восхитило то, что робот, посланный с Земли, уверенно вёл исследования и измерения непосредственно на лунной поверхности. «ЛУНА-9» доказала, что лунные автоматы могут решать серьёзные планетологические задачи и их возможности ещё далеко не исчерпаны (*Пичхадзе К.М. и др.*, 2010).

С целью развития стратегии максимального использования автоматических аппаратов для дальнейшего исследования Луны в 1968 году ЦНИИмаш вышел с предложением разработать ракетно-космический комплекс для доставки проб лунного грунта на Землю. При этом предлагалось использовать ракету-носитель УР-500К («Протон»), в три с половиной раза более мощную, чем королёвская «семёрка», с помощью которой с января 1959 года по апрель 1968 года запускались автоматические лунные аппараты «ЛУНА-1»–«ЛУНА-14».

В период разработки технического предложения о доставке проб лунного грунта мощная ракета «Протон» находилась в начальной стадии эксплуатации. И весной 1968 года её модификация в составе 4-х ступеней и разгонного блока Д была впервые применена для целевого запуска. На ней в космос в облёт Луны был запущен новый аппарат «ЗОНД-4» (программа Л1).

[1] ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королёв.

# THE FIRST STEPS TO THE MOON (MEMORIES OF TSNIIMASH'S VETERANS)

**В.Ш. Губайдуллин**[1],
*1322@tsniimash.ru;*
**V.Sh. Gubaidullin**

*The article overviews the history of the fruitful cooperation between TsNIImash and Lavochkin Association while implementation of the lunar soil delivery to the Earth.*

*Key words: TsNIImash; Lavochkin Association; lunar program; S.P. Korolev; G.N. Babakin; Proton.*

Federal Enterprise «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

В ЦНИИмаш был подготовлен научно-технический отчёт с подробным обоснованием реализуемости предложенного варианта полёта за лунным грунтом и доставки его на Землю (Ю.А. Мозжорин, А.Д. Коваль, А.Ф. Евич, В.М. Суриков). Отчёт был направлен в Министерство общего машиностроения и в ОКБ имени С.А. Лавочкина. Первый заместитель министра Г.А. Тюлин одобрил предложения ЦНИИмаш и потребовал срочно обсудить их с главным конструктором Г.Н. Бабакиным.

Наш директор Ю.А. Мозжорин по договоренности в декабре 1968 года направил начальника отдела А.Ф. Евича в ОКБ для доклада о существе и технических деталях предложений ЦНИИмаш. Предписывалось обратиться лично к Георгию Николаевичу с подробным, с плакатом, разъяснением сути новых проработок. В кабинете руководителя ОКБ в присутствии начальника министерского главка генерала К.А. Керимова состоялся обстоятельный разговор.

Правда, начало было несколько обескураживающим для докладчика. Он начал с того, что поскольку лунник-грунтонос в сотни раз дешевле пилотируемого комплекса на Луну типа «САТУРН-5»–«АПОЛЛОН» (США), а решаемые ими научные задачи одинакового порядка, то политическое значение полёта нашего автомата будет огромно. И в этот момент генерал громогласно заметил: «Что Вы тут нас учите, как Родину любить! Давайте ближе к делу!». Но Георгий Николаевич разрядил обстановку, проявил свойственную ему тактичность и живейший интерес к материалу, задал много разноплановых вопросов.

В заключение поблагодарил докладчика за интересное сообщение и заверил, что он и его коллеги внимательно рассмотрят предложение ЦНИИмаш о доставке грунта с Луны. Учитывая позднее время, распорядился автомобилем отправить представителя ЦНИИмаш в Подлипки. В ходе последующих неоднократных деловых встреч зарекомендовал себя исключительно интеллигентным, тактичным человеком, к тому же – беспримерным тружеником.

Выполнение автоматического старта взлётной ракеты станции «ЛУНА-16» с поверхности Луны потребовало решения комплекса принципиально новых задач – точного определения координат точки прилунения и времени старта с Луны, запоминания на борту «вертикали» перед посадкой и обеспечения достижения необходимой скорости в конце активного участка (*Хартов В.В.*, 2015). Для этого потребовались уникальные измерения низкой окололунной орбиты и исключительно точные манёвры станции. При расчёте этих манёвров надо было учесть эволюции орбиты под влиянием аномалий малоизвестного лунного поля тяготения. Баллистическое обеспечение полётов объектов подготавливалось и выполнялось баллистическими центрами ЦНИИмаш, ИПМ АН СССР и ЦНИИ-4 МО под руководством Межведомственной Главной Баллистической группы во взаимодействии с Главной оперативной группой управления (ГОГУ) и приданной ей баллистической группой на контрольно-измерительном пункте (КИП) в районе г. Симферополь. В связи с этим на КИП была организована станция для автоматического приёма баллистической информации для последующей передачи в ГОГУ.

Серьёзные проблемы возникли и при возвращении космических аппаратов с Луны со 2-й космической скоростью.

В 1968 году в обеспечение работ по проекту полёта на Луну с возвратом на Землю в ЦНИИмаш была создана новая экспериментальная установка, позволяющая воспроизводить совместный конвективно-радиационный нагрев КА при его спуске на Землю и воздействие вакуума на материал, предварительно прогретый при первом погружении возвращаемого аппарата в атмосферу. Дело в том, что оптимальная траектория возврата спускаемого аппарата (СА) предусматривала два его входа в земную атмосферу. При первом входе за счёт аэроторможения в верхней атмосфере (с погружением до высоты ~60 км и последующим выходом на орбиту) скорость аппарата снижается с 11,2 до 7,5 км/с, при втором − условия близки к спуску СА с круговой околоземной орбиты, но необходимо учитывать изменение теплофизических и энтальпийных характеристик верхнего слоя теплозащитного материала в процессе первого входа, когда он подвергался значительному тепловому воздействию. Проведённые расчётно-теоретические исследования теплообмена, испытания материалов на конвективно-радиационной установке, а также расчёты температурных режимов позволили дать рекомендации по тепловой защите рассматриваемых СА, обеспечивающей его вход в атмосферу Земли со 2-й космической скоростью. Эти результаты нашли применение при разработке теплозащиты спускаемых аппаратов космических кораблей серии «ЗОНД» (№ 5–8) и серии автоматических межпланетных станций «ЛУНА» («ЛУНА-16», «ЛУНА-20», «ЛУНА-24), успешно вернувшихся на Землю.

Грамотная и последовательная стратегия создания автоматических космических аппаратов для исследования Луны на этом этапе позволила отработать множество новых технических решений, которые нашли применение как при полётах к Марсу и Венере, так и при осуществлении пилотируемых полётов на околоземной орбите (*Казмерчук П.В. и др.*, 2016).

## список литературы

*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.

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

*Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б.* Создание автоматических космических комплексов для научных исследований Луны: вчера, сегодня, завтра (к 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина) // Полёт. 2010. № 11. С. 3-8.

*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.

*Статья поступила в редакцию 09.03.2017 г.*

УДК 629.78(091)

# С НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА К МАРСУ!

# WITH LAVOCHKIN ASSOCIATION TOWARDS MARS!

**О.Л. Вайсберг**[1],
*профессор, доктор физико-математических наук,*
*olegv@iki.rssi.ru;*
**O.L. Vaisberg**

*Большая часть моей жизни связана с экспериментальными исследованиями плазмы в Солнечной системе на космических аппаратах, созданных в НПО имени С.А. Лавочкина. При этом исследования Марса занимают в них особое место, и для проведения этих исследований я вместе со своими коллегами и инженерами из СНИИПа создавал оригинальные приборы. К сожалению, не все из этих приборов преодолели земное притяжение. Но приборы, созданные для программы «МАРС-71» и «МАРС-73», стали первыми, которые исследовали околомарсианское пространство, позволили открыть магнитосферу Марса и обнаружили решающую роль солнечного ветра в потере Марсом атмосферы. Анализируя сегодня данные измерений в магнитосфере Марса и сожалея об отсутствии российских спутников Марса, с благодарностью вспоминаю замечательных людей, которые помогли мне заниматься исследованиями этой удивительной планеты.*

*Ключевые слова:*
*Марс; спутник;*
*НПО имени С.А. Лавочкина.*

*The most part of my life is closely related to the experimental studies of plasma in solar system by spacecraft developed by Lavochkin Association. In this regard Mars studies hold a unique position, and in order to conduct these studies myself jointly with my colleagues and engineers from SNIIP designed the original instruments. Unfortunately, not all of these instruments overcame the Earth gravity. However, the instruments developed for «MARS-71» and «MARS-73» programs were the first ones which explored near-Mars environment and allowed discovery of Mars magnetosphere and reveal of crucial role of solar wind in loss of the atmosphere by Mars. Currently analyzing the data on measurements in Mars magnetosphere and being sorry for absence of Russian Martian satellites, I am gratefully thinking of the marvelous people who supported me in studies of this splendid planet.*

*Key words:*
*Mars; satellite;*
*Lavochkin Association.*

Впервые я попал в НПО имени С.А. Лавочкина в 1966 году, когда здесь разрабатывался проект спутника «ПЛАЗМА» (впоследствии названный «ПРОГНОЗОМ»). Мой руководитель в Институте физики атмосферы Академии наук СССР профессор Валериан Иванович Красовский предложил мне заниматься исследованием недавно открытого солнечного ветра. И познакомил с двумя заведующими инженерных лабораторий в СНИИПе (Союзный НИИ приборостроения при Минсредмаше Б.И. Хазановым и Л.С. Горном, инженерами-электронщиками высочайшего класса. Они руководили разработкой и созданием приборов для экспериментов В.Г. Курта астронома из ГАИШа (Государственного астрономического института имени Штернберга при МГУ) и Ю.И. Гальперина, правой руки В.И. Красовского. Я тоже стал сотрудничать с Б.И. Хазановым и Л.С. Горном, и они, в первую очередь Борис Исаакович, стали воплощать в жизнь мои придумки в приборы для исследования солнечного ветра. Вначале мы с Валерианом Ивановичем предполагали в большей мере основываться на приборах Ю.И. Гальперина, которые предназначались для исследования полярных сияний на низколетящих магнитосферных спутниках разработки Южного бюро (Днепропетровск), и на первых порах Юра мне помогал в работе и в отстаивании нашего права заниматься космическими исследованиями. Но вскоре совместно со СНИИПом я стал работать над новым прибором – энерго-масс-анализатором солнечного ветра, который получил название РИП-803 (*Вайсберг О.Л., Поленов Б.В., Хазанов Б.И.*, 1971) (рисунок 1). Таких приборов для раздельного измерения протонов и ионов гелия в солнечном ветре тогда еще ни у кого не было.

[1] ФГБУН Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.

Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

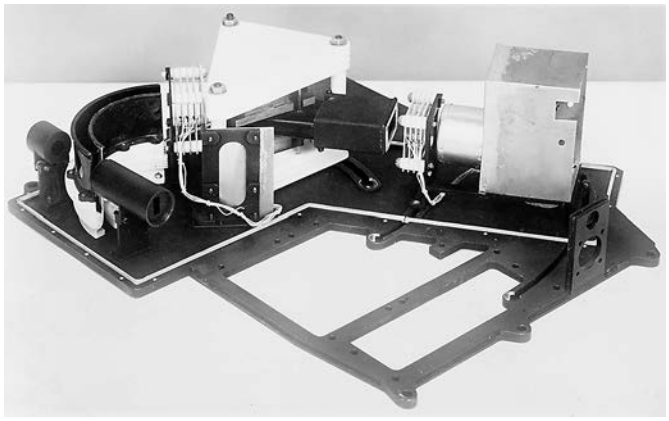


**рисунок 1.** Энерго-масс-анализатор ионов РИП-803, входивший в комплекс научной аппаратуры АМС «МАРС-69»

В 1966 году я стал работать внештатно в Институте космических исследований (ИКИ) над своим прибором и помогал С.И. Карманову в курировании работ по «ПРОГНОЗУ». В мае 1967 года я был переведён в ИКИ в отдел кураторов космических проектов, а затем в отдел 20, заведующим которого и заместителем директора ИКИ был Геннадий Александрович Скуридин. Он был правой рукой председателя Межведомственного Совета по космосу М.В. Келдыша, который был Президентом АН СССР и в открытой печати назывался Главным теоретиком космонавтики. Г.А. Скуридин, один из организаторов ИКИ, собрал в своём отделе довольно много научных работников из других институтов, уже занимавшихся космическими исследованиями. Я был назначен заведующим сектором, и Г.А. Скуридин помог мне организовать группу молодых учёных и инженеров. Первыми моими коллегами были Станислав Иванович Климов, Раиса Александровна Исаева, Анатолий Владимирович Богданов, Станислав Николаевич Романов, Александр Андреевич Зерцалов (рисунок 2).

А вскоре ИКИ совместно с НПО имени С.А. Лавочкина начал работу по проекту «МАРС-69». Прибор РИП-803 (*Вайсберг О.Л. и др.*, 1971) был включён в список экспериментов в этом проекте.

С каким энтузиазмом все мы в ИКИ, НПОЛ и СНИИПе работали над проектом! Таких межпланетных автоматических станций (так назвали космические аппараты, запускаемые к другим телам Солнечной системы) не было даже у американцев. На «МАРСЕ-69» был комплекс приборов для исследования атмосферы планеты, он включал в себя три прибора для исследования взаимодействия солнечного ветра с Марсом: магнитометр (создавался под руководством Ш.Ш. Долгинова из ИЗМИРАНа (Институт земного магнетизма и распространения



**рисунок 2.** Молодые сотрудники ИКИ АН СССР: А.А. Зерцалов, Н. Баштанова, В.А. Денисенко, В.Н. Смирнов*, А.В. Богданов*, С.Е. Громова, С.А. Романов* и С.И. Климов

* участники экспериментов на «МАРСЕ-69», «МАРСЕ-71» и «МАРСЕ-73»

радиоволн АН СССР), ловушки заряженных частиц Д-127 (создаваемых под руководством К.И. Грингауза из института Минца) и прибор РИП-803, за который отвечал я.

Наступил срок запусков двух АМС «МАРС-69» на ракетах «Протон». Мне довелось попасть в московский Центр управления в Хамовниках, где можно было прослушивать переговоры команд, принимавших участие в запуске «Протонов». «Протон» ушёл со стартового стола, и до 70-й секунды все шло нормально. Но затем ракета взорвалась, и обломки ракеты и спутника упали в окрестностях города Кызыл.

Второй запуск состоялся через несколько дней. На этот раз «Протон» упал на стартовый комплекс. Вместе с «МАРСОМ-69» погиб и мой прибор. В космос он полетел только в 1971 году на спутнике «ПРОГНОЗ» и позволил получить ряд научных результатов, однако нас уже опередил американец Кис Огилви (Keith Ogilvie) из Центра космических исследований имени Годдарда (Goddard Space Flight Center), который с другим энерго-масс-спектрометром провёл раздельные измерения протонов и ионов гелия в солнечном ветре на спутнике «EXPLORER-34».

Научные и технические цели и амбиции М.В. Келдыша, Г.Н. Бабакина, коллективов учёных требовали продолжения работ, и вскоре после катастрофы «МАРСА-69» мы приступили к проекту «МАРС-71». В это время я был увлечён новыми возможностями измерения потоков заряженных частиц с помощью новых детекторов: канальных электронных умножителей (КЭУ). Учёные из США уже использовали умножители в экспериментах на ракетах. Эти малогабаритные детекторы позволяли делать многоканальные приборы небольших объёмов и сравнительно малой массы. Я уговорил Б.И. Хазанова начать работу над таким прибором для «МАРСА-71». Научная программа этого проекта обсуждалась на Миуссах (так мы называли Институт прикладной математики на Миусской площади) под председательством М.В. Келдыша. Тройка «плазменщиков»: Ш.Ш. Долгинов, К.И. Грингауз и я – предложили наши эксперименты по исследованию солнечного ветра и Марса для проекта «МАРС-71». Однако на этом совещании ведущий специалист по атмосферам планет в ИКИ В.И. Мороз категорически выступил против, утверждая, что плазма не имеет отношения к исследованию Марса (это особенно курьёзно выглядит сейчас, когда на орбите вокруг Марса работают три спутника, исследующих верхнюю атмосферу Марса и её взаимодействие с солнечным ветром: спутник Европейского Космического Агентства (ESA) «Mars Express» (более 10 лет на орбите), спутник «MAVEN» (NASA) и спутник Индийского космического агентства «MANGALYAN». В обсуждении я выступил в защиту наших предложений по исследованию магнитного поля и плазмы у Марса,

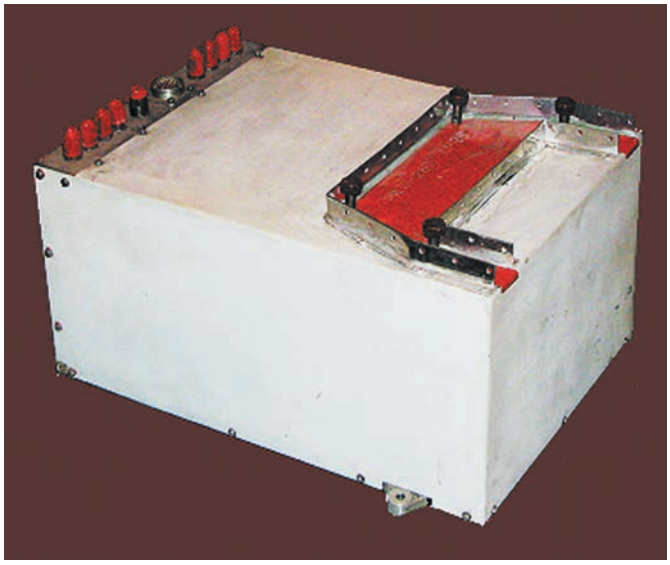


**рисунок 3.** Электростатический анализатор РИЭП-2801 для проекта «МАРС-73»

подчеркнув важность исследования взаимодействия солнечного ветра с Марсом и унос солнечным ветром атмосферных ионов (после проведения экспериментов на «МАРСЕ-2, -3 и -5» стало понятно, насколько это важно для эволюции атмосферы Марса). М.В. Келдыш внимательно выслушал выступление молодого человека (которого он вряд ли знал) и принял решение о включении всех трёх приборов в проект «МАРС-71».

Вместе со СНИИПом мы создали многоканальный прибор РИЭП-2801 (*Вайсберг О.Л., Журина Л.С., Коваленко В.Г., Леин Е.Л. и др.*, 1971) (рисунок 3), который сослужил нам службу в этом и других проектах по исследованию Марса и Венеры. В проекте «МАРС-71» было три запуска, однако первый спутник, который должен был стать «МАРСОМ-2», не ушёл с парковой орбиты, а два последующих спутника были переименованы в «МАРС-2» и «МАРС-3». Оба космических аппарата стали первыми спутниками Марса и позволили получить начальное представление о взаимодействии солнечного ветра с Марсом и о структуре внешней оболочки планеты. Были обнаружены ударная волна у Марса, препятствие солнечному ветру на дневной стороне планеты и установлено существование хвоста Марса. На пути к Марсу «МАРС-3» пересёк хвост Земли на расстоянии 3 млн. км и наш прибор зарегистрировал возмущение в солнечном ветре, возникающее в потоке солнечной плазмы при обтекании магнитосферы Земли. Это были первые измерения в космосе, сделанные с помощью нашего прибора. Помимо научного результата, показавшего, насколько далеко простирается хвост или шлейф Земли, эти измерения помогли нашему коллективу сохранить за собой возможность участвовать в исследовании дальнего космоса, несмотря на противодействие влиятельных недоброжелателей.

Вместе с Анатолием Богдановым и другими коллегами мы занялись анализом данных измерений наших приборов вблизи Марса. Конечно, мы были новичками, и понимание зарегистрированных у Марса явлений не давалось легко. Первое, что мы обнаружили, была область горячей плазмы, имеющая дугообразную форму, приблизительно такую же, как и ударная волна у Земли, и мы срочно направили в печать информацию об этом новом результате (*Зелёный Л.М. и др.*, 2015). С этой публикацией нам помог заместитель директора ИКИ Г.С. Нариманов, которому я очень благодарен. Эта публикация, закрепившая наш приоритет, вызвала неудовольствие у одного из участников проекта, настаивавшего на необходимости коллективных обсуждений и коллективной публикации результатов.

Был еще один сюжет, который подтвердил ту истину, что учёный должен все подвергать сомнению. Дело в том, что наш прибор обнаружил небольшие изменения в энергетическом спектре ионов солнечного ветра ещё до того, как спутник пересекал ударную волну перед Марсом. Я пошёл к главному специалисту по бесстолкновительным ударным волнам узнать: что бы это могло быть? И получил ответ: перед фронтом ударной волны ничего не может быть. Но мы опубликовали эти наблюдения. Сегодня известно, что перед фронтом ударной волны существует много эффектов, связанных с отражением ионов и электронов и с захватом ионизуемых солнечным ультрафиолетовым излучением нейтральных атомов.

Ещё наш прибор позволил обнаружить две области у Марса, которые заполнены ионами малых энергий: область на дневной стороне планеты на высоте более тысячи километров над поверхностью Марса и область на ночной стороне на расстоянии около шести радиусов Марса. Мы с Анатолием Богдановым пришли к выводу, что на дневной стороне «МАРС-2» пересекал область, заполненную планетными ионами, и что эта область является препятствием потоку солнечного ветра. Что касается удалённой от Марса области на ночной стороне планеты, то мы пришли к выводу о существовании хвоста Марса. Наши измерения у Марса и сравнение с некоторыми измерениями у Венеры позволили опубликовать заключение, что обе планеты демонстрируют кометный тип взаимодействия с солнечным ветром, в котором плазма солнечного ветра взаимодействует с газовой оболочкой обтекаемого тела. В то же время К.И. Грингауз, Ш.Ш. Долгинов и их сотрудники утверждали, что Марс обладает собственным планетарным магнитным полем.

После «МАРСА-71» руководство советской космической программы решило продолжить исследование Марса в проекте «МАРС-73» с запуском четырёх спутников, два из которых должны были сбросить спускаемые аппараты на поверхность Марса, а два других – стать спутниками Марса и продолжить исследования, начатые на «МАРСЕ-71». Вся наша троица: К.И. Грингауз, Ш.Ш. Долгинов и я – предложили наши приборы для продолжения исследований Марса. Однако в этот раз против выступила более сильная команда, включая директора ИКИ академика Г.И. Петрова. М.В. Келдыш передал право решения спорного вопроса вице-президенту АН СССР академику Б.П. Константинову. Заседание состоялось у Б.П. Константинова, на котором из нас троих оказался только я. После обсуждения и выслушивания сторон Академик поддержал предложение о включении наших экспериментов в программу работ по «МАРСУ-73». И вновь сторонний эксперт оказался более прозорливым.

К сожалению, только «МАРС-5» вышел на орбиту вокруг Марса. «МАРС-4» пролетел мимо, но для нас его орбита была более подходящей, несмотря на то, что, как и в 1971 году, орбита спутника выбиралась для более благоприятных условий работы приборов, исследовавших нижние слои атмосферы планеты, а не для исследования магнитного поля и плазмы у Марса. Орбита «МАРСА-5» ближе подходила к оси Солнце – Марс с ночной стороны планеты, чем «МАРС-2» и «МАРС-3», «МАРС-5» «чиркал» по внешней части хвоста Марса, что позволило получить больше данных о взаимодействии солнечного ветра с Марсом. Для нас это было очень благоприятное обстоятельство. Однако вначале мы столкнулись с серьёзной проблемой.

В нашем приборе РИЭП-2801 для измерений наиболее интересного участка энергетического спектра ионов было два анализатора, причём измеряемые энергии располагались на шкале энергий с перебивкой, т.е. значения энергии лежали в промежутках между значениями энергии другого анализатора. Вместе они позволяли получить более подробное измерение энергетического спектра, чем каждый в отдельности. При перелёте от Земли к Марсу каждый анализатор показывал подобные спектры энергий ионов солнечного ветра, но амплитуды этих спектров различались примерно в два раза, так как чувствительность детекторов частиц в них разнилась примерно вдвое. Когда же «МАРС-5» вышел на орбиту вокруг Марса, начались чудеса: два анализатора стали показывать спектры ионов различной формы. Чем ближе «МАРС-5» подлетал к оси Солнце – Марс (с ночной стороны Марса), тем больше различались эти спектры. Встал вопрос: какому анализатору верить, и можно ли им обоим верить вообще?

Надо было понять ситуацию. Я подозревал, что дело может быть в поведении канальных умножителей, и нужно провести исследование умножителей из той же партии, из которой были установленные в приборе

«МАРСА-5» умножители. Я обратился к В.Б. Леонасу, лаборатория которого занималась исследованиями атомных столкновений и имела необходимые лабораторные стенды. Владас любезно предоставил мне такую возможность. Я провел испытания нескольких умножителей в различных режимах и на потоках разных ионов, а один из умножителей «убил», т.е. дал ему такую загрузку, что его чувствительность упала практически до нуля. В результате испытаний обнаружилось, что наши отечественные умножители, которые разрабатывались и изготавливались по моему заказу и которые работали в ненасыщенном режиме (режим, в котором распределение импульсов тока по величине имеет максимум на малых значениях), имели разную чувствительность к ионам разной массы. Более тяжелые ионы, в частности кислородные ($O^+$), обеспечивают импульс (количество электронов на выходе) больший, чем протоны и ионы гелия. Так как у нас в приборе было два анализатора с разным усилением, то они имели разную чувствительность к протонам и альфа-частицам в плазме солнечного ветра и к более тяжёлым планетарным ионам. Это давало возможность по изменению спектров двумя анализаторами с разной чувствительностью отделить спектр и число частиц из солнечного ветра от числа и энергии планетарных ионов. Когда это было сделано, обнаружилось, что соотношение потоков солнечного ветра и планетарных ионов резко изменяется на некоторой границе, которую можно считать границей хвоста Марса, а магнитное поле имеет скачок на этой границе, т.е. границы плазменного и магнитного хвостов практически совпадают.

Дело было сделано, и появилась определенная уверенность, что мы открыли плазменный хвост Марса. По ряду геометрических характеристик потока мы оценили массу планетарных ионов и пришли к выводу, что это ионы кислорода. По измеренной величине потока атмосферных ионов оценили полную скорость потерь и заключили, что под влиянием солнечного ветра Марс за время своего существования (порядка 4.5 миллиарда лет) потерял большую часть своей атмосферы.

С этими результатами я сделал доклады от имени нашего коллектива на советско-американском семинаре в Москве (1975) по исследованию Меркурия, Венеры и Марса и на большой конференции по планетам – в Боулдере (1976). После доклада в Боулдере ко мне подошёл Дейв Эванс (David Evans), самый известный американский специалист по КЭУ, который первым стал их использовать в космических исследованиях. Д. Эванс выразил большое сомнение в правильности нашей интерпретации измерений с помощью этих умножителей, что, конечно, бросило некоторую тень сомнений на наши выводы. Помимо этого, конкурирующая с нами группа К.И. Грингауза опубликовала статью, где обвинила нас в непонимании результатов и попыталась объяснить их зависимостью чувствительности КЭУ от энергии ионов. Мы ещё раз проверили наши измерения двумя анализаторами на «МАРСЕ-5», в том числе на очень близких друг к другу энергиях, и получили тот же результат: два анализатора изменяют отношение показаний в зависимости от положения относительно хвоста Марса. Это опровергает утверждение оппонентов, доказывая нашу интерпретацию. А спустя несколько месяцев Дейв Эванс (David Evans) прислал статью Джеймса Бёрча (James Birch), посвящённую результатам испытаний американских КЭУ, где отмечается, что эффективность умножителей выше при измерении потоков тяжелых ионов. При этом в статье имеются ссылки на наши результаты о возможности дискриминации ионов различной массы по показаниям КЭУ. Это уже было полным признанием нашей работы на «МАРСЕ-5».

Исследования на «МАРСЕ-5» предшествовали исследованиям взаимодействия солнечного ветра с Венерой на АМС «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10» (1975–1976). Вновь межпланетные автоматические станции, созданные в НПО имени С.А. Лавочкина по типу «МАРСОВ», показали себя с лучшей стороны. Приборы РИЭП-2801М, аналогичные установленным на «МАРСАХ», позволили получить сходные и во многом дополнительные результаты по исследованию взаимодействия солнечного ветра с планетными атмосферами (Венера, как известно, не имеет своего собственного магнитного поля). Эти измерения позволили Льву Матвеевичу Зеленому совместно с автором этой статьи создать модель взаимодействия солнечного ветра с атмосферами планет.

Следующим спутником, на котором проводились исследования взаимодействия солнечного ветра с Марсом в конце 1980-х годов, был «ФОБОС-2», также созданный в НПО имени С.А. Лавочкина, но уже по схеме, отличной от созданной под руководством Г.Н. Бабакина. Наше предложение эксперимента для «ФОБОСА-2» не было принято руководителем проекта, но на спутнике было установлено два плазменных прибора: ASPERA – известного шведского исследователя Рикарда Лундина (Rickard Lundin) и TAUS – немецкого специалиста Хельмута Розенбауэра (Helmut Rosenbauer) в кооперации с группой К.И. Грингауза. Орбита КА «ФОБОС-2» была исключительно благоприятной для исследования хвоста Марса, и Лундин смог измерить массовый спектр ионов в хвосте, подтвердив наш результат о существовании заполненного убегающими потоками планетарных ионов с доминирующей роли иона $O^+$ хвоста Марса. TAUS также подтвердил наши результаты, хотя по иронии судьбы не смог определить состав планетарных ионов, повторив наш результат атмосферных потерь разделением на




**рисунок 4.** Ионный энерго-масс-спектрометр ФОНЕМА для исследования Марса в Музее науки (Science Museum, Лондон)

лёгкие и тяжёлые ионы. При этом российская часть команды TAUS утверждает, что их результат верен, а результат с прибором РИЭП-2801 на «МАРСАХ-2, -3 и -5» не верен. В науке немало, желающих присвоить чужие результаты.

Следующей попыткой проведения комплексного исследования Марса стал проект «МАРС-94», позже переименованный в «МАРС-96». Этот спутник, разработанный в НПО имени С.А. Лавочкина, был оснащён уникальным комплексом исследовательских приборов. Так, энерго-масс-спектрометр ФОНЕМА (*James A.M., Johnstone A.D., Walton D.M., Vaisberg O.L. et al*., 1978) (рисунок 4), придуманный и созданный тремя исследователями: британским учёным Аланом Джонстоном (Alan Johnstone, известный, в частности, своими исследованиями плазмы в комете Галлея, рисунок 5) из Mullard Space Science Laboratory (MSSL), моим коллегой Андреем Федоровым, теперь успешно работающим во Франции, и мной. В результате двухлетних поисков мы пришли к решению проблемы одномоментного, за долю секунды, измерения распределения по скоростям сразу четырёх ионов. Разработка и изготовление «МАРСА-94» шли довольно трудно, аппарат был перегружен, и руководство проекта, включая директора ИКИ академика А.А. Галеева, не решалось снять часть приборов для того, чтобы космический аппарат был запущен в срок. Запуск был отложен до 1996 года и было принято решение заменить разгонный блок ракеты на другой, еще не-



**рисунок 5.** Соруководитель эксперимента с прибором ФОНЕМА (под ЭВТИ) профессор Алан Джонстон у АМС «МАРС-96» в цехе НПО имени С.А. Лавочкина

достаточно отработанный. Собравшиеся на запуске в ЦУПе многочисленные участники проекта, в том числе и зарубежные, стали свидетелями катастрофы: разгонный блок отказал, и «МАРС-96» упал в Западном полушарии планеты.

Принять решение о создании второго аппарата руководство не смогло. Второй экземпляр прибора ФОНЕМА сейчас экспонируется в Британском музее (рисунок 4). Сделать следующий четырёхмерный прибор пока никто не смог.

В 2003 году с помощью ракеты «Союз-ФГ» был запущен на орбиту Марса спутник ESA «МАРС ЭКСПРЕСС» («MARS EXPRESS» или «MEX») для исследования взаимодействия солнечного ветра с Марсом. С помощью энерго-масс-спектрометра ионов ASPERA-3 команда Шведского космического института проводит измерения потерь атмосферы Марса при его взаимодействии с солнечным ветром. Собраны данные за целый цикл солнечной активности, и показана зависимость потерь от активности Солнца. В целом шведские исследователи подтвердили результаты «МАРСОВ» по величине атмосферных потерь и другие результаты, полученные на этих КА. Новым результатом, полученным на MEX, – является обнаружение истечения ионов из ионосферы Марса, – дополнительный компонент к найденному на «МАРСАХ» захваченных потоком солнечной плазмы фотоионов из верхней атмосферы Марса.

У нас была сделана ещё одна попытка не отстать от других стран в погоне за Марсом. В течение многих лет в НПО имени С.А. Лавочкина готовился достаточно интересный проект «ФОБОС-ГРУНТ», который, помимо изучения таинственного спутника Фобос, обещал хороший научный урожай в области исследования Марса. Мы с моими молодыми коллегами и нашими смежниками из ООО Астрон Электроника во главе с П.П. Моисеевым сделали для этого проекта первый в мире плазменный анализатор с полем зрения 2π (электронно-оптический аналог оптического объектива «рыбий глаз»): ДИ-Ариес (*Вайсберг О.Л., Койнаш Г.В., Моисеев П.П., Аванов Л.А. и др.*, 2010) (рисунок 6). В 2011 году КА «ФОБОС-ГРУНТ» был запущен, но смог только выйти на парковую околоземную орбиту. Были найдены оправдания случившегося, но причина, по-видимому, была в недостаточной подготовке проекта и нежелании отложить запуск для тщательной доработки космического аппарата и системы выведения. Жаль, что не было принято решение изготовить и запустить новый КА, ведь накопленный большой опыт и наработки могли бы привести к успеху при повторном запуске.

ИКИ совместно с НПО имени С.А. Лавочкина нашли выход в кооперации с ESA продолжить исследования Марса. На Европейском спутнике «ЭКЗОМАРС» установлены два очень интересных прибора ИКИ: гамма-спектрометр для исследования районов

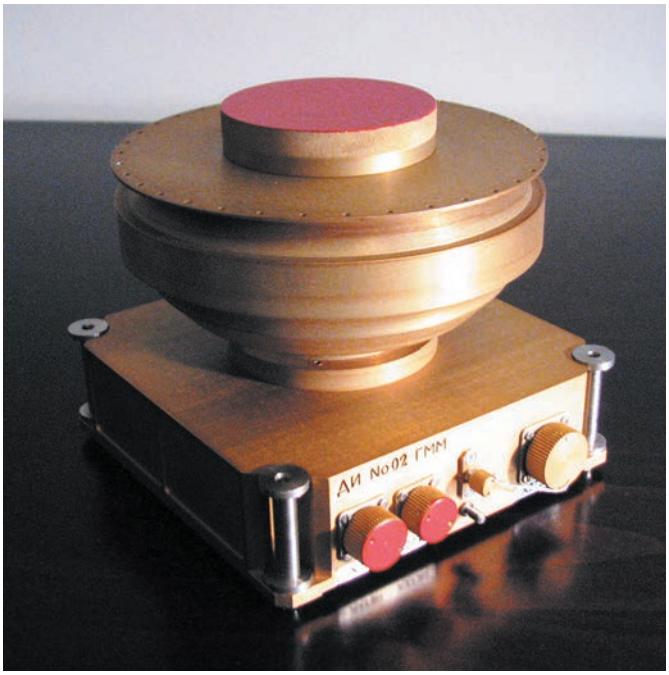



**рисунок 6.** Энерго-масс-анализатор ионов ДИ-Ариес для проекта «ФОБОС-ГРУНТ»

залегания подпочвенной воды (руководитель – заведующий отделом ИКИ И.Г. Митрофанов) и инфракрасный спектрометр для исследования атмосферы Марса (руководитель – заведующий планетным отделом Олег Игоревич Кораблев). Приборы испытаны на орбите Марса и должны передать много данных после окончательного формирования орбиты «ЭКЗОМАРСА». Помимо этого, в НПО имени С.А. Лавочкина разрабатывается посадочная платформа, на которой будет доставлен на планету французский марсоход. На самой платформе установлено большое количество российских и зарубежных приборов. Хочется пожелать успеха этому проекту.

Марс стал объектом пристального внимания не только ввиду возможного существования примитивных форм жизни на нём. Планета рассматривается как будущее место организации здесь поселений, т.е. в перспективе видится возможность колонизации Марса. Что касается нашей проблемы – судьбы атмосферы Марса, то для продвижения вперед создаются благоприятные условия. Продолжает работу на орбите европейский MEX, одновременно с ним работает индийский MANGALYAN, более двух лет летает вокруг Марса американский MAVEN с исключительно высококлассной аппаратурой для исследования атмосферных потерь ( часть этих приборов могла бы иметь еще более высокое временное разрешение, требуемое для более точной диагностики процессов захвата атмосферных ионов).

В новой эре исследований Марса не обошлось без курьёзов. Руководители проекта MAVEN устроили в NASA грандиозную пресс-конференцию, на которой громогласно заявили, что они первыми обнару-

жили потерю атмосферы Марса благодаря взаимодействию с солнечным ветром. И это после того, как это явление было обнаружено на «Марсах» в начале 1970-х годов, подтверждено с помощью экспериментов на «ФОБОСе-2» в конце 1980-х, на MEX – в 2000-х! Причём количественные данные о величине потерь, полученные на MAVEN, практически, совпадают с данными предшествующих миссий.

Почти вся моя профессиональная жизнь связана с НПО имени С.А. Лавочкина. На длинной дороге к Марсу было много потерь: людских и профессиональных. Рано ушёл Георгий Николаевич Бабакин, великий конструктор, на автоматических станциях которого совершены замечательные полёты к Луне, Марсу, Венере, комете Галлея, созданы спутники «ПРОГНОЗ» и «ИНТЕРБОЛ» и астрономические проекты (*Зелёный Л.М. и др.*, 2015). На большинстве этих аппаратов летали мои приборы, и достаточно успешно. Ушёл из жизни Иван Васильевич Собачкин (рисунок 7), Филипп Исаакович Долгополический, общение и работа с которыми были интересным и очень плодотворным.

Продолжают работать: Константин Пичхадзе, с ним мы тесно сотрудничали в проектах Солнечный зонд, Лёд и Пламя; Борис Мартынов – конструктор-компоновщик, с ним согласовывали размещение наших приборов на многих космических аппаратах НПО имени С.А. Лавочкина; Александр Моишеев – он очень помог при подготовке эксперимента на ВЕГЕ. Помню ещё многих других сотрудников НПО имени С.А. Лавочкина, с которыми вместе участвовали в подготовке научных космических миссий.

Два слова о неудачах. Именно на «МАРСЕ-69», «МАРСЕ-96» и «ФОБОС-ГРУНТЕ» погибли мои самые интересные приборы. Но «МАРСЫ» и «ВЕНЕРЫ» 1970-х годов, две ВЕГИ, многочисленные «ПРОГНОЗЫ» позволили мне и моим коллегам познать радость участия в исследовании космоса.



**рисунок 7.** Обсуждение хода работ с И.В. Собачкиным

Успешно работают «РАДИОАСТРОН» (*Кардашев Н.С. и др.*, 2016) и два прибора на спутнике Марса «ЭКЗОМАРС». Последний спутник в области солнечно-земной физики (не считая малых спутников) «ИНТЕРБОЛ» был запущен в 1995 году. Сколько десятков зарубежных космических аппаратов бороздит просторы Вселенной – каждый может посмотреть в интернете. Нашей стране нужна сильная космическая наука, нужны новые кадры, которые по-настоящему воспитываются методом hands-on, то есть на созданном своими руками.

В день славного юбилея я искренне желаю легендарному НПО имени С.А. Лавочкина возрождения духа и результатов. Как человек, воспитанный на отечественной космической технике и мировой науке, надеюсь увидеть вместе со своими молодыми коллегами и с сотрудниками НПО покорения трасс Солнечной системы, нашего второго дома.

## список литературы

*Вайсберг О.Л., Журина Л.С., Коваленко В.Г., Леин Е.Л. и др.* Многоканальный модульный спектрометр электронов и протонов малых энергий // Приборы и техника эксперимента. 1971. Вып. 6. С. 42-44.

*Вайсберг О.Л., Койнаш Г.В., Моисеев П.П., Аванов Л.А. и др.* ДИ-Ариес панорамный энерго-масс-спектрометр ионов для проекта «ФОБОС-ГРУНТ» // Астрономический Вестник. 2010. Т. 44, вып. 5. С. 485-497.

*Вайсберг О.Л., Койнаш Г.В., Моисеев П.П., Аванов Л.А. и др.* Панорамный энерго-масс-спектрометр ионов ДИ-Ариес для проекта «ФОБОС-ГРУНТ» // Астрономический Вестник. 2010. 44, № 5. С. 485-497.

*Вайсберг О.Л., Поленов Б.В., Хазанов Б.И.* Энергетический масс-спектрометр ионов малых энергий // Ядерное приборостроение. 1971. Вып.14. С. 97-102.

*Зеленый Л.М., Хартов В.В., Застенкер Г.Н., Ковражкин Р.А. и др.* Изучение солнечно-земных связей с помощью космических аппаратов, созданных в НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 17-27.

*Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Андрианов А.С., Артюхов М.И. и др.* «Радиоастрон» – итоги выполнения научной программы за 5 лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 4-24.

*James A.M., Johnstone A.D., Walton D.M., Vaisberg O.L. et al.* A fast omni-directional ion detector for the study of space plasmas // Measurement Techniques in Space Plasmas. Particles, Robert F. Pfaff, Josef E. Borovsky, David T. Young. Geophysical Monograph 102, AGU, Washington DC, 1998.

*Статья поступила в редакцию 29.03.2017 г.*

УДК 629.369

# СОВМЕСТНЫЙ ОПЫТ МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА И НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ ПЛАНЕТОХОДОВ

**В.Н. Наумов**[1],
*профессор, доктор технических наук,*
*gvas@mail.ru;*
**V.N. Naumov**

*Статья посвящена началу исследований по созданию планетоходов в нашей стране, в которых принимали участие такие организации, как ВНИИТрансмаш, МГТУ им. Н.Э. Баумана и ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина».*

*Ключевые слова: планетоходы; математическая модель взаимодействия колеса с грунтом; стенды для экспериментальных исследований.*

Исследования и разработки по созданию первых в мире робототехнических транспортных средств, предназначенных для эксплуатации на поверхностях других планет и спутников (планетоходов), начались в МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1966 году по заданию ВНИИТрансмаш, которому непосредственно С.П. Королевым было поручено разработать шасси такого аппарата. Для этого на кафедре К2 «Гусеничные машины» МВТУ им. Н.Э. Баумана под руководством профессора Н.А. Забавникова была сформирована группа научных сотрудников и инженеров, которая в тесном взаимодействии с профильным отделением ВНИИТрансмаш, возглавляемым выпускником МВТУ А.Л. Кемурджианом, начала теоретические и экспериментальные работы по этой тематике (*Маленков М.И.*, 2011; *Маленков М.И.*, 2013).

В 70–80 годы в Советском Союзе, и в МВТУ им. Н.Э. Баумана – в частности, выполнялся большой объём исследований по определению влияния конструктивных особенностей колёс на их взаимодействие с грунтом и на эксплуатационные характеристики планетоходов в целом (*Планетоходы*, 1993; *Передвижение по грунтам Луны и планет*, 1986; *Рождественский Ю.Л., Наумов В.Н.*, 1980; *Рождественский Ю.Л., Машков К.Ю.*, 1984). Данные работы позволили описать взаимовлияние конструктивных параметров движителя в различных эксплуатационных режимах движения на тягово-сцепные характеристики.

Теоретические исследования касались поведения как жёстких, так и металлоупругих колёс (рисунок 1) (*Рождественский Ю.Л., Наумов В.Н.*, 1980). Созданная математическая модель взаимодействия упругого колеса с грунтом в различных режимах движения

[1] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

# JOINT EXPERIENCE OF MGTU BY N.E. BAUMAN AND LAVOCHKIN ASSOCIATION IN THE FIELD OF ROVERS DEVELOPMENT

**В.А. Горелов**[1],
*доктор технических наук,*
*gorelov_va@bmstu.ru;*
**V.A. Gorelov**

*The article presents the information relevant to the start of studies on the rovers development in our country, in which participated such organizations as VNIITransmash, MGTU by N.E. Bauman and Lavochkin Association.*

*Key words: rovers; mathematical model of wheel/soil interaction; testing facilities.*



**А.Л. Кемурджиан**

позволила с высокой степенью точности прогнозировать поведение планетохода при прямолинейном и криволинейном движении на основе тягово-сцепных и тягово-энергетических характеристик одиночного колеса (*Рождественский Ю.Л., Машков К.Ю.*, 1984; *Рождественский Ю.Л., Машков К.Ю.*, 1982; *Забавников Н.А. и др.*, 1972).

MGTU by N.E. Bauman, Russia, Moscow.

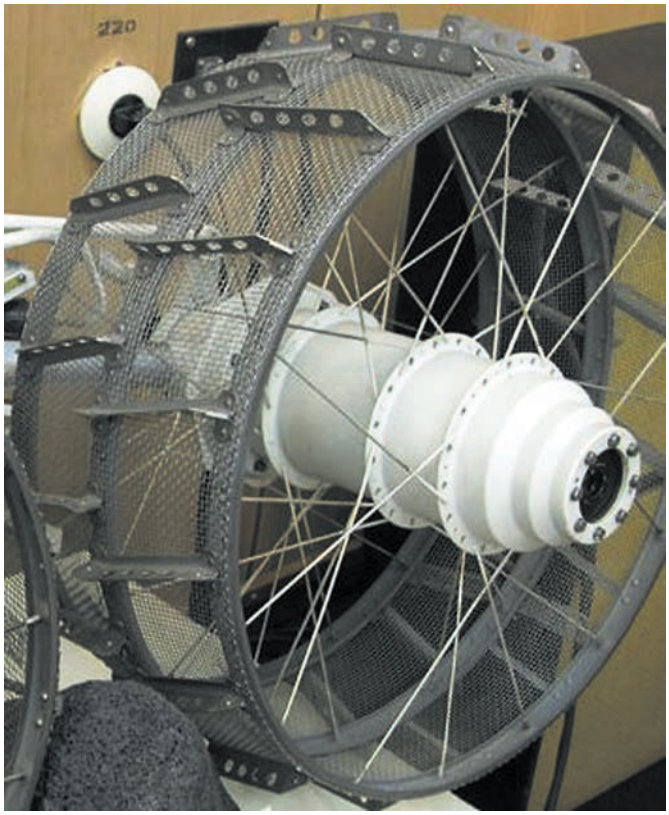


**рисунок 1.** Металлоупругое колесо «ЛУНОХОДА-1»

При проведении исследований учитывались следующие факторы:

- упругие характеристики колеса и грунта как в радиальном направлении (*Рождественский Ю.Л., Наумов В.Н.*, 1980), так и в произвольном тангенциальном (*Забавников Н.А. и др.*, 1972);
- экскавационное погружение в процессе взаимодействия грунтозацепов с грунтом в зависимости от различных параметров, таких, как высота грунтозацепов, угол и расстояние между ними;
- геометрия продольной линии зоны уплотнения и соответствующей глубины зоны уплотнения.

Учёт этих факторов позволил определить реакции грунта в зоне уплотнения, в зоне разгрузки, на боковой поверхности в зависимости от угла увода движителя.

В ноябре 1970 года на поверхность Луны был доставлен первый в мире планетоход «ЛУНОХОД-1», в январе 1973 года стал функционировать «ЛУНОХОД-2» (*Хартов В.В.*, 2015; *Кузнецов И.А.*, 2016). С началом работы действующих образцов у исследователей появилось новое эффективное средство для получения необходимой информации о поведении конструкций вне Земли. Практика их создания и эксплуатации дала обширный материал по принципам проектирования, разработки и изготовления многих элементов конструкции и отдельных систем планетоходов, был получен большой опыт по отработке принципов, законов и алгоритмов управления движением.

Сотрудничество МГТУ им. Н.Э. Баумана и НПО имени С.А. Лавочкина было связано с дальнейшим развитием этой тематики, которое началось в 1992 году и продолжалось до 1999 года. Со стороны МГТУ им. Н.Э. Баумана в работах принимали участие: Н.А. Забавников, В.Н. Наумов, Б.П. Назаренко, Ю.Л. Рождественский, К.Ю. Машков, В.Е. Харитонова, В.Ф. Рещиков, С.И. Красавин, Е.Г. Юдин, Е.Н. Моторин.

Совместная работа была посвящена различным аспектам исследования проблем создания аппаратов для движения по Марсу (марсоходов). Сотрудничество наиболее активизировалось после создания в НПО имени С.А. Лавочкина марсодрома и организации лаборатории разработки ходовых систем и испытаний планетоходов.

На первом этапе в МГТУ им. Н.Э. Баумана на стенде «Грунтовый канал» (рисунок 2), предназначенном для определения тяговых свойств движителя в различных режимах качения по грунту, имитирующему лунный, проводились исследования эффективности вариантов конструкций различных типов металлоэластичных колес.

В работах со стороны НПО имени С.А. Лавочкина принимали участие К.М. Пичхадзе, О.Е. Козлов, А.Н. Самарин.

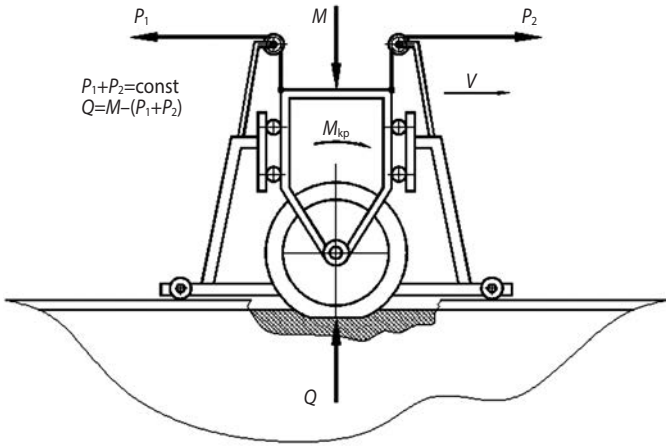
Следующей большой совместной работой была экспертная оценка различных конструкций планетоходов разработки НПО имени С.А. Лавочкина и других организаций (всего восемь вариантов конструкций), в рамках которой были разработаны критерии оценки эффективности различных эксплуатационных характеристик планетоходов (опорная и геометрическая проходимость, тяговая динамика и др.); предложена методика выбора весовых коэффициентов по каждому критерию, и на основании данной методики проведены сравнения различных вариантов планетоходов.

Со стороны НПО имени С.А. Лавочкина в данных исследованиях принимали участие: К.М. Пичхадзе, Г.Н. Роговский, О.Е. Козлов, Б.Н. Мартынов.

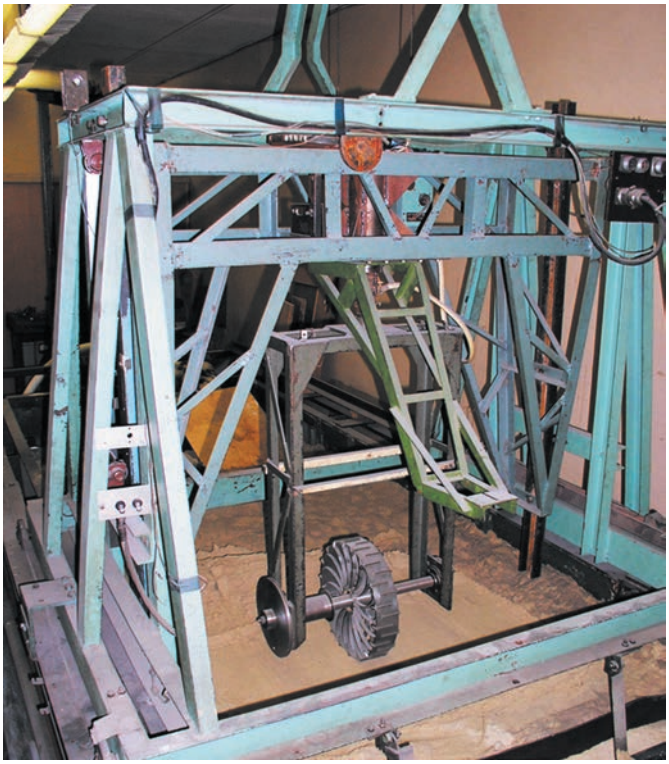
Продолжением этой работы стало исследование выбранного на предыдущем этапе варианта конструкции планетохода с помощью ЭВМ с определением нагрузок на колёса и развиваемых ими моментов для различных грунтовых и рельефных условий эксплуатации.

В работах со стороны НПО имени С.А. Лавочкина принимали участие К.М. Пичхадзе, О.Е. Козлов.

За прошедшие полвека практическая космонавтика добилась больших успехов в развитии электроники и автоматики, что существенно изменило облик космических аппаратов. Все электронные приборы стали меньше по массе, снизилось их энергопотребление и тепловыделение, увеличилась удельная




**а**



**б**

**а** – схема приложения нагрузки; **б** – общий вид.

**рисунок 2.** Стенд «Грунтовый канал»

ёмкость аккумуляторных элементов и солнечных батарей. Например, луноход, по задачам аналогичный «ЛУНОХОДУ-1» и «ЛУНОХОДУ-2», будет на сегодняшний день весить 100–120 кг (в 7–8 раз меньше). Однако существенный прогресс в развитии электроники не обеспечивает планетоходу необходимой проходимости, поскольку для заданного типа поверхности проходимость есть категория геометрическая. «ЛУНОХОД-1» массой около 800 кг имел колеса диаметром 510 мм и на колесо приходилось 100 кг массы; луноход массой 20 кг будет иметь колеса диаметром около 200 мм, и на колесо будет приходиться 4 кг массы. Таким образом, приходящаяся на колесо масса уменьшится почти в 25 раз, а диаметр колеса – только в 2,5 раза. В этой связи изменятся требования, предъявляемые к колесному движителю.

В Российской космической программе до 2030 года планируется создание луноходов массой от 20 до 800 кг и запасом хода от 5 до 400 км. Несомненно, при проектировании новых планетоходов будет учитываться опыт создания предыдущих аппаратов, в разработке которых принимали активное участие сотрудники НПО имени С.А. Лавочкина и МГТУ им. Н.Э. Баумана.

## список литературы

*Забавников Н.А. и др.* Исследование бортового поворота колёсного транспортного средства методом испытания одиночного колеса // Тракторы и сельхозмашины. 1972. № 1. С. 12-14.

*Кузнецов И.А., Захаров А.В., Дольников Г.Г., Ляш А.Н. и др.* Лунная пыль: свойства и методы исследований // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 20-32.

*Маленков М.И.* 90 лет со дня рождения А.Л. Кемурджиана: вспоминая главного конструктора самоходного шасси «ЛУНОХОДА-1» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1. С. 52-55.

*Маленков М.И.* Создание «ЛУНОХОДА-1» – выдающееся научно-техническое достижение XX века // Вестник ФГУП НПО им. С.А Лавочкина. 2011. № 1. С. 13-21.

*Передвижение по грунтам Луны и планет* / Под ред. А.Л. Кемурджиана. М.: Машиностроение, 1986. 267 с.

*Планетоходы* / Под ред. А.Л. Кемурджиана. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение,1993. 400 с.

*Рождественский Ю.Л., Машков К.Ю.* Математическая модель взаимодействия металлоупругого колеса с уплотняемым грунтом в режиме бортового поворота // Труды МВТУ им. Н.Э. Баумана. 1984. № 411. С. 85-108.

*Рождественский Ю.Л., Машков К.Ю.* О формировании реакций при качении упругого колеса по недеформируемому основанию в режиме бортового поворота // Труды МВТУ им. Н.Э. Баумана. 1982. № 390. С. 56-64.

*Рождественский Ю.Л., Наумов В.Н.* Математическая модель взаимодействия металлоупругого колеса с уплотняемым грунтом // Труды МВТУ им. Н.Э. Баумана. 1980. № 284. С. 84-111.

*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.

*Статья поступила в редакцию 16.02.2017 г.*

# УНИВЕРСАЛЬНЫЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК ПОВЫШЕННОЙ ЭНЕРГОВООРУЖЁННОСТИ «ФРЕГАТ-СБУ»

# ENHANCED POWER-CAPACITY MULTI-PURPOSE VERSATILE TUG «FREGAT-CBU»

**В.А. Асюшкин**[1],
*кандидат технических наук,*
*asyshkin@laspace.ru;*
**V.A. Asyushkin**

**В.П. Викуленков**[1],
*доцент, кандидат технических наук,*
*vikulenkov@laspace.ru;*
**V.P. Vikulenkov**

**С.В. Ишин**[1],
*ishin@laspace.ru;*
**S.V. Ishin**

**Д.И. Федоскин**[1],
*fedoskin@laspace.ru;*
**D.I. Fedoskin**

**С.А. Лемешевский**[1],
*кандидат экономических наук,*
*lemeshevsky@laspace.ru;*
**S.A. Lemeshevskii**

**Б.Д. Яковлев**[1],
*yakovlev@laspace.ru;*
**B.D. Yakovlev**

**Н.Б. Жумаханов**[1],
*jumahanov@laspace.ru;*
**N.B. Jumahanov**

**А.Ю. Порешнев**[1],
*pay@laspace.ru;*
**A.Yu. Poreshnev**

**А.В. Викуленков**[1],
*vikulenkov@laspace.ru;*
**A.V. Vikulenkov**

*Статья посвящена модернизации существующего разгонного блока «Фрегат-СБ», с целью обеспечения более высокой его энерговооружённости. Использование модернизированных разгонных блоков типа «Фрегат-СБУ» предполагается в составе разработанных ракет-носителей с повышенной грузоподъёмностью при выведении головных блоков на опорную орбиту.*

*Ключевые слова:*
*модернизация; сбрасываемый блок баков; рабочее топливо; дополнительные ёмкости.*

*The article reviews the upgrade of the existing «Fregat-SB» versatile tug in order to enhance its power capacity. The usage of the upgraded versatile tugs of «Fregat-SBU» type is assumed onboard of the developed launch vehicles with enhanced lift-capacity for injection of versatile tugs into the reference orbit.*

*Key words:*
*upgrade; jettisonable set of tanks; operating fuel; additional capacities.*

## введение

Разгонный блок «Фрегат» (РБФ), разработанный в НПО имени С.А. Лавочкина, по своим тактико-техническим характеристикам (ТТХ) является сегодня одним из лучших разгонных блоков в отечественной и зарубежной космической отрасли. За время эксплуатации РБФ проведено несколько этапов модернизации, выполненных с целью улучшения его ТТХ. Результаты модернизации и направления их применения изложены в статьях (*Асюшкин В.А. и др.* Модернизация…, 2009; *Асюшкин В.А. и др.*, 2015; *Асюшкин В.А. и др.*, 2011; *Асюшкин В.А. и др.*, 2014; *Асюшкин В.А. и др.*, 2000; *Асюшкин В.А. и др.*, 2006; *Асюшкин В.А. и др.*, 2001; *Хартов В.В. и др.*, Патент № 96547; *Асюшкин В.А. и др.*, Патент № 97051; *Асюшкин В.А. и др.* Разгонный блок…, 2009; *Асюшкин В.А., Смирнов А.И. и др.*, 2009; *Asyushkin V.A. et al.*, 2015).

Последовательные этапы модернизации РБ «Фрегат» приведены в таблице 1.

Эффективность и надёжность РБФ подтверждена к настоящему времени 58-ю успешными запусками полезных нагрузок (ПН) на различные целевые орбиты. 53 запуска выполнены в составе ракеты носителя (РН) «Союз», «Союз-2», 3 – при запуске КА «ЭЛЕКТРО-Л» (2 шт.) и «СПЕКТР-Р» в составе РН «Зенит-2». Запуски проводились с космодромов «Байконур» и «Плесецк», 15 запусков произведены с космодрома «Куру». Всего НПО имени С.А. Лавочкина обеспечивает ежегодно 5–8 запусков РБФ.

Настоящая статья посвящена модернизации разгонного блока «Фрегат-СБ», результатом которой должно быть создание ряда модификаций под обозначением «Фрегат-СБУ», имеющих более высокую энерговооруженность по сравнению с существующим разгонным блоком «Фрегат-СБ». Базовым для всех модификаций является модернизированный РБФ с обозначением РБФ2У, описание которого приведено в разделе 1.1. Для некоторых задач выведения ПН он может применяться автономно в составе РН «Союз-2». Модификация каждого исполнения РБФ2У-СБУ характеризуется применением сбрасываемого блока баков различной ёмкости в зависимости от энергетических возможностей РН по выведению массы головного блока (ГБ) на опорную орбиту высотой 200 км.

[1] ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

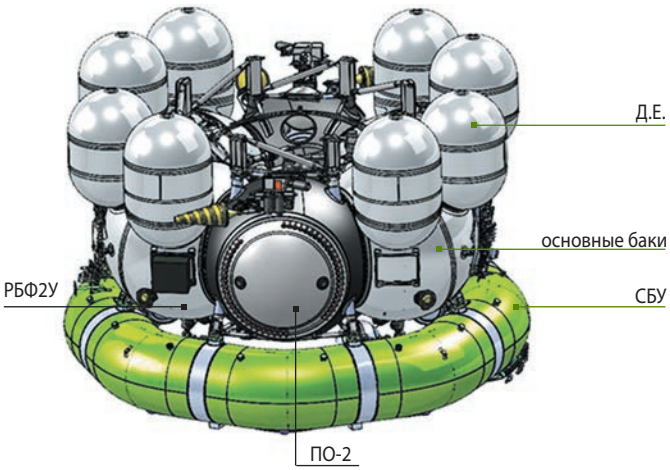



**рисунок 1.** Общий вид РБФ2У-СБУ

Для РН среднего класса типа РН «Зенит-2» и РН «Ангара А-3», которые выводят на опорную орбиту высотой 200 км ПН массой около 14000 кг, предполагается применение РБФ2У-СБУ, представленного в разделе 1.2., со сбрасываемым блоком баков с массой рабочего топлива 3470 кг.

Разгонные блоки РБФ2У и РБФ2У-СБУ защищены патентами (*Асюшкин В.А. и др.*, Патент № 96547; *Асюшкин В.А. и др.*, Патент № 97051). Общий вид РБФ2У-СБУ показан на рисунке 1.

Для РН с повышенной грузоподъёмностью и возможностью выведения ГБ на орбиту высотой 200 км и массой до 17500 кг предполагается применение сбрасываемого блока баков с рабочей заправкой 5000 кг, что обеспечит конкурентные возможности по выведению ПН с РН «Falcon-9»:

- на ГСО 2800 кг;
- на ГПО 5000 кг.

Общий вид разгонного блока РБФ2У-СБУ-1 приведён на рисунке 2.

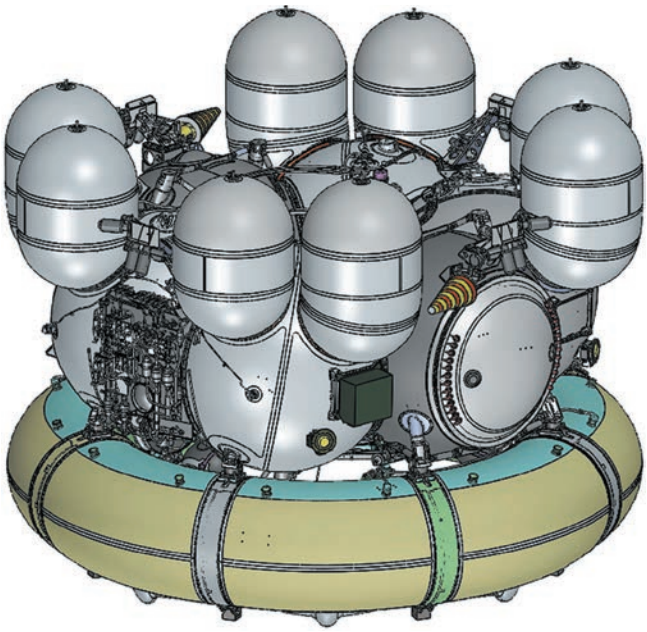


**рисунок 2.** Общий вид РБФ2У-СБУ-1

Для тяжёлых РН типа РН «Ангара А-5» и «Протон» с грузоподъёмностью 22000–24000 кг необходим сбрасываемый блок баков с заправкой рабочего топлива массой 8500 кг, что обеспечивает выведение ПН:

- на ГСО 3800 кг;
- на ГПО 6600 кг.

Общий вид разгонного блока РБФ2У-СБУ-2 приведён на рисунке 3. Основные технические характеристики модификаций РБФ2У-СБУ даны в таблице 1.

Обозначения, принятые в таблице, представлены в следующем списке:

$M_{р,\ РБ}$ – масса рабочего топлива РБ «Фрегат»;

$M_{к,\ РБ}$ – конечная масса РБ «Фрегат»;

$M_{р,\ СБ}$ – масса рабочего топлива сбрасываемого блока баков (СБ);

$M_{к,\ СБ}$ – конечная масса СБ;

$M_{т,\ \Sigma}$ – полная масса топлива;

$M_{КС}$ – масса конструкции («сухая масса») РБ «Фрегат»;

$M_{КС}/M_{\Sigma}$ – относительная масса конструкции;

$M_{\Sigma}$ – полная масса РБ «Фрегат»;

$V_{Д.Е.}$ – объём дополнительных ёмкостей.

В разделе 2 приведено исследование проектно-массовых характеристик различных модификаций РБФ2У-СБУ, с обоснованием вышеприведённых выводимых масс ПН на ГСО и ГПО, а также на другие энергонапряжённые орбиты.

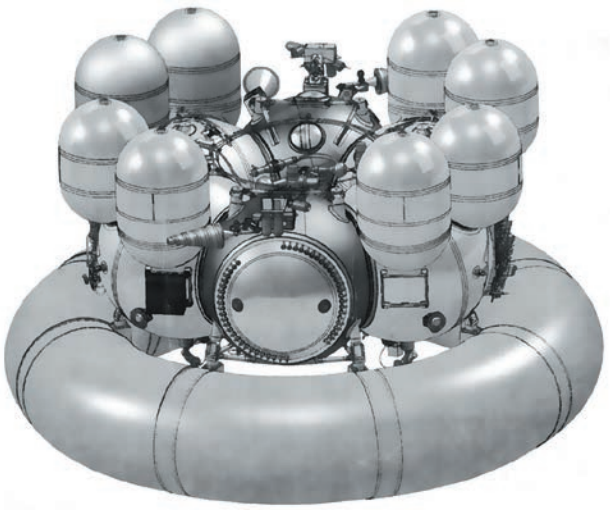


**рисунок 3.** Общий вид РБФ2У-СБУ-2

## 1. Направления и содержание модернизации РБ «Фрегат-СБ»

### 1.1. Основные направления модернизации

Основными направлениями модернизации РБ «Фрегат-СБ» являются:

- повышение массы заправляемого топлива с целью наиболее полного использования массы, выводимой ракетой носителем. Обеспечивается увеличением внутреннего объёма топливных ёмкостей блока баков маршевой двигательной установки (МДУ) и сбрасываемого блока баков;

**таблица 1** – Основные технические характеристики модификаций РБФ2У-СБУ

| характеристики | РБФ базовый | РБФМ | | РБФ-МТ Д.Е. ∅620 | РБФ-2М Д.Е. ∅720 | РБФ-2У | РБФ2М-СБ (изд. 2001) | РБФ2У-СБ | РБФ2У-СБУ | РБФ2У-СБУ-1 | РБФ2У-СБУ-2 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | без Д.Е. | Д.Е. ∅480 | | | | | | | | |
| космодром запуска | Байконур, Плесецк | Байконур, Плесецк | Байконур | Куру | Байконур | Байконур | Байконур | Байконур | Восточный | Байконур, Восточный | Байконур, Восточный |
| РН применения | Союз ФГ Союз-2 | Союз-2 | Союз-2 | Союз-2 | Союз-2 | Союз-2 | Зенит-2 | | | | |
| $M_{р, РБ}$ | 5270 | 5270 | 5700 | 6560 | 7100 | 8100 | 7100 | 8100 | 8100 | 8100 | 8100 |
| $M_{к, РБ}$ | 1090 | 970 | 1020 | 1045 | 1100 | 1040 | 1100 | 1040 | 1040 | 1040 | 1040 |
| $M_{р, СБ}$ | – | – | – | – | – | – | 3050 | 3050 | 3473 | 5000 | 8500 |
| $M_{к, СБ}$ | – | – | – | – | – | – | 400 | 380 | 400 | 480 | 630 |
| $M_{т, Σ}$ | 5350 | 5350 | 5780 | 6660 | 7230 | 8190 | 10340 | 11310 | 11750 | 13300 | 16900 |
| $M_{КС}$ | 1000 | 887 | 919 | 940 | 967 | 900 | 1297 | 1220 | 1227 | 1288 | 1400 |
| $M_{Σ}$ | 6400 | 6280 | 6750 | 7650 | 8210 | 9180 | 11700 | 12580 | 13113 | 14620 | 18270 |
| $V_{Д.Е.}$ | | | 384 | 1200 | 1750 | 2583 | 1750 | 2583 | 2583 | 2583 | 2583 |
| $M_{КС}/M_{Σ}$ | 0,156 | 0,141 | 0,136 | 0,123 | 0,118 | 0,098 | 0,111 | 0,097 | 0,094 | 0,088 | 0,077 |
| ГО применения | ∅3715 НПОЛ | ∅3715 НПОЛ, ∅4110 ЦСКБ | ∅3715 НПОЛ | ∅4110 ЦСКБ | ∅4100 НПОЛ | ∅4100 НПОЛ | ∅4100 НПОЛ | ∅ 4100 НПОЛ | ∅4100 (цил.) НПОЛ | ∅4100 (цил.) НПОЛ | ∅5000 |
| $H_{max} \cdot D_{max}$ | 1860·3440 | 1860·3440 | 1860·3440 | 1925·3792 | 2175·3890 | 2393·3890 | 2500·3890 | 2800·3890 | 2800·3890 | 2950·3890 | 3050·4500 |

$D_{max}$ – максимальный диаметр огибающей окружности;
$H_{max}$ – размер по оси $X$ между наиболее удаленными точками конструкции РБ.

- снижение массы конструкции и систем с целью уменьшения конечной массы разгонного блока.

Мероприятия, проводимые в рамках модернизации, должны удовлетворять следующим требованиям оптимизации и преемственности конструкции:

- сохранение общей конструктивно-силовой схемы РБ;
- минимальные увеличения массы конструкции топливных ёмкостей, т.е. min ($\Delta M_{КС}/\Delta M_{Т}$), где $\Delta M_{КС}$ – приращение массы конструкции; $\Delta M_{Т}$ – увеличение массы топлива;
- минимальное изменение технологии изготовления конструкции блока баков РБ и сбрасываемого блока баков (СББ);
- безусловное обеспечение достигнутого ранее уровня прочности и надёжности конструкции и систем;
- обеспечение требуемых зон полезного груза под головным обтекателем и требуемых зазоров между конструктивными элементами РБ и ГО в критических точках.

Выполнение этих требований обеспечивает минимальный объём конструкторских работ, а также исключает необходимость изготовления натурного макета для квалификационных испытаний и снижает объём самих испытаний.

## 1.2. Модернизация разгонного блока РБ «Фрегат»

Результаты модернизации приводятся в сравнении с конструкцией РБФ2М, применяемой в составе РБФ2М-СБ, прошедшей штатную эксплуатацию в миссии «ЭЛЕКТРО». Модернизированная конструкция имеет индекс РБФ2У. Общий вид разгонного блока РБФ2У-СБУ показан на рисунке 1, разгонного блока РБФ2М-СБ – на рисунке 4.

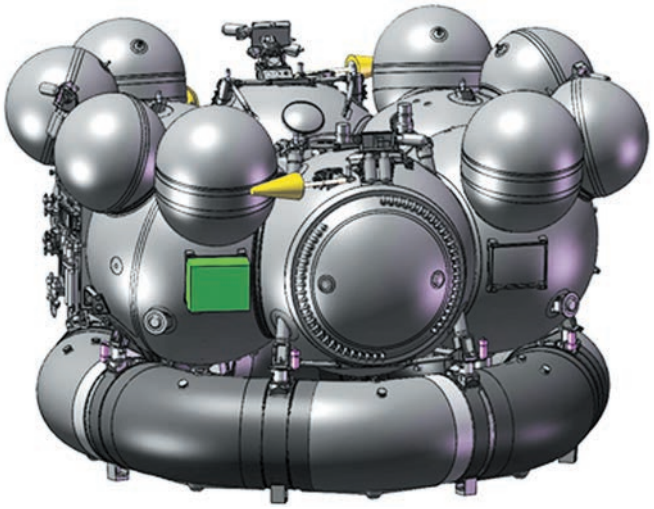


**рисунок 4.** Общий вид РБФ2М-СБ

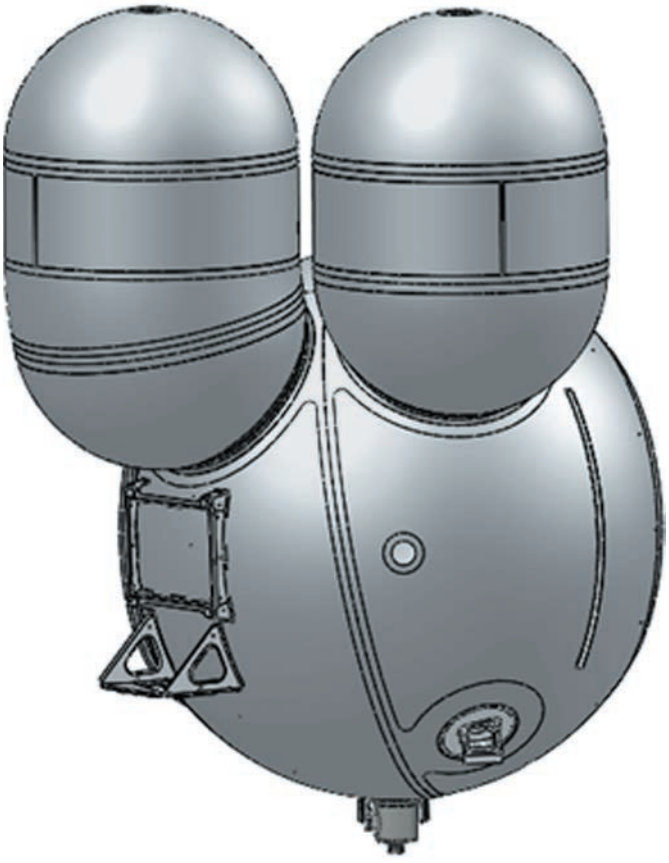
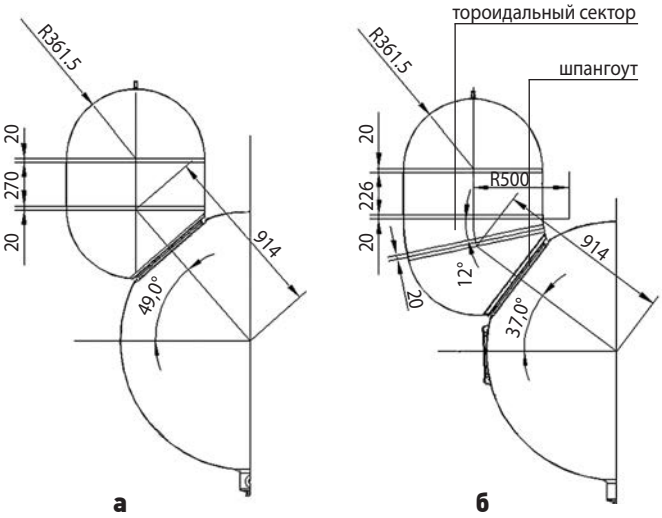


**рисунок 5.** Общий вид бака «О»




**а** – «малая» дополнительная ёмкость;
**б** – «большая» дополнительная ёмкость.

**рисунок 6.** Конфигурация дополнительных ёмкостей

Увеличение объёма баков «О» и «Г» МДУ обеспечивается увеличением объёмов дополнительных ёмкостей (Д.Е.), по две на каждом баке. Д.Е. состоят из сферических оболочек ∅720 мм, соединенных цилиндрическими участками, имеют единый объём с основными баками и соединены с ними с помощью шпангоута, соединенного сваркой с обечайками Д.Е. и основного бака. Для обеспечения универсальности применения РБ с разными Д.Е. их положение на основном баке и внутренний диаметр шпангоута неизменны. Возрастание объёма происходит за счёт удлинения цилиндрических участков на 270 мм.

На рисунке 5 изображён бак «О» с увеличенными Д.Е. На рисунке 6 показана конфигурация Д.Е. По сравнению с РБФ2М (см. таблицу 1) для обеспечения потребных зазоров между наружной поверхностью Д.Е. и шпангоутом ГО наклонное по отношению к оси *X* РБ положение Д.Е. изменено на вертикальное. Для этого в одну из Д.Е. («большую») включён тороидальный сектор.

Вертикальное положение Д.Е. более благоприятно с точки зрения прочности основных баков, поскольку снижается момент от инерционных нагрузок относительно плоскости соединительного шпангоута для расчётного случая – действие максимальной осевой перегрузки. В результате снижаются максимальные напряжения в наиболее опасной зоне обечайки – зоне шпангоута. (Расчётные напряжения $\sigma^{P}_{max} \leq 200$ МПа, 2000 кг/см$^2$ с учётом внутреннего давления. Материал обечаек – АМг6, $\sigma_в$=320 МПа).

Определяющим для прочности Д.Е. и шпангоута является действие внутреннего давления при наземных технологических операциях.

$P^P$=1,08 МПа, 10,8 кг/см$^2$.

При этом напряжения в обечайке бака не зависят от конфигурации Д.Е., так как определяются внутренним диаметром соединительного шпангоута.

Учитывая особенности конструкции РБ «Фрегат», выбранные размеры и конфигурация Д.Е. позволяют исключить пересечения сварных швов на основных баках, что благоприятно сказывается на прочности конструкции в целом.

В результате получено:

- общий объём баков «О» и «Г» увеличился на 863 л, общая масса топлива возросла на 938 кг по сравнению с базовым РБФ на 2840 кг, т.е. на 53,5%;
- масса дополнительных ёмкостей увеличилась на 20 кг ($\Delta M_{КС}/\Delta M_{Т}$)=0,021.

Значительные изменения проведены по составу оборудования и компоновке приборного отсека ПО-1. Внутри ПО-1 установлены шесть баллонов объёмом 25,0 дм$^3$ и два баллона объёмом 4,0 дм$^3$, силовая оболочка которых изготовлена из высокомодульного и высокопрочного материала углепластик вместо баллонов из титанового сплава, изготавливаемых предприятием «Южмаш» г. Днепропетровск. Разработчиками баллонов являются ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» и ЗАО «САФИТ».

Внешний вид баллона $V$=25,0 дм$^3$ показан на рисунке 7, информация о его характеристиках представлена в статье (*Асюшкин В.А. и др.*, 2015). Его внешняя форма близка к сферической с максимальным диаметром 378 мм вместо диаметра 370 мм у сферического титанового баллона. В результате были сохранены места и способ крепления металлокомпозитных баллонов, аналогичные титановым.



**рисунок 7.** Общий вид баллона

Размещение шести баллонов $V$=25,0 дм$^3$ и двух баллонов $V$=4,0 дм$^3$ изображено на рисунке 8.

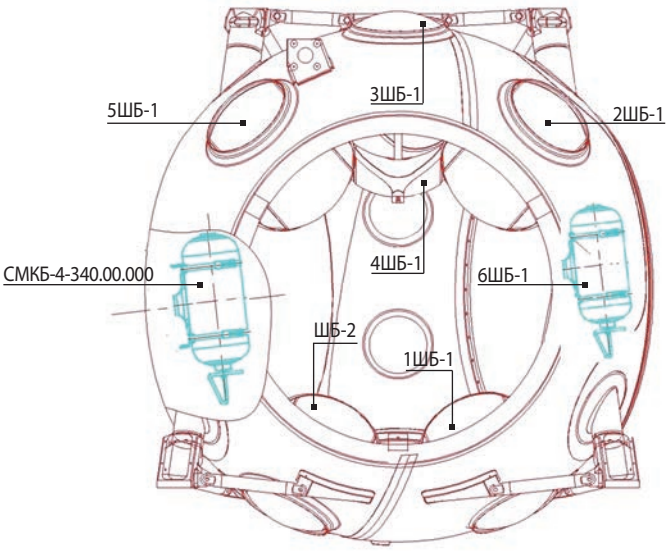
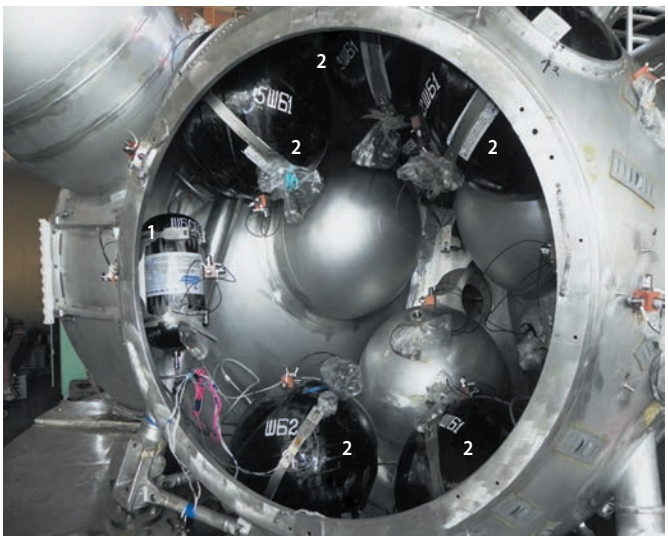



**рисунок 8.** Размещение металлокомпозитных баллонов в ПО-1

Снижение общей массы баллонов по сравнению с титановыми, установленными на изделии РБФ2М, составило 33 кг, для изделия РБ2У – 42 кг. Металлокомпозитные баллоны прошли без замечаний все виды испытаний: доводочные, предварительные, испытания по плану обеспечения надёжности, а также совместные испытания на изделии РБФ в штатном исполнении с трубопроводами и арматурой. Штатное размещение баллонов при испытаниях представлено на рисунке 9.




**1** – баллон 4 л; **2** – баллоны 25 л.

**рисунок 9.** Размещение баллонов на штатном РБ

Проведена кардинальная модернизация системы управления (СУ) РБФ. Снижена масса аппаратуры СУ моноблока ПС-398, размещённого в приборном отсеке ПО-2. Это позволило перевести аппаратуру СУ, установленную внутри герметичного малого

приборного отсека (МПО) (моноблок ПС-032), размещённого в приборном отсеке ПО-1, в состав моноблока ПС-398, масса которого после облегчения составила ≤100 кг.

Приборы телеметрической системы (ТМС) и служебные блоки, установленные ранее на внешней поверхности МПО, размещаются на внутренней поверхности специальной рамы массой 4 кг. Наружная поверхность рамы служит радиатором-охладителем. Учитывая низкое тепловыделение аппаратуры (~90 Вт), теплообмен обеспечивается индуктивным способом, при площади радиатора ~0,5 м$^2$ . Для обеспечения теплообмена приборы установлены на раме без амортизаторов. Поэтому рама крепится на шпангоуте ПО-1 в четырёх точках, через амортизаторы, обеспечивающие режимы механического нагружения, определенные исходными данными на аппаратуру. Общее снижение массы СУ за счёт модернизации, с учётом снятия малого приборного отсека (12 кг) и снижения массы БКС (7 кг), составит 55 кг.

С учётом снижения массы баллонов и увеличения массы Д.Е. масса незаправленного РБФ2У составит 900 кг, конечная масса – 1040 кг.

Максимальная масса заправляемого топлива 8220 кг, масса рабочего топлива 8100 кг.

Максимальная масса полностью заправленного РБФ2У с учётом топлива СОЗ (60 кг) 9180 кг.

Минимальный зазор между динамическими зонами РБФ2У и ГО равен 17 мм.

### 1.3. Модернизация сбрасываемого блока баков

На рисунке 10 показан общий вид сбрасываемого блока баков. СББ из восьми тороидальных секторов с радиусом срединной окружности 850 мм и радиусом образующей 325 мм. Такую геометрию имел бак «Г» разгонного блока «Л», применяемого в НПО имени С.А. Лавочкина до 2000 года для запусков КА в составе РН типа «Молния». Штамповки полуторов для баков блока «Л» выполняло НПО «Энергия» (г. Королёв). В настоящее время эта организация поставляет в НПО имени С.А. Лавочкина такие же штамповки для изготовления сбрасываемого блока баков. Необходимый объём баков обеспечивается изменением периметра срединной линии бака за счёт введения цилиндрических участков. Для СБУ длина цилиндрических участков увеличена на 72,5 м (16 штук). В результате внутренний объём блока баков возрос на 387 дм$^3$. Соотношение компонентов, равное 2,0, обеспечивается расположением межбаковых донышек и их радиусом кривизны, равным 680 мм.

С учётом объёма внутрибаковых конструктивных элементов объём баков составил: баки «О» 1703 дм$^3$, баки «Г» 1558 дм$^3$, соответственно масса компонентов с учётом газовой подушки 4% и плотности $\varrho_{«О»}$=1,44 кг/дм$^3$, $\varrho_{«Г»}$=0,790 кг/дм$^3$: масса окислителя 2363 кг, масса горючего 1182 кг, общая масса заправляемого топлива 3545 кг, масса рабочего топлива 3473 кг.

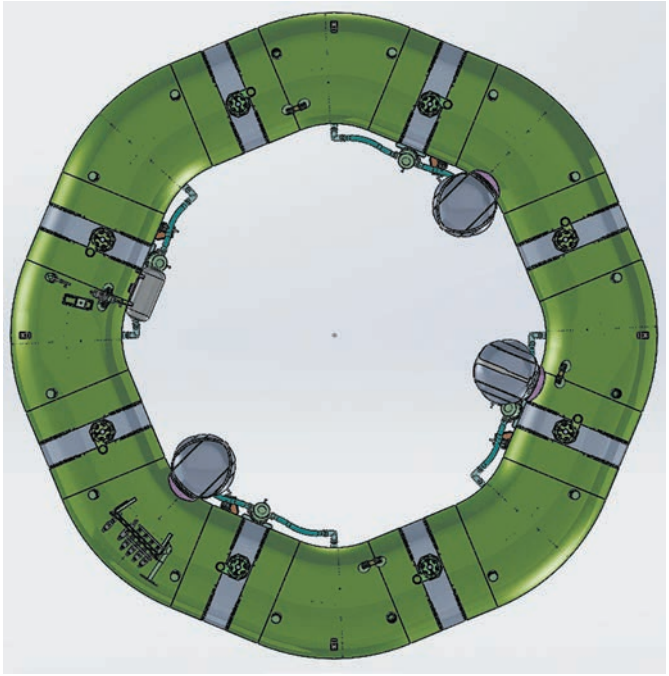


**рисунок 10.** Общий вид сбрасываемого блока баков

Изменилось положение осей шпангоутов относительно восьми опорных узлов установки РБФ2У на СБУ – с 128 мм до 64 мм. В результате изменилась конфигурация шпангоутов, расстояние между плоскостями стыка СБУ с РБФ2У и ПХО стало 791 мм вместо 821 мм на РБФ-СБ. С учётом указанных изменений, а также, принимая опыт проектирования и результатов расчёта на прочность и испытаний СББ, масса незаправленного СББ была снижена на ~10 кг.

На СБУ устанавливаются три металлокомпозитных баллона объёмом 25 дм$^3$, вместо двух баллонов объёмов по 23,6 дм$^3$ и двух баллонов объёмом по 8,0 дм$^3$ из титанового сплава, снижение массы составило 14 кг.

Учитывая то, что увеличение цилиндрических участков обечаек даёт приращение массы 13 кг, а также повышение массы трубопроводов и сварных швов, масса незаправленного СБУ принята равной 327 кг. Полная масса СБУ составляет 3872 кг.

## 2. Анализ энергомассовых характеристик РБФ2У-СБУ

В настоящем разделе приводится обоснование результатов возможного применения модернизированных разгонных блоков РБФ2У-СБУ в составе РН с различными энергетическими характеристиками по выведению ГБ на опорную орбиту.

## 2.1. Аналитическое обоснование

Основной энергетической характеристикой РБ является его располагаемая характеристическая скорость $V_{x,\,р}$, она зависит от начальной массы головного блока $M_{н,\,ГБ}$, в которой определяющей является масса рабочего топлива, а также от энергетических характеристик двигателя, основная из которых – удельный импульс $I_{уд}$ [с].

Для РБ со сбрасываемым блоком баков $V_{x,\,р}$ представляется формулой

$$V_{x.р} = W \ln \frac{1-\dfrac{M_{СБ}}{M_{н,ГБ}}}{\left(1-\dfrac{M_{р,СБ}}{M_{н,ГБ}}\right)\cdot\left(1-\dfrac{M_{СБ}+M_{р,РБ}}{M_{н,ГБ}}\right)}, \quad (1)$$

где $M_{н,\,ГБ}=M_{ПН}+M_{р,\,РБ}+M_{к,\,РБ}+M_{р,\,СБ}+M_{к,\,СБ}$; (2)

$M_{СБ}=M_{р,\,СБ}+M_{к,\,СБ}$;

$M_{н,\,ГБ}$ – начальная масса ГБ (масса ГБ после отделения от РН на опорной или незамкнутой орбите);

$M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки;

$M_{р,\,РБ}$ – масса рабочего топлива основного (базового) РБ;

$M_{к,\,РБ}$ – конечная масса РБ;

$M_{р,\,СБ}$ – масса рабочего топлива СБ;

$M_{к,\,СБ}$ – конечная масса СБ.

$M_{к,\,РБ}=M_{Кс,\,РБ}+M_{ГЗ,\,РБ}+M_{Ост,\,РБ}$;

$M_{к,\,СБ}=M_{Кс,\,СБ}+M_{ГЗ,\,СБ}+M_{Ост,\,СБ}$,

где $M_{КС,\,РБ}$, $M_{ГЗ,\,РБ}$, $M_{Ост,\,РБ}$, $M_{КС,\,СБ}$, $M_{ГЗ,\,СБ}$, $M_{Ост,\,СБ}$ – масса конструкции, масса гарантийного запаса топлива и масса невыработанных остатков топлива разгонного блока и сбрасываемого блока баков соответственно;

$W=I_{уд}\cdot g$[м/с] – скорость истечения газа, $g$=9,81 м/с$^2$.

Потребная характеристическая скорость $V_{x,\,п}$ определяется в результате расчёта баллистики выведения КА на целевую орбиту.

При определении максимальной массы заправляемого топлива принимается максимальная характеристическая скорость. Для ближнего космоса это выведение на геостационарную орбиту (ГСО).

$V_{x,\,п}$=4870 м/с – при запуске с космодрома «Байконур» или «Восточный»;

$V_{x,\,п}$=5185 м/с – при запуске с космодрома «Плесецк».

Избыток характеристической скорости $\Delta V=V_{x,\,р}-V_{x,\,п}$, образующийся за счёт избытка рабочего топлива, при выведении на менее энергонапряжённые по сравнению с ГСО орбиты может быть использован для операции довыведения («доразгона») ГБ с целью повышения массы ГБ на опорной орбите. В этом случае РН выводит ГБ на незамкнутую орбиту.

Масса ГБ в момент отделения от РН на незамкнутой орбите определяется зависимостью

$$M_{н,\,ГБ}=(M_{к,\,РН}+M_{о,\,ГБ})\cdot e^{V_д/\,W_{РН}}-M_{к,\,РН}, \quad (3)$$

где $M_{к,\,РН}$ – конечная масса последней ступени РН, включая массу ПХО;

$M_{о,\,ГБ}$ – масса ГБ, выводимая на опорную орбиту без довыведения, соответствует массе ГБ, выводимой на ГСО;

$V_д$ – скорость довыведения;

$W_{РБ}$ – скорость истечения газа двигателем РБ;

$W_{РН}$ – скорость истечения газа двигателем последней ступени РН.

Из (3) можно получить формулу для определения максимальной скорости довыведения:

$$V_{д,max} = W_{РН} \ln \frac{\dfrac{M_{ГБ,max}}{M_{к,РН}}+1{,}0}{\dfrac{M_{о,ГБ}}{M_{к,РН}}+1{,}0}, \quad (4)$$

где $M_{ГБ,\,max}$ – максимально допустимая масса ГБ, выводимая РН на незамкнутую орбиту.

Масса ГБ на опорной орбите после довыведения с помощью МДУ разгонного блока

$$M_{ГБ}=M_{н,\,ГБ}\cdot e^{-V_д/\,W_{р,б}}. \quad (5)$$

Частично операция довыведения выполняется с целью обеспечения необходимых начальных условий при выведении на опорную орбиту (вектора состояния), а также для обеспечения заданных зон падения отработавшей последней ступени.

Формула (1) позволяет определить потребную начальную массу ГБ, соответствующую потребной характеристической скорости, равной сумме скоростей выведения ГБ с опорной на целевую орбиту и скорости довыведения $V_{x,\,п}=V_{x,\,О}+V_д$.

После преобразования выражения (1) относительно $M_{н,\,ГБ}$ получим квадратное уравнение

$$A\cdot M^2_{н,\,ГБ}+B\cdot M_{н,\,ГБ}+C=0, \quad (6)$$

где $M_{н,ГБ} = \dfrac{-B+\sqrt{B^2-4AC}}{2A}$; (7)

$A=(\dfrac{1}{\mu})-1$; $\mu = e^{-V_к/\,W_{р,б}}$;

$B=M_{СБ}-\dfrac{1}{\mu}\cdot(M_{р,СБ}+M_{СБ}+M_{р,РБ})$;

$C=\dfrac{1}{\mu}\cdot M_{р,СБ}\cdot(M_{СБ}+M_{р,РБ})$.

Масса $M_{р,РБ}$ соответствует полной заправке топлива основного РБФ2У.

Масса ПН определяется по формуле

$$M_{ПН} = M_{н,ГБ}\cdot\left(1-\frac{M_{к,СБ}}{M_{н,ГБ}-M_{р,СБ}}\right)\cdot\mu - M_{к,РБ}. \quad (8)$$

Формула (1) позволяет также установить массу неполной рабочей заправки рабочего топлива СБ при полной заправке топлива основного РБФ2У и известной начальной массе ГБ.

Разрешив уравнение (1) относительно $M_{р,СБ,}$ получим

$$D\cdot M_{р,СБ}^2+ E\cdot M_{р,СБ}+F=0, \quad (9)$$

$$M_{р,СБ} = \frac{-E-E^2\sqrt{-4DF}}{2D}, \quad (10)$$

где $D$=1;

$E$= –[$M_{н,ГБ}\cdot(1-\mu)+(M_{н,ГБ}-M_{к,СБ}-M_{р,РБ})$];

$F=M_{н,ГБ}\cdot[(1-\mu)\cdot(M_{н,ГБ}-M_{к,СБ})-M_{к,РБ}]$.

Принимая в выражениях (1), (7) и (8) $M_{к,СБ}=M_{р,СБ}=0$, получим соответствующие зависимости для РБ «Фрегат» (без СБ):

$$V_{х.р} = W \ln \frac{1}{1-\frac{M_{р,РБ}}{M_{н,ГБ}}}; \quad (11)$$

$$M_{н,ГБ} = \frac{M_{р,РБ}}{1-\mu}; \quad (12)$$

$M_{ПН}=M_{н,\,ГБ}\cdot\mu-M_{к,\,РБ}$ или

$$M_{ПН} = \frac{M_{р,РБ}}{\frac{1}{\mu}-1} - M_{к,РБ}. \quad (13)$$

## 2.2. Исследование проектно-массовых характеристик разгонных блоков РБФ2У-СБУ

Объектами анализа являются модифицированные разгонные блоки, представленные на рисунках 1, 2, 3. Их прототип – существующий разгонный блок РБФ-СБ, которым выводились КА «СПЕКТР-Р» и «ЭЛЕКТРО-Л» на РН «Зенит-2».

РБФ2У-СБ – разгонный блок с основным РБФ2У, имеющим увеличенную, по сравнению с РБФ2М заправку и существующим СБ.

РБФ2У-СБУ – разгонный блок с увеличенной заправкой топлива сбрасываемого блока баков (см. рисунок 1).

Вышеуказанные разгонные блоки применимы для РН среднего класса типа «Зенит-2», «Ангара А-3», для выведения на опорную орбиту с $H$=200 км ГБ массой 14000–15000 кг.

РБФ2У-СБУ-1 – разгонный блок для РН повышенной грузоподъёмности, с выводимой на опорную орбиту массой ГБ до 17500 кг с максимальной заправкой рабочего топлива СБ равной 5000 кг (см. рисунок 2) может применяться в составе КГЧ с существующим ГО диаметром ∅4100 мм с цилиндрической нижней частью разработки НПО имени С.А. Лавочкина.

РБФ2У-СБУ-2 – разгонный блок для РН высокой грузоподъёмности, с выводимой на опорную орбиту массой ГБ 22000–24000 кг, максимальная заправка рабочего топлива СБ 8500 кг (см. рисунок 3).

РБФ2У-СБУ-1 с ГО диаметром ∅4100 мм.

Для РБФ2У-СБУ-2 необходим ГО с диаметром не менее ∅4600 мм.

На рисунке 11 представлены диаграммы, рассчитанные по формулам (6)–(8):

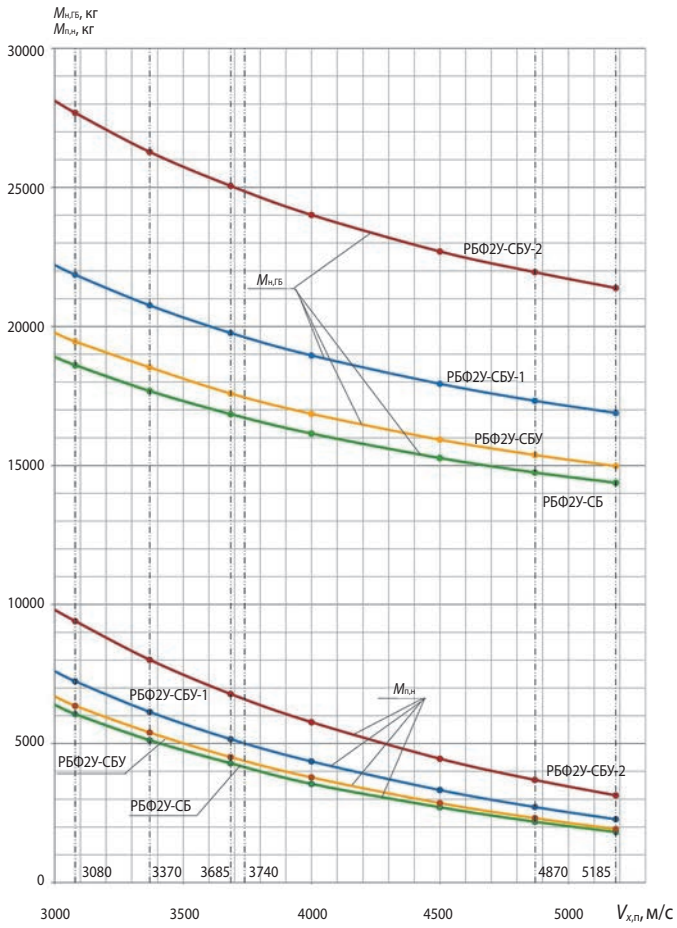



**рисунок 11.** Графики $M_{н,ГБ}(V_{х,п})$, $M_{п,н}(V_{х,п})$ для РБФ2У-СБУ-1, -2; РБФ2У-СБУ; РБФ2У-СБ

- $M_{н,ГБ}$ ($V_{х,п}$) – зависимости начальной массы ГБ от потребной характеристической скорости при максимальной заправке рабочего топлива основного РБФ и СББ;
- $M_{п,н}$ ($V_{х,п}$) – зависимость массы полезной нагрузки от потребной характеристической скорости.

На рисунке 12 представлены диаграммы $M_{п,н}$ ($V_{х,п}$, $M_{н,ГБ}$) и $M_{р.СБ}$($V_{х,п}$, $M_{н,ГБ}$) для РБФ2У-СБ и РБФ2У-СБУ, позволяющие определить проектные характеристики $M_{н,ГБ}$, $M_{п,н}$ и $M_{р,СБ}$ для значений характеристической скорости $V_{х,п}$, лежащих в диапазоне (3000–5200) м/с, при которых применим РБФ со сбрасываемым блоком баков. На диаграмме кривые 1 и 2 являются огибающими максимальных значений массы ПН для РБФ2У-СБ и РБФ2У-СБУ соответственно, при максимальных заправках СБ равных 3050 кг и 3470 кг. Диаграммы рассчитаны по формулам (8), (9) и (10).

На рисунке 13 приведены диаграммы $M_{п,н}$ ($V_{х,п}$, $M_{н,ГБ}$) и $M_{р.СБ}$($V_{х,п}$, $M_{н,ГБ}$) для РБФ2У-СБУ-1 и РБФ2У-СБУ-2. Кривая 1 является огибающей максимальных значений массы ПН для РБ с заправкой рабочего топлива СБ, равной 5000 кг; кривая 2 – для РБ с заправкой рабочего топлива СБ, равной 8500 кг. Диаграммы рассчитаны по формулам (8), (9) и (10).

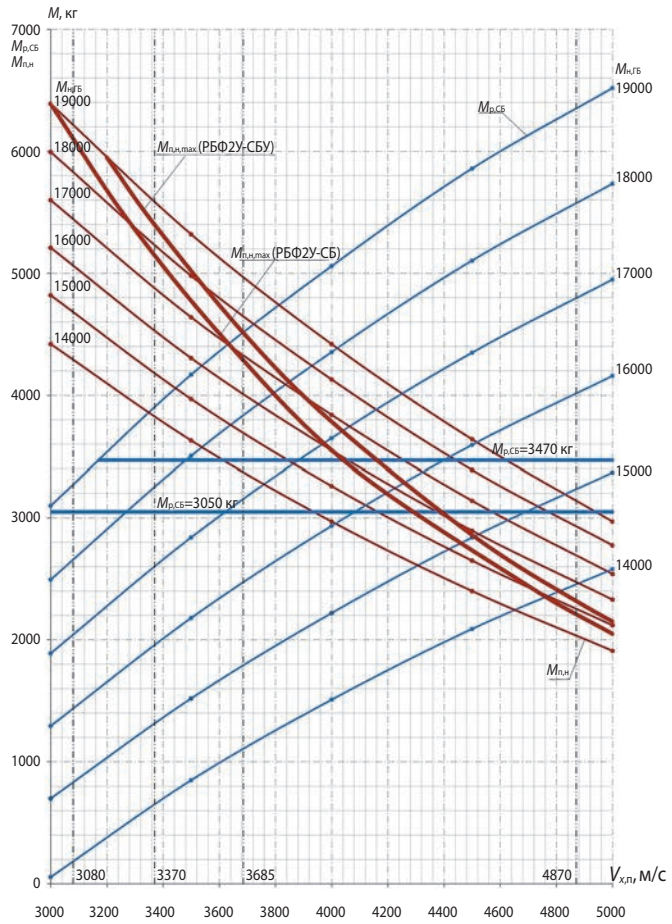



**рисунок 12.** Графики $M_{р,СБ}(V_{х,п})$, $M_{п.н}(V_{х,п})$, для РБФ2У-СБ и РБФ2У-СБУ

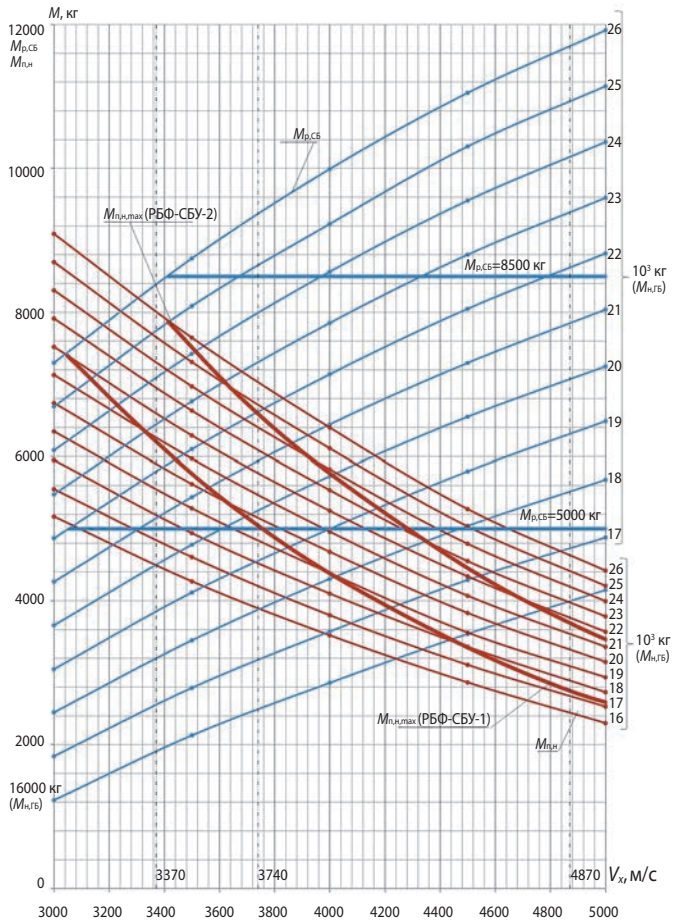



**рисунок 13.** Графики $M_{р,СБ}(V_{х,}M_{н,ГБ})$, $M_{п,н}(V_{х,}M_{н,ГБ})$, для РБФ2У-СБУ-1 и РБФ2У-СБУ-2

В таблице 2 представлены исходные данные и результаты анализа проектно-массовых характеристик вышеприведенных вариантов исполнения РБ «Фрегат-СБУ» для случаев выведения на ГСО и ГПО.

Скорость довыведения на ГПО для всех вариантов принималась $V_д$=370 м/с.

В таблице 3 приведены результаты расчёта $M_{п,н}$ и $M_{р,СБ}$ при выведении различных целевых нагрузок разгонным блоком РБФ2У-СБУ-1 ($M_{р,СБ}$=5000 кг) с довыведением 115 м/с при начальной массе ГБ $M_{н,ГБ}$=17200 кг.

**таблица 2** – Исходные данные и результаты анализа проектно-массовых характеристик вариантов исполнения РБ «Фрегат-СБУ»

| характеристика | обозначение РБ | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | РБФ2М-СБ | РБФ2У-СБ | РБФ2У-СБУ | РБФ2У-СБУ-1 | РБФ2У-СБУ-2 |
| космодром запуска | Байконур | Байконур, Восточный | Восточный | Восточный, Байконур | Восточный |
| масса рабочего топлива РБ, кг | 7100 | 8100 | 8100 | 8100 | 8100 |
| конечная масса РБ, кг | 1100 | 1040 | 1040 | 1040 | 1040 |
| масса рабочего топлива СБ, кг | 3050 | 3050 | 3470 | 5000 | 8500 |
| конечная масса СБ, кг | 400 | 380 | 400 | 480 | 630 |
| полная масса РБ, кг | 11650 | 12570 | 13010 | 14620 | 18270 |
| выведение на ГСО | | | | | |
| характеристическая скорость $V_{х,п}$, м/с | 4870 | 4870 | 4930 | 4870 | 4870 |
| начальная масса ГБ, кг | 13500 | 14720 | 15290 | 17370 | 22020 |
| масса полезной нагрузки, кг | 1850 | 2150 | 2280 | 2750 | 3750 |
| выведение на ГПО | | | | | |
| характеристическая скорость $V_{х,п}$, м/с | 3740 | 3740 | 3740 | 3740 | 3740 |
| начальная масса ГБ, кг | 15250 | 16670 | 17410 | 19620 | 24870 |
| масса полезной нагрузки, кг | 3600 | 4100 | 4400 | 5000 | 6600 |

**таблица 3** – Результаты расчёта $M_{п,н}$ и $M_{р,СБ}$ при выведении целевых нагрузок разгонным блоком РБФ2У-СБУ-1

| целевая орбита | $V_{х,\,п}$, м/с | $M_{п,н}$, кг | $M_{р,СБ}$, кг |
|---|---|---|---|
| ГСО | 4987 | 2568 | 5032 |
| ГПО | 3485 | 4698 | 2902 |
| полёт к Венере, Марсу | 3945 | 3937 | 3617 |
| полёт к Луне | 3305 | 5024 | 2576 |
| ВКО ($H$=23300 км; $i$=56°) | 3880 | 4044 | 3563 |

В таблице 4 приведены результаты расчёта $M_{п,н}$ и $M_{р,СБ}$ при выведении различных целевых нагрузок разгонным блоком РБФ2У-СБУ-2 ($M_{р,СБ}$ = 8500 кг) без довыведения при начальной массе ГБ $M_{н,ГБ}$ = 22000 кг.

**таблица 4** – результаты расчёта $M_{п,н}$ и $M_{р,СБ}$ при выведении целевых нагрузок разгонным блоком РБФ2У-СБУ-2

| целевая орбита | $V_{х,\,п}$, м/с | $M_{п,н}$, кг | $M_{р,СБ}$, кг |
|---|---|---|---|
| ГСО | 4870 | 3750 | 8500 |
| ГПО | 3370 | 6580 | 5780 |
| полёт к Венере и Марсу | 3830 | 5600 | 6750 |
| полёт к Луне | 3190 | 6750 | 5650 |
| ВКО ($H$=23300 км; $i$=56°) | 3765 | 5750 | 6700 |

## заключение

1. Представлены результаты модернизации существующего РБ «Фрегат-СБ» с целью дальнейшего улучшения его ТТХ и расширения возможностей его применения по выведению полезных нагрузок увеличенной массы в составе РН повышенной и высокой грузоподъёмности типа «Ангара А-3» и «Ангара А-5», способных выводить на опорную орбиту с $H$=200 км ГБ с массой ≥17000 кг и ≥22000 кг.

2. На базе разработанного разгонного блока РБФ2У возможно создание ряда разгонных блоков с увеличенной заправкой рабочего топлива СББ: 3470 кг, 5000 кг и 8500 кг.

3. РН грузоподъёмностью ≥17300 кг с РБФ2У-СБУ-1, имеющим заправку СББ 5000 кг, могут вывести ПН:

- на ГСО – 2750 кг;
- на ГПО – 5000 кг,

что обеспечивает конкурентные возможности с РН «Falcon-9».

4. РН грузоподъёмностью 22000 кг с РБФ2У-СБУ-2, с заправкой СББ – 8500 кг могут вывести ПН:

- на ГСО – 3750 кг,
- на ГПО – 6600 кг.

## список литературы

*Асюшкин В.А., Ишин С.В., Федоскин Д.И., Викуленков В.П. и др.* Разгонный блок (3 варианта) // Патент № 97051. 19.02.2015.

*Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М.* Модернизация разгонного блока «Фрегат» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 13-18.

*Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Лебедев К.Н., Лукьянец С.В. Мороз Н.Г.* Создание высокоэффективного металлокомпозитного баллона высокого давления // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 19-27.

*Асюшкин В.А., Ишин С.В.* Универсальный разгонный блок повышенной энерговооруженности // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 1. С. 9-12.

*Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П.* Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.

*Асюшкин В.А., Ишин С.В., Куликов С.Д., Смирнов А.И.* Разгонный блок «Фрегат» // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. трудов ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2000. Вып. 2. С. 219-226.

*Асюшкин В.А., Ишин С.В., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М., Смирнов А.И.* Разгонный блок «Фрегат» – максимальная эффективность при минимальных затратах // Общероссийский научно-технический журнал «Молот». 2006. № 10.

*Асюшкин В.А., Ишин С.В., Смирнов А.И.* Разгонный блок «Фрегат» и перспективы его использования // Общероссийский научно-технический журнал «Молот». 2001. № 4.

*Асюшкин В.А., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М., Смирнов А.И.* Разгонный блок «Фрегат-СБ» в составе РН «Зенит-2SБ» // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. трудов ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2009. Вып. 7. С. 58-262.

*Асюшкин В.А., Смирнов А.И., Ишин С.В., Викуленков В.П., Яковлев Б.Д.* Разгонный блок «Фрегат», его модернизация и перспективы применения // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. трудов ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2009. Вып. 7. С. 246-257.

*Хартов В.В., Асюшкин В.А., Ишин С.В., Федоскин Д.И., Викуленков В.П. и др.* Разгонный блок (2 варианта) (изделие в целом) и топливный отсек (самостоятельная часть изделия) // Патент № 96547.

*Asyushkin V.A., Vikulenkov V.P., Ishin S.V.* Outcome of development and initial operational phases of Versatile Space Tugs of the Fregat type // Solar System Research. 2015. Vol. 49, № 7. P. 460-466.

*Статья поступила в редакцию 25.11.2016 г.*

# ИСТОРИЧЕСКИЙ ОПЫТ СОТРУДНИЧЕСТВА ГИКЦ МО РФ ИМЕНИ Г.С. ТИТОВА И НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА ПО УПРАВЛЕНИЮ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

**И.Г. Иванов**[1],
*igorivanov-90@yandex.ru;*
**I.G. Ivanov**

*Рассматривается опыт сотрудничества Главного испытательного космического центра МО РФ имени Г.С. Титова и НПО имени С.А. Лавочкина с момента начала освоения космоса с использованием межпланетных космических аппаратов при реализации основных космических программ по тематике предприятия.*

*Ключевые слова:*
*командно-измерительный комплекс;*
*космический аппарат;*
*искусственный спутник;*
*разгонный блок.*

Главный испытательный космический центр Министерства обороны Российской Федерации (ГИКЦ) – уникальное соединение Вооружённых Сил, одной из главных задач которого является управление космическими аппаратами (КА) военного и гражданского назначения. ГИКЦ обеспечивает управление порядка 80% отечественных КА военного, двойного, социально-экономического и научного назначения. В сотрудничестве предприятий промышленности, испытательных полигонов, Центра командно-измерительного комплекса и научных учреждений с 1957 года было испытано более 250 типов КА, обеспечено управление более 3 тысяч КА.

О плодотворном сотрудничестве свидетельствует многолетний период взаимодействия ГИКЦ и научно-производственного объединения имени С.А. Лавочкина (НПОЛ), которое началось в 1960-х годах прошлого столетия, когда ОКБ Машиностроительный завод имени С.А. Лавочкина стал заниматься созданием космических систем связи, КА, спускаемых аппаратов (СА) по исследованию планет (*Мельничук А.Д. и др.*, 2015). Это было время активного освоения космического пространства, противоборства двух сверхдержав не только в гонке вооружения, но и в достижении лидерства в освоении космического пространства.

[1] Главный испытательный космический центр имени Г.С. Титова, Россия, Московская область, г. Краснознаменск.

# HISTORICAL EXPERIENCE OF COOPERATION BETWEEN MAIN TEST SPACES CENTER AND LAVOCHKIN ASSOCIATION IN THE FIELD OF SPACECRAFT CONTROL

**М.К. Бондарева**[1],
*доцент, доктор технических наук,*
*mkbond@mail.ru;*
**M.K. Bondareva**

*The article describes the experience of the cooperation between Main Test Spaces Center and Lavochkin Association since the beginning of space exploration using interplanetary spacecraft in the course of implementation of the main space missions by Lavochkin Association.*

*Key words:*
*command-measuring complex;*
*spacecraft;*
*space satellite;*
*upper stage.*

Участвуя в активном освоении космического пространства, учёные и инженеры НПОЛ воплощали свои идеи по созданию межпланетных КА, а ГИКЦ обеспечивал управление первыми межпланетными КА, направлявшимися к Венере и Марсу. Управление осуществлялось из Евпаторийского КИП-16 ГИКЦ и созданного там центра управления полётами (ЦУП) с применением станции дальней космической связи «Плутон», оснащённой антеннами АДУ-1000 (*Колесников Н.П. и др.*, 2006).

Отечественными учёными с использованием межпланетных КА типа «ВЕНЕРА» и «МАРС» проводилась научная работа по исследованию атмосферы и поверхности Венеры и Марса. С июня 1967 года по август 1970 года были успешно выполнены программы полёта четырёх управляемых межпланетных КА «ВЕНЕРА-4»…«ВЕНЕРА-7» (рисунок 1). В мае 1971 года произведён запуск и начато успешное управление полётом межпланетных КА «МАРС-2» и «МАРС-3» (рисунок 2). Продолжительность полёта превысила 6 месяцев. От каждого из КА был отделён СА, а платформа КА с помощью тормозной двигательной установки переведена на орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ). Каждый из СА доставил на поверхность Марса вымпел с изображением герба

Main Test Spaces Center, Russia, Moscow region, Krasnoznamensk.

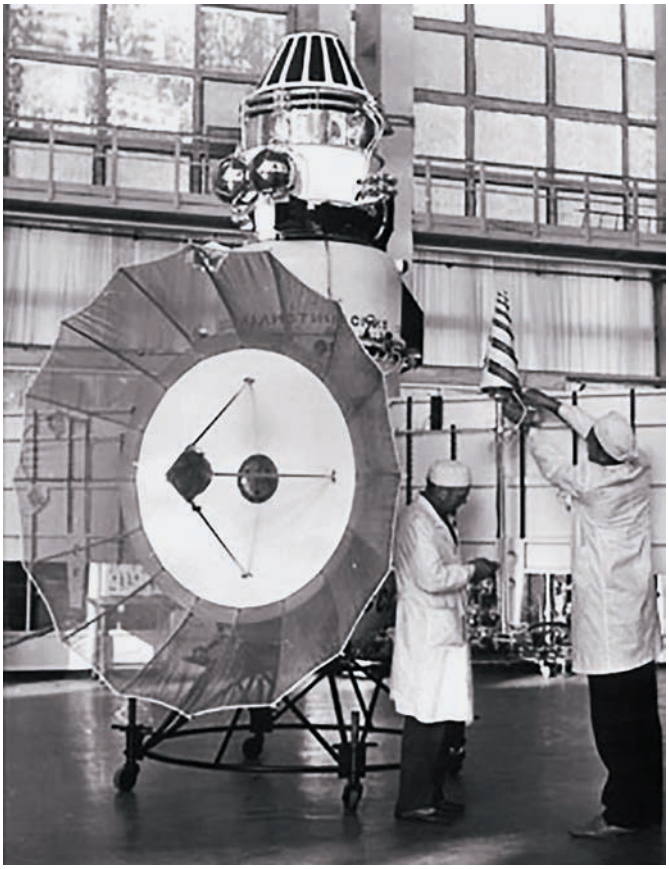


**рисунок 1.** КА «ВЕНЕРА-5»

СССР, а СА межпланетного КА «МАРС-3» получил и передал на свой спутник видеосигналы панорамы марсианской поверхности и результаты научных измерений. С ИСМ они были переданы и приняты на Евпаторийском и Уссурийском командно-измерительных пунктах (КИП). Кроме того, с ИСМ были переданы результаты фотографирования поверхности Марса установленными на них фототелевизионными камерами. Управляемые из Евпаторийского КИП ИСМ свыше 8 месяцев выполняли программу исследований Марса.



**рисунок 2.** КА «МАРС-3»

В 70-х годах по программам Е-7 (ИСЛ), Е-8 (работа с луноходами) и Е-8-5 (доставка лунного грунта) обеспечивалось управление с Симферопольского КИПа четырьмя искусственными спутниками Луны (ИСЛ), двумя аппаратами для забора и доставки на Землю лунного грунта (у одного из них не завершена программа полёта, так как вышло из строя грунтозаборное устройство), а также аппаратом «ЛУНА-17» и доставленным им луноходом (*Долинин А.И.*, 2016). Эти аппараты разработаны в НПОЛ под руководством главного конструктора Г.Н. Бабакина. В процессе управления ими выполнены точнейшие траекторные измерения, а также коррекции траектории на пути к Луне, при возвращении на Землю и на орбитах вокруг Луны по результатам расчётов баллистическими центрами, входящими в состав межведомственной главной баллистической группы. Были получены фототелевизионные изображения поверхности Луны, произведён забор лунного грунта и доставлен на Землю («ЛУНА-16»). Наконец, осуществлено управление движением и действиями на Луне первого, передвигающегося по её поверхности аппарата «ЛУНОХОД-1» (рисунок 3), доставленного туда КА «ЛУНА-17» и проработавшего под управлением наземного «экипажа» с 17 ноября 1970 года по 4 октября 1971 года (рисунок 4).

Ввиду уникальности создаваемых НПОЛ автоматических космических станций, космические программы по изучению Венеры, Марса и Луны определили дальнейший облик и техническое оснащение средствами НАКУ ГИКЦ под управление межпланетными КА. Были апробированы принципиально новые концептуальные подходы к управлению КА на сверхдальних расстояниях.

Расширялся спектр решаемых задач по изучению космического пространства, усложнялась бортовая и наземная аппаратура, выдвигались новые требования к процессу управления КА. НПОЛ приступило к созданию более наукоёмких КА. Впоследствии продолжились полёты последовательно усложнявшимися межпланетными КА к Венере и Марсу. Полёты к Венере совершались межпланетными КА «ВЕНЕРА-8» с конца марта по июль 1972 года, «ВЕНЕРА-9», «ВЕНЕРА-10» – с первой половины июня до конца октября 1975 года. Отличительными особенностями, наряду с возросшим составом и информативностью научных исследований, были: перевод межпланетных КА «ВЕНЕРА-9», «ВЕНЕРА-10» после отделения от каждого из них СА на орбиту искусственного спутника Венеры; осуществление мягкой посадки СА на поверхность плане-

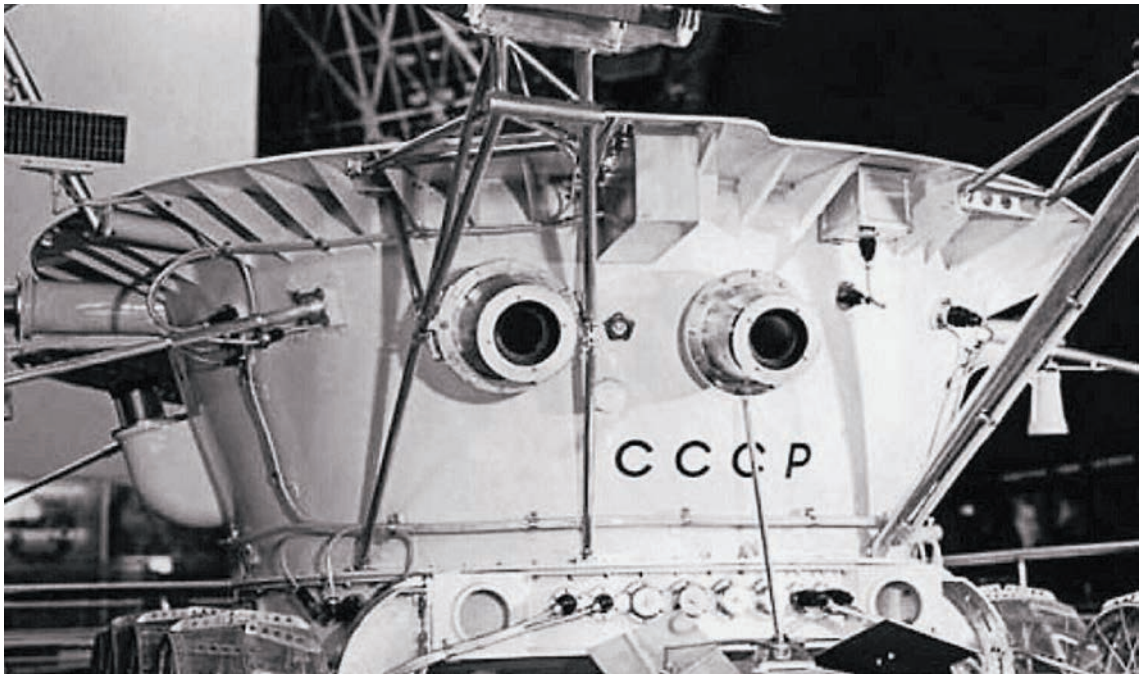



**рисунок 3.** Планетоход «ЛУНА-1»



**рисунок 4.** Командир экипажа «ЛУНОХОД-1» Игорь Фёдоров за работой

ты и передачи с них научной информации, ретранслируемой в Центр дальней космической связи БА межпланетных КА «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10».

Полёты к Марсу совершались КА «МАРС-4», «МАРС-5» с конца июля 1973 года и «МАРС-6», «МАРС-7» – с начала августа того же года по октябрь 1974 года. Главной отличительной особенностью процессов управления КА явилось то, что ГИКЦ пришлось работать с четырьмя одновременно летящими сложными межпланетными аппаратами. При этом КА «МАРС-4» и «МАРС-5» не имели в своём составе СА и предназначались для фототелевизионной съёмки поверхности Марса и научных измерений с орбиты ИСМ. Первый из них не вышел на орбиту ИСМ и выполнил задачу лишь с пролётной траектории, второй стал ИСМ и выполнил задачу полностью. Наиболее результативным был полёт КА «МАРС-6». Его СА отделился после дополнительной коррекции траектории движения КА специально установленной бортовой системой астронавигации,

затем СА был приторможен в атмосфере Марса выпущенным с него аэродинамическим конусом, а потом была введена в действие парашютная система. В целом ход выполнения марсианской программы лишний раз свидетельствовал о том, как нелегко осуществлять управление столь сложными КА на столь больших удалениях. Космические программы по изучению Венеры и Марса позволили отработать вопросы динамики полётов и посадки на планеты Солнечной системы, изучения атмосферы планет, передачи информации и получения панорамных снимков поверхностей планет.

Продолжились также работы по программе изучения Луны и окололунного пространства (*Кузнецов И.А. и др.*, 2016). Всего обеспечивалось управление четырьмя лунными КА – «ЛУНА-20» (старт 21 февраля 1972 года) по программе забора и доставки на Землю лунного грунта; «ЛУНА-21» (старт 16 января 1973 года) с «ЛУНОХОДОМ-2»; «ЛУНА-22» (старт 29 мая 1974 года), выведенным на орбиту спутника Луны, и «ЛУНА-23» (старт 28 октября 1974 года) по незавершённой программе забора лунного грунта из-за поломки грунтозаборного устройства. Все эти аппараты, в том числе и «ЛУНОХОД-2», были усовершенствованными по сравнению с их предыдущими аналогами. Технические средства и технология управления ими в основном соответствовали ранее применявшимися. Программы были напряжёнными и выполнялись трёхсменными расчётами.

Запуск и взятие на управление межпланетного КА «ВЕНЕРА-11» осуществлены 9 сентября 1978 года, а межпланетного КА «ВЕНЕРА-12» – 14 сентября 1978 года. Были проведены работы по коррекции траектории на пути к Венере, отделению СА, совершившего мягкую посадку на её поверхность, перевод межпланетного КА на траекторию искусственного спутника Солнца. В конце октября – начале ноября 1981 года был произведён запуск ещё двух межпланетных КА – «ВЕНЕРА-13» и «ВЕНЕРА-14». Они выполнили те же задачи, что и предыдущие два аппарата, и, кроме того, от них были получены цветные панорамы мест посадки СА и результаты химического анализа грунта Венеры.

Запуск последнего в XX веке лунного КА «ЛУНА-24» был осуществлён 9 августа 1976 года. Это был третий отечественный лунный аппарат, совершивший полёт Земля – Луна – Земля. По результатам управления из Симферопольского КИП-10 была осуществлена коррекция траектории его полёта к Луне. Аппарат был переведён на круговую селеноцентрическую орбиту с высотой 115 км над лунной поверхностью. Затем проведена предпосадочная коррекция его движения и осуществлена мягкая посадка на поверхность Луны. По командам из того же КИП-10 произведено бурение лунного грунта и взятие образцов в контейнер возвращаемого аппарата. По дальнейшим командам из КИП-10 КА «ЛУНА-24» отстартовал от лунной поверхности и направился к Земле, совершив мягкую посадку на территории СССР, доставил лунный грунт.

Ко времени полёта межпланетных КА «ВЕНЕРА-15, -16» (старты 2 и 7 июля 1983 года) на КИП-22 была усовершенствована станция «Квант-Д». Наряду с дециметровым в ней был введён сантиметровый диапазон волн. В таком виде станция смогла принимать информацию большого объёма с результатами глобальных съёмок поверхности Венеры радиолокаторами бокового обзора. Эта информация передавалась со скоростью 100 кбит/с с расстояний свыше 100 млн. км. В 1984 году для работы с межпланетным КА «ФОБОС» на Уссурийском КИП-15 была сооружена станция, подобная ранее созданной и дооснащённой сантиметровым диапазоном волн станции «Квант-Д». На базе этих станций был создан радиотехнический комплекс (РТК) третьего поколения «Квант-Д». Он позволил принимать от КА «ФОБОС-1, -2», летящих на удалении до 400 млн. км, телеметрическую информацию со скоростью 131 кбит/с и производить траекторные измерения с точностью до 0,5 мм/с по скорости и 10 м по дальности.

Межпланетные КА «ВЕНЕРА-15» и «ВЕНЕРА-16» после двух коррекций траекторий полёта были выведены на орбиты искусственного спутника Венеры. Принята информация с результатами глобальных съёмок радиолокаторами бокового обзора северной полярной области Венеры, тепловой карты её поверхности и параметров её ионосферы.

Межпланетный КА «ФОБОС-1» (запущен 7 июля 1988 года) был потерян на пути к Марсу из-за ошибки в программе управления в период перевода управления из КИП-16 в ЦУП ЦНИИмаш (г. Королёв). Причиной явилась несогласованность программного обеспечения ЦУП ЦНИИмаш с применявшимся на КИП-16. Межпланетный КА «ФОБОС-2» (запущен 12 июля 1988 года) выведен на орбиту ИСМ в крайне сложных условиях непрерывно изменяющегося взаимного положения Земли, Марса и его спутника Фобоса. По результатам измерений, управляющими командами станции «Квант-Д» удалось вывести КА на орбиту ИСМ, квазисинхронную с орбитой естественного спутника – Фобоса так, что расстояние между искусственным и естественным спутниками Марса циклически изменялось в пределах от 200 до 400 км. Результаты фототелевизионных съёмок «ФОБОС-2» 01 и 29 марта 1989 года были приняты станциями РТК «Квант-Д».

Запущенный 23 марта 1983 года КА «АСТРОН» выведен на орбиту с высотой в апогее 200 тыс. км и в перигее 2 тыс. км. После подготовки бортовых



**рисунок 5.** РБ «Фрегат»

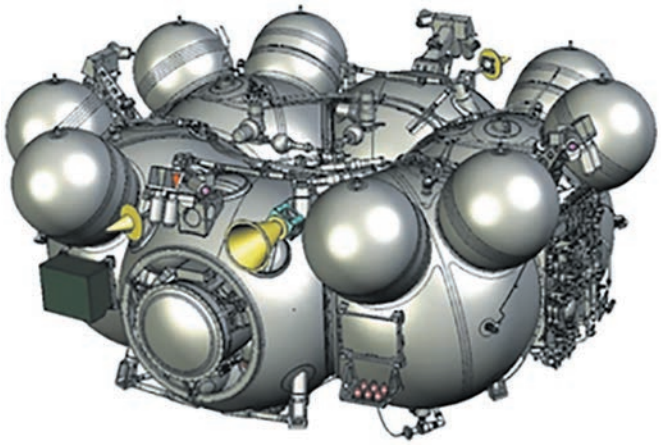


**рисунок 6.** РБ «Фрегат-МТ»

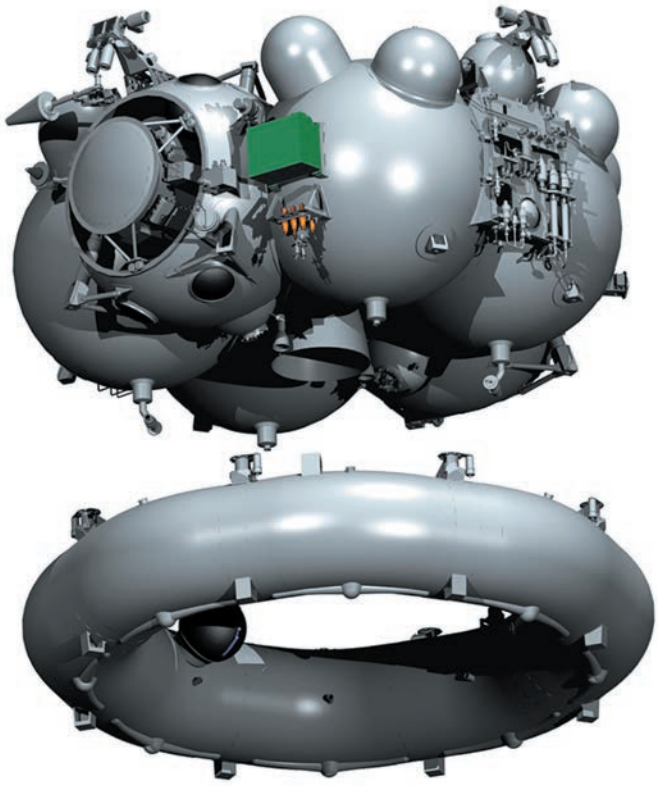


**рисунок 7.** РБ «Фрегат-СБ»

ультрафиолетовых телескопов и рентгеновских приборов в сеансах длительностью 5–6 часов принималась обширная информация об излучениях звёзд и галактик.

По аналогичной программе были начаты работы с КА «ГРАНАТ», запущенного на орбиту 1 декабря 1989 года ракетой-носителем «Протон» на высокоапогейную орбиту с периодом обращения вокруг Земли четыре дня, из которых научные наблюдения проводились в течение трёх дней. Обсерватория проработала на орбите более девяти лет.

Оперативное управление всеми этими КА осуществлялось Главной оперативной группой управления (ГОГУ), которая базировалась в основном в непосредственной близости к командно-измерительным станциям, взаимодействующим с рассматриваемыми КА. Она располагалась: на КИП-16 – при работе с КА «ВЕНЕРА», «ВЕГА», а также «АСТРОН» и «ГРАНАТ»; на КИП-22 – при работе с КА «ФОБОС» в течение первого месяца их полёта (затем КИП-22 был расформирован, а его личный состав и оснащение возвращены КИП-16); в ЦУПе г. Королёва при работе с КА «ФОБОС» по истечении месяца работы с ними на КИП-16. Руководителем ГОГУ до 1986 года был заместитель начальника КИП-16 по управлению КА научного и народнохозяйственного назначения В.М. Никольский. Затем – его преемник в этой должности В.И. Глебов, а начиная с КА «ГРАНАТ» – заместитель главного конструктора НПОЛ К.Г. Суханов. Техническое руководство ГОГУ осуществлялось специалистами НПОЛ, и прежде всего генеральным конструктором В.М. Ковтуненко.

Проект по созданию спутника видовой разведки, призванный заменить спутники серии «НЕМАН», был начат в НПОЛ в 1977 году. В 1983 году проект был одобрен, первый старт планировался на 1987 год. С распадом СССР проект был остановлен на 10 лет, и лишь 6 июня 1997 года был запущен первый аппарат, получивший обозначение «КОСМОС-2344». Второй аппарат был запущен 25 июля 2002 года и получил обозначение «КОСМОС-2392» (*Федоров А.В.*, 2012). Управление данной серией КА обеспечивалось с применением командно-измерительных станций ближнего космоса под руководством первого испытательного центра ГИКЦ.

С середины 90-х годов в НПОЛ начались работы по созданию универсального разгонного блока (РБ) «Фрегат» с двигательной установкой многократного запуска. За период 2000–2003 гг. было проведено шесть успешных запусков РБ «Фрегат» в составе ракеты-носителя «Союз», при обеспечении которых ГИКЦ принимал непосредственное участие в отработке технологии последующего спуска РБ с орбиты с использованием надувного тормозного устройства. В период февраль–август 2002 года ГИКЦ решал

базовые задачи управления РБ «Фрегат» при выведении международных КА «КЛАСТЕР», предназначенных для изучения магнитосферы Земли.

27 сентября 2003 года ГИКЦ осуществил информационное обеспечение запуска ракеты-носителя с РБ «Фрегат» при выведении на траекторию движения к Марсу станции «МАРС-ЭКСПРЕСС» с КА-зондом «БИГЛ-2». Составными частями миссии стали орбитальный аппарат (искусственный спутник Марса) с приборами дистанционного зондирования и посадочный аппарат «Бигль-2» (малая станция), предложенный британскими учёными.

С 2001 по 2013 годы боевой расчёт ГИКЦ обеспечивал запуски КА системы предупреждения о ракетном нападении в интересах безопасности Российской Федерации (*Крылов А.М.*, 2014), а в ноябре 2015 года обеспечивал вывод на орбиту принципиально нового КА «ТУНДРА» Единой космической системы. В разработке «Отсек А» и «Отсек Б» (оба составляют так называемый «модуль целевой аппаратуры») КА «ТУНДРА» приняло непосредственное участие НПОЛ по соглашению с ЦНИИ «Комета». НПОЛ занималось разработкой несущей конструкции (каркасы обоих отсеков, сотопанели с оборудованием и пр.), внутренней и внешней навески (приёмники, теплопроводы, радиаторы, остронаправленные антенны, направленные антенны) этих блоков, прочностными и динамическими расчётами.

Сейчас сотрудничество ГИКЦ и НПОЛ заключается в совместном участии при проведении испытаний КА научного и двойного назначения. Модификации РБ «Фрегат», применяемые при запусках КА, зарекомендовали себя как надёжное средство выведения КА на орбиту (*Асюшкин В.А. и др.*, 2014). С 2000 года по 2017 год было запущено свыше 60 РБ «Фрегат». Выведены на расчётные орбиты более 100 КА российского и зарубежного производства. Запуски осуществляются с трёх космодромов: Плесецк, Байконур, Куру (Французская Гвиана). РБ «Фрегат» обладает исключительными характеристиками: длительное (до двух суток) время активного существования, алгоритмы управления, позволяющие преодолевать нештатные ситуации, многократность включения (до семи раз) маршевой двигательной установки, высочайшая надёжность и, практически, идеальная точность выведения благодаря использованию оборудования ГЛОНАСС/GPS.

Кроме сотрудничества в организации и проведении испытаний перспективных космических средств (КСр), ГИКЦ и НПОЛ связывает совместная научная работа: участие в научно-практических конференциях, рецензирование научных трудов, направления диссертационных исследований соискателей учёных степеней кандидатов и докторов наук, а также публикации научных статей в рецензируемых изданиях.

О начале нового этапа сотрудничества в вопросах организации и проведения испытаний перспективных образцов КСр свидетельствует создание НПОЛ в интересах обороноспособности государства нового КА радиолокационной разведки.

Начиная с 1965 года НПОЛ создаёт КА для решения очень сложных и интересных научно-технических задач. Предприятие располагает современной проектно-конструкторской и мощной лабораторной и испытательной базой: его богатый опыт в создании передовых технологий существенным образом определил путь развития и для ГИКЦ – за прошедшие пятьдесят лет совершенствовались существующие и внедрялись новые информационные технологии управления КА. Сегодня Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина – одно из ведущих в России предприятий по разработке непилотируемых средств исследования космоса и космических средств в интересах обеспечения обороноспособности государства. Многолетний труд и профессионализм трудового коллектива предприятия признан как у нас в стране, так и за рубежом. Мы высоко ценим сложившиеся между нашими организациями связи и нацелены на плодотворное сотрудничество в будущем.

## список литературы

*Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В.* Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.

*Долинин А.И.* Лунная одиссея // Воздушно-космическая сфера. 2016. № 1. С. 120-126.

*Колесников Н.П., Сиробаба Я.Я., Ступак Г.Г.* История командно-измерительного комплекса управления космическими аппаратами от истоков до Главного испытательного центра им. Г.С. Титова. Кн. 1: общий очерк. М.: Изд-во ЗАО СП «Контакт-РЛ», 2006. 479 с.

*Крылов А.М.* Анализ космической деятельности Российской Федерации в период с 2001 по 2013 годы. М.: Аналитический обзор. 2014. С. 51-52.

*Кузнецов И.А., Захаров А.В., Дольников Г.Г., Ляш А.Н. и др.* Лунная пыль: свойства и методы исследований // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 20-32.

*Мельничук А.Д., Попеску Е.П., Назаров А.О.* Вехи сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина с Главным испытательным космическим центром МО РФ имени Г.С. Титова // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 69-71.

*Федоров А.В.* Основы устройства ракетно-космических комплексов: учебн. пособие. СПб., 2012. 243 с.

*Статья поступила в редакцию 16.02.2017 г.*

# ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ ТЕПЛОЗАЩИТЫ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ВЕНЕРЫ

**А.П. Экономов**[1],
*кандидат физико-математических наук,*
*alekonomo@yandex.ru;*
**A.P. Economov**

*Спускаемые аппараты «ВЕНЕРА-9–14» советской серии «ВЕНЕРА», созданные в НПО имени С.А. Лавочкина, уже более 40 лет остаются непревзойденными советскими достижениями в космических исследованиях Солнечной системы. За прошедшие почти полвека эксперименты по исследованию поверхности планеты, выполненные аппаратами «ВЕНЕРА-9–14», не были повторены ни одним космическим агентством мира, главным образом, из-за весьма значительных технических трудностей. Венера обладает бескислородной углекислотной атмосферой, с давлением 9.2 МПа и температурой 735 К у поверхности. Спускаемый аппарат (СА) должен противостоять этим условиям в течение длительного времени. Какими техническими решениями можно было бы обеспечить более продолжительную работу нового аппарата для исследования поверхности Венеры, если строить его тепловую схему подобно аппаратам «ВЕНЕРА-9–14», с гермоотсеком, сохраняющим физические условия, необходимые для работы обычных приборов или для новых, высокотемпературных устройств? В статье рассматриваются и обсуждаются варианты технического обеспечения долговременной теплозащиты внутренней части герметичного СА, в частности поглощение проникающего тепла в процессе испарения воды.*

*Ключевые слова:*
*Венера;*
*долгоживущие спускаемые аппараты;*
*теплозащита.*

# ADVANCED THERMAL CONTROL SYSTEMS FOR VENUS EXPLORATION DESCENT VEHICLES

**Л.В. Ксанфомалити**[1],
*доктор физико-математических наук,*
*leksanf@gmail.com;*
**L.V. Ksanfomaliti**

*«VENERA-9–14» descent vehicles of Soviet «VENERA» family, developed by Lavochkin Association have been inimitable achievements in the field of Solar System exploration for more than 40 years. Over the past nearly half a century the experiments on the planet's surface studying, performed by «VENERA-9–14» SC, were never repeated by any Space Agency in the world, mainly because of the significant engineering challenges. Venus has anoxic carbon-dioxide atmosphere with pressure of 9.2 MPa and near-surface temperature of 735 K. The descent vehicle shall be able to survive in that environment for a long time. What kind engineering approaches could provide longer operation of a new Venus surface exploration SC if its thermal control system is built similar to «VENERA-9–14» SC with the pressurized section aimed at maintenance of physical environment required for normal operation of standard devices or new high-temperature resistant devices? The article covers options of hardware for the long-term thermal protection of the pressurized descent vehicle inner side, specifically heat absorption during the water evaporation.*

*Key words:*
*Venus;*
*long-life descent vehicles;*
*thermal protection.*

## введение

Первая успешная (неконтролируемая) посадка СА серии «ВЕНЕРА» на поверхность планеты произошла в 1970 году (советский аппарат «ВЕНЕРА-7»). По результатам проведённых непосредственных измерений были рассчитаны значения давления и температуры на поверхности планеты. Они составили 90±15 атмосфер и 475±20°С. Следует отметить, что впервые правильную теоретическую оценку температуры у поверхности Венеры дал Р. Вилдт, ещё в 1940 году (*Wildt R.*, 1940). Но тогда эта работа не привлекла внимания и, к сожалению, осталась неизвестной не только разработчикам аппаратов для исследования планеты, но и учёным, которые выдавали для них исходные данные. «ВЕНЕРА-7» и другие последующие аппараты серии «ВЕНЕРА» были разработаны в НПО имени С.А. Лавочкина (*Автома-*

[1] ФГБУН Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.

Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

*тические космические аппараты…*, 2010). Аппараты имели одинаково устроенную пассивную теплозащиту – металлический гермокорпус, облицованный снаружи пористой теплоизоляцией. В 1975 году, на поверхность планеты Венера опустились аппараты «ВЕНЕРА-9 и -10», которые впервые передали изображения поверхности. Через 7 лет, в 1982 году, более сложные исследования выполнили «ВЕНЕРА-13 и -14» (*Ксанфомалити Л.В.*, 1985). На поверхности планеты аппараты проработали от 23 минут («ВЕНЕРА-7») до 127 минут («ВЕНЕРА-13» и «ВЕНЕРА-14») (*Ксанфомалити Л.В.*, 2012). В состав приборов научной нагрузки входили телевизионные камеры (*Селиванов А.С., Гектин Ю.М. Герасимов М.А. и др.*, 1983). Передача телевизионных изображений – это широко используемый современный метод исследования небесных тел и поиска следов жизни в космосе. Таким методом в наши дни интенсивно исследуется другая планета, Марс. Но ещё 45 лет назад аппараты «ВЕНЕРА» телевизионным методом исследовали поверхность планеты Венера. Исследования, проводимые на Марсе многочисленными аппаратами, ныне опираются на весьма совершенные методы. Исследовательских миссий много; только с 2013 года на поверхности планеты работали два «марсохода» (ровера) «OPPORTUNITY» и «CURIOSITY», а на орбите искусственных спутников Марса работают европейский «Mars Express», американские «MARS ODYSSEY», «MRO» и «MAVEN». Начал свою работу российско-европейский аппарат «EXOMARS».

В отличие от аппаратов для исследований Марса, миссии «ВЕНЕРА» в технологическом отношении были гораздо сложнее. Они предназначались для получения общих представлений о поверхности планеты, обладающей чрезвычайно плотной углекислотной атмосферой, с давлением 9.2 МПа и с температурой 735 К у поверхности. Главной задачей аппаратов «ВЕНЕРА» было выполнение научной программы на поверхности планеты в течение достаточно длительного времени, причём, помимо давления и температуры, проблемой оставалась химическая агрессивность основных и малых составляющих атмосферы, что было обнаружено ещё при наземной отработке аппаратов. В целом результативность проекта и объём полученных данных определялись достигнутой продолжительностью работы спускаемых аппаратов в условиях Венеры (*Лемешевский С.А. и др.*, 2016; *Хартов В.В.*, 2015).

## 1. Высокотемпературная электроника

За прошедшие десятилетия появилась новая, более совершенная техника, на основе которой можно создать долгоживущие аппараты для прямых исследований планеты. В США создана высокотемпературная арсенид-галиевая электроника, работоспособная при температурах до 350°C, что лишь на 100° уступает условиям Венеры. Некоторые сведения об этих разработках приводятся ниже (*Rehan N., Kuan Yew C, Lockman Zm.*, 2009). В каталогах нет высокотемпературных матриц для получения изображений (с соответствующими фотокамерами); такие приборы вряд ли появятся скоро. Поэтому можно предположить, что от некоторых особенностей тепловой защиты научной нагрузки аппаратов серии «ВЕНЕРА» отказываться рано. Скорее, следует искать технические решения, которые позволят сохранить работоспособность, например, миниатюрных ПЗС-камер до продолжительности, скажем, нескольких земных суток. (Напомним, что длительность светлого и тёмного времени суток на Венере составляет по 58 земных суток.) Комбинирование теплозащищённой миниатюрной ПЗС-камеры с предлагаемой ниже долгоживущей системой аппарата позволило бы решить многие актуальные задачи исследований Венеры.

Следует отметить, что в последние годы в NASA удалось разработать устройства ещё более высокотемпературной электроники, на основе карбида кремния SiC, работоспособные при температурах до 700°C. Авторы разработки полагают, что высокотемпературные чипы будут использоваться в космических миссиях к Венере (*Neudeck Philip G. et al.*, 2016). Предполагается, что на их основе бу-

**таблица 1** – Кремний и некоторые широкозонные (WBG) полупроводники для высокотемпературной электроники

| материал | Si | GaAs | SiC<br>3C-SiC, 4H-SiC, 6H-SiC | | | GaN | алмаз |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| ширина запрещённой зоны (eV) | 1.1 | 1.4 | 2.4 | 3.26 | 3.02 | 3.4 | 5.5 |
| максимальная рабочая температура электроники (°C) | 150 | 350 | 700 | 700 | 700 | >750 | 1000 |
| стабильность | хорошая | отличная | превосходная | превосходная | превосходная | хорошая | очень хорошая |
| уровень проработки | очень высокий | высокий | средний | средний | средний | очень низкий | очень низкий |

дет построен долгоживущий аппарат «ВЕНЕРА-Д», не требующий теплозащиты. Некоторые сведения о свойствах арсенид-галиевых и карбид-кремниевых приборов приведены в таблице 1. Высокотемпературная электроника на основе GaAs может работать при температуре 350°C (*Rehan N., Kuan Yew C, Lockman Zm*., 2009). Но условиям Венеры, как можно видеть, наиболее полно отвечают разрабатываемые полупроводниковые приборы на основе карбида кремния. В предлагаемой статье тепловые схемы аппаратов, использующих SiC-электронику, не рассматриваются. Нитрид галлия и алмаз, как основа ещё более высокотемпературной электроники, вероятно, понадобятся для других научных задач.

## 2. Методы увеличения продолжительности работы аппарата на поверхности Венеры

Задачи исследования Венеры требуют длительных измерений. Напомним, что основная концепция миссий «ВЕНЕРА-9–14» предусматривала ретрансляцию сигналов СА через орбитальный аппарат. После длительного спуска зонда в атмосфере, около 1 часа, начиналась его работа на поверхности. Большая часть научных приборов, передатчик и вся электроника находились в герметичном корпусе. Система теплозащиты всех аппаратов «ВЕНЕРА» была построена по пассивному принципу. Гермокорпус был защищен наружной теплоизоляцией, а внутри гермокорпуса находился поглотитель тепла на основе фазового перехода в кристаллогидрате $LiNO_3 \cdot 3H_2O$. Разработчики аппарата гарантировали лишь относительно кратковременную работу его приборов, например, 30 мин для телевизионных камер (*Ксанфомалити Л.В.*, 2012; *Ксанфомалити Л.В.*, 1983). Но реально ТВ-камеры «ВЕНЕРЫ-13 и -14» оставались работоспособными более 2 часов (*Ксанфомалити Л.В.*, 2012).

К необходимости длительных измерений, как упоминалось выше, относится чрезвычайно важная тема изучения гипотетической жизни на поверхности планеты (*Ксанфомалити Л.В.*, 2012), а также сейсмика, метеорология и многие другие эксперименты. Но для многократного увеличения времени активной работы на поверхности исходная тепловая схема, использованная на аппаратах «ВЕНЕРА», малопригодна. Решением может быть увеличение эффективности теплоизоляции, перенесенной внутрь гермокорпуса. В качестве эффективной теплоизоляции по-прежнему рассматривается ЭВТИ. Одновременно предлагается выбор принципиально другого теплопоглотителя на основе фазового перехода материала. Как показано ниже, эффективным теплопоглотителем может быть процесс испарения обыкновенной воды, даже при внешнем давлении 9.2 МПа. Расчёты показывают, что подобная тепловая схема, при запасе 100 кг воды, позволила бы довести продолжительность активной работы аппарата на поверхности Венеры до десятков земных суток. Вместе с тем, хотя система с испарителем воды и может стабилизировать тепловой режим внутри гермоотсека, но температура стабилизации оказывается довольно высокой, около 300°C.

Настоящая статья посвящена модернизированной схеме пассивной теплозащиты в нескольких вариантах. Расчёты схемы теплозащиты долгоживущего СА проводились для двух видов научной нагрузки, построенных на основе обычной кремниевой или высокотемпературной (до 350°C) GaAs-электроники. Долгоживущим мы называем спускаемый аппарат с временем активной жизни в несколько раз длительнее времени активной работы аппарата «ВЕНЕРА-13». Продолжительность активного существования аппарата должна быть не менее десяти часов. Одна из проблем теплозащиты аппаратов «ВЕНЕРА» была в том, что во внешней пористой теплоизоляции аппаратов, в условиях высокой плотности атмосферы, развивался конвективный перенос тепла, который был намного интенсивнее обычной кондуктивной теплопередачи. Расчёт показывает, что если теплоизоляцию перенести внутрь гермокорпуса, её эффективность повышается в несколько раз. Внутренняя теплоизоляция может быть рассчитана на работу в плохо теплопроводящей газовой среде специального состава (например, в криптоне), или в вакууме, что даёт максимальную эффективность. Очевидно, что при внутреннем расположении изоляции температура гермокорпуса будет близка к внешней температуре, т.е. почти к 500°C, что исключает использование алюминиевых сплавов. Использование стали также исключается из-за её высокой плотности. Корпус аппаратов «ВЕНЕРА» был выполнен из титанового сплава (марки ВТ14, ВТ6С, ВТ2св) и мог выдержать высокую температуру (*Автоматические космические аппараты…*, 2010), причём в гермокорпусах были вмонтированы многочисленные герметичные электровводы и оптические гермоокна. Корпус нового аппарата также должен быть выполнен из титанового сплава. Соответственно, примыкающие к гермокорпусу изнутри внешние слои теплоизоляции также должны длительно выдерживать температуру около 500°C. Высокоэффективную ЭВТИ предлагается создать на основе золотой фольги толщиной несколько микрометров, с разделителем из кварцевого волокна. Слои теплоизоляции, расположенные внутри, примыкающие к приборам, могут быть выполнены из менее высокотемпературных материалов.

Для теплоизоляции от внешней среды используются материалы, свойства которых приведены в таблице 2. Материал ЭВТИ обладает наиболее высокими термоизолирующими свойствами. Приток тепла от внешней среды обозначен как $Q_{1+}$. Значительное

**таблица 2** – Материалы теплоизоляции

| наименование материала | КСБ | стеклянные микросферы | аэрогель | ЭВТИ |
|---|---|---|---|---|
| давление, МПа | 9.2 | 0.1 | 0.1 | 0 |
| теплопроводность, Вт/м*К | 0.1 | 0.1 | 0.01 | 0.001 |
| плотность, $10^3$ кг/м$^3$ | 0.3 | 0.1 | 0.03 | 0.03 |
| необходимость в защитной оболочке | нет | нет | да | есть |
| необходимость в вакууме | нет | нет | нет | есть |

выделение тепла создают и сами научные приборы в процессе работы (обозначено как $Q_{2+}$). В начале работы тепло, проникающее внутрь аппарата, будет поглощаться за счёт собственной теплоёмкости поглотителя, пока не будет достигнута температура фазового перехода материала при давлении 90 МПа. Этот ресурс обозначим $Q_{3-}$. Начальная температура поглотителя может быть 0°C. Как известно, вода обладает не только самой высокой теплоёмкостью, но и высокой эффективностью в качестве поглотителя тепла, если использовать фазовый переход испаряющейся воды. Этот ресурс обозначим $Q_{4-}$. Как видно из таблицы 3, по сравнению с другими материалами выигрыш составляет 5–10 раз. Выше отмечалось, что на аппаратах «ВЕНЕРА» применялся «тепловой аккумулятор», материалом которого был кристаллогидрат $LiNO_3 \cdot 3H_2O$. Как показано в таблице 3, лучшими параметрами обладает тепловой аккумулятор на основе натрия ацетат-тригидрата $Na(CH_3COO) \cdot 3H_2O$. В таблице 3 показаны физические свойства различных теплопоглотителей. Ресурс «теплового аккумулятора» обозначим $Q_{5-}$. Величины $Q_{1+}$ и $Q_{2+}$ положительные, $Q_{3-}$, $Q_{4-}$ и $Q_{5-}$ отрицательные. Наряду с использованием теплоты фазового перехода сама система включает физические процессы теплозащиты, которые также рассмотрены ниже.

## 3. Теплопоглотитель на основе испаряющейся воды

Идея использовать теплоту фазового перехода (испарения) воды была предложена в 2006 году (*Экономов А.П., Засова Л.В.*, 2006). В гермоотсек, защищённый слоем ЭВТИ, должен быть помещён сосуд со 100 кг кипящей воды и устройством для выброса пара, критическая точка воды 22.6 МПа и 374.15°C. Согласно справочникам, энтальпия воды до начала кипения при 9.2 МПа составляет 1346 кДж/кг, и $Q_{3-}=1.346 \cdot 10^6$ Дж. Использовать гигантский тепловой эффект испарения воды при земном нормальном давлении на Венере, конечно, невозможно, т.к. необходимо куда-то отводить образующийся пар. Но сбрасывать пар можно непосредственно в атмосферу Венеры, при этом испарение будет происходить при давлении 9.2 МПа, что определяет температуру кипящей воды 304°C (таблица 3). Хорошо известна техническая задача отделения сухого насыщенного пара от жидко-газовой смеси кипящей воды, для чего применяется так называемый сухопарник, через который пар должен сбрасываться в атмосферу Венеры. Поглощение тепловой энергии при испарении составит 1373 кДж/кг, т.е. будет меньше, чем при нормальных условиях (2257 кДж/кг) и $Q_{4-}=1.373 \cdot 10^6$ Дж. Интересно, что $Q_{3-}$ и $Q_{4-}$ совпадают. К сожалению, обычная современ-

**таблица 3** – Материалы, рассматриваемые в качестве поглотителей тепла

| материал теплопоглотителя | температура фазового перехода, °C | скрытая теплота фазового перехода, кДж/кг | комментарий, предназначение |
|---|---|---|---|
| $H_2O$ | 0 (при плавлении льда) | 334 | предварительно требует замораживания. Обычная Si электроника |
| Li | 180 (при плавлении) | 300 | специальная высокотемпературная GaAs электроника |
| $Na(CH_3COO) \cdot 3H_2O$ | 58 (при плавлении) | 264–289 | обычная электроника 125°C |
| парафин | 58–60 (при плавлении) | 160 | обычная электроника 125°C |
| кристаллогидрат $LiNO_3 \cdot 3H_2O$. | 30 (при плавлении) | 171 | обычная электроника 125°C |
| $H_2O$ | 100 и 305 (испарение при давлении 0.1 и 9.2 МПа) | 1372 – при P=9.2 МПа (2257 – при P=0.1 МПа) | специальная высокотемпературная GaAs электроника |

ная электроника на основе кремния при температуре 304°С работать не может. Поэтому тепловой режим защищенной аппаратуры должен дополнительно поддерживаться тепловым аккумулятором, отделенным от резервуара с водой слоем ЭВТИ. Ресурс $Q_{5-}$ принят 3000 кДж, что при средней теплоте фазового перехода требует 11 кг натрия ацетат-тригидрата (плотность $1.45 \cdot 10^3$ кг/м$^3$).

Таким образом, заданными параметрами при расчётах были тепловой поток, проникающий в 100-кг слой воды и ограниченный величиной 10 Вт/м$^2$, а также диаметр внешней сферической оболочки 600 мм.

## 4. Долгоживущий спускаемый аппарат с кремниевой электроникой

Теплозащита аппарата, использующего обычную электронику на основе кремния и теплопоглотитель на основе испарения воды, должна иметь многослойную структуру, состоящую из следующих элементов (рисунок 1):

1. Титановый сферический гермокорпус (в контакте с атмосферой), диаметр 600 мм, масса 65 кг. Объём $V_1$=113.1 л.

2. Высокотемпературная ЭВТИ, примыкающая к гермокорпусу изнутри, состоящая из 20 слоев золотой фольги, ограничивающая проникающий извне тепловой поток до 10 Вт/м$^2$.

3. Резервуар теплопоглотителя, 100 кг кипящей воды, в соединённом с атмосферой сухопарником, с пренебрежимым перепадом давлений. Объём $V_2$=100 л.

4. Изоляция из 60 слоев ЭВТИ, диаметр 30 см (29.2 см), ограничивающей проникающий извне тепловой поток величиной 0.28 Вт/м$^2$.

5. Теплопоглотитель из натрия ацетат-тригидрата $(NaCH3COO)\cdot 3H_2O$, масса 11 кг, с фазовым переходом плавления при при 58°С. Объём $V_3$=7.72 л.

6. Научная и служебная аппаратура в тепловом контакте с теплопоглотителем из $(NaCH3COO)\cdot 3H_2O$. Как показывает расчёт, на аппаратуру остаётся объём 5.4 л. Предполагается, что ее масса может составить $m$=14 кг при теплоёмкости $c$=0.04 Дж /кг град.

Таким образом, полная масса аппарата должна составить 190 кг (65 кг оболочка+100 кг вода+11 кг тепловой аккумулятор+14 кг аппаратура).

## 5. Аппарат с арсенид-галиевой электроникой

Еще более существенное увеличение продолжительности работы возможно как за счёт увеличения массы аппарата, так и с переходом на высокотемпературную GaAs-электронику, с рабочей температурой около 350°С, с охлаждением испаряющейся водой при повышенном давлении. Структура долгоживущего аппарата (рисунок 2) следующая:

1. Титановый гермокорпус повышенной прочности (в контакте с атмосферой), внешний диаметр гермокорпуса также 60 см, масса гермокорпуса 65 кг.

2. Слой высокотемпературной ЭВТИ, состоящей из 20 слоёв золотой фольги, ограничивающей проникающий тепловой поток величиной 10 Вт/м$^2$.

3. Резервуар 100 кг кипящей воды, соединённый с атмосферой сухопарником.

4. Научная и служебная аппаратура в тепловом контакте со средой (кипящая вода при давлении 9.2 МПа и температуре 304°С.) Объём: 7.7 л, масса 15 кг. Полная масса аппарата 180 кг (65 кг+100 кг+15 кг), примерно, как и при комбинированной теплозащите. За счёт испарения воды, продолжительности работы аппарата может достигать 50 земных суток при рассеиваемой мощности аппаратуры 50 Вт.

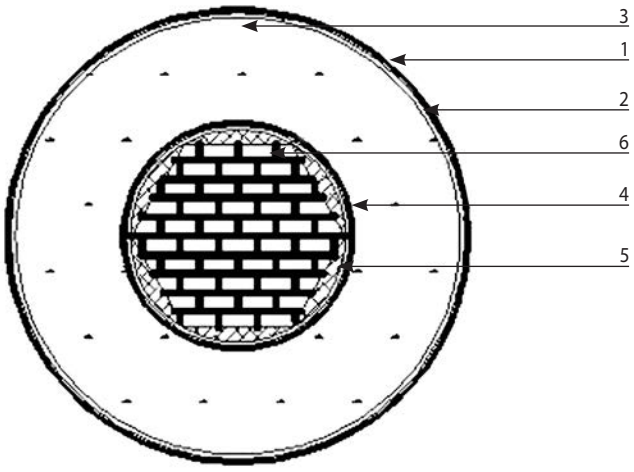



**рисунок 1.** Долгоживущий аппарат с кремниевой электроникой. Все обозначения рассматриваются в тексте

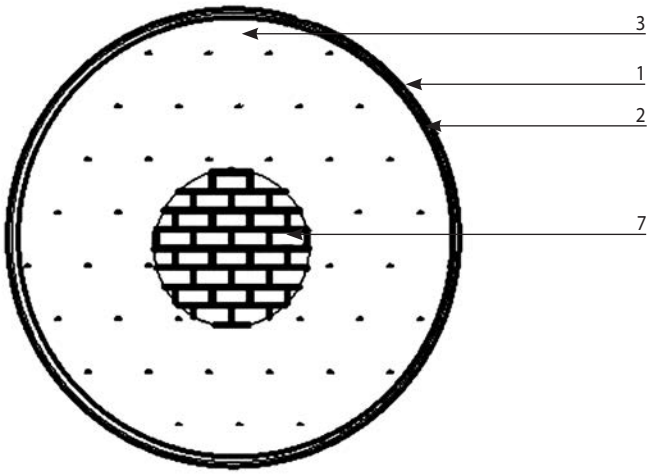



**рисунок 2.** Долгоживущий аппарат с арсенид-галиевой высокотемпературной электроникой. Обозначения 1–3 те же, что на рисунке 1. Аппаратура с высокотемпературной электроникой обозначена цифрой 7

## 6. Расчёты продолжительности активного существования аппарата

Для аппарата с кремниевой электроникой (рисунок 1) получены следующие результаты. Через слой 2 проходит удельный поток 10 Вт/м$^2$, площадь s=1.15 м$^2$; суммарный поток $F_1$=10.15 Вт. Суммарный тепловой поток через слой 4, s=0.28 м$^2$ (при том же удельном потоке 10 Вт/м$^2$) составит $Q_{1+}$=0.28 Вт. Слой 5 имеет объём 7.72 л и включает тепловой аккумулятор с массой 11 кг, который состоит из $Na(CH_3COO)\cdot 3H_2O$ (натрий ацетат тригидрата), с плотностью $1.45\cdot 10^3$ кг/м$^3$. Температура плавления 58°C, теплота плавления 264–289 кДж/кг, ресурс $Q_{5-}$=3000 кДж; теплоёмкость в жидкой фазе $c_1$ около 0.05 кДж/кг град, что даёт дополнительно $Q_{6-}$=8.8 кДж. В этом же отсеке размещается научная и служебная аппаратура (14 кг), построенная на основе кремниевой электроники, находящаяся в тепловом контакте с материалом теплового аккумулятора. Начальная температура работы аппарата принята 5°C и максимальная 105°C, ресурс $Q_{7-}$=100°·c·m=590 кДж. Суммарный ресурс ($Q_{5-}$+$Q_{6-}$+ +$Q_{7-}$)=$3.6\cdot 10^6$ Дж. Рассеиваемая мощность $Q_{2+}$ принимается равной 1, 3, 5, 10 и 50 Вт.

Таким образом, температура 105°C в отсеке теплового аккумулятора и защищенной аппаратуры будет достигнута за время $\tau_1$:

$\tau_1=(Q_{5-}+Q_{6-}+Q_{7-})/(Q_{1+}+Q_{2+})$.

Соответственно, $\tau_1$ есть: $Q_{2+}$, Вт 0, 1, 3, 5, 10, 50

$\tau_1$, с/сут $1.29\cdot 10^7/149$, $2.81\cdot 10^6/32.6$, $1.1\cdot 10^6/12.7$, $6.82\cdot 10^5/7.89$, $3.50\cdot 10^5/4.05$ $7.16\cdot 10^4/0.829$ (земных).

Можно видеть, что в рассмотренном случае (аппаратура с обычной кремниевой электроникой) водяная оболочка практически никакой роли не играет. Если её удалить, $Q_{1+}$ при прочих равных условиях увеличится до 0.5 Вт, что при рассеиваемой мощности, например, $Q_{2+}$=3 Вт, сокращает продолжительность работы незначительно, с 12 до 11 суток. (Уместно ещё раз напомнить, что продолжительность светлого и тёмного времени суток на Венере составляет по 58.5 земных суток.) Упрощая, можно сказать, что теплопоглотитель на основе испарения воды лишь как бы снижает температуру окружающей среды с 460 до 300°C, причём без водяной оболочки в рассмотренном варианте диаметр аппарата может быть уменьшен вдвое, а масса – на 65%. Передатчик с выходной мощностью 50 Вт и КПД 50% может работать непрерывно 20 часов, что в 10 раз превышает продолжительность работы «ВЕНЕРЫ-13». По длительности для ряда задач это уже вполне приемлемо и не требует использования высокотемпературных компонентов. Если часть освободившейся массы заменить тепловым аккумулятором, продолжительность работы можно довести до двух суток. В рассмотренном варианте гермоотсек не рассчитан на размещение батареи; предполагается, что энергией аппаратуру будет снабжать ветроэлектрогенератор. Такая конструкция, работоспособная в условиях Венеры, была создана в 90-х годах А.Л. Кемурджианом и В.В. Громовым, авторами луноходов, во ВНИИТРАНСМАШ. Это также принципиальное новшество предлагаемого проекта.

Другие результаты получаются для аппарата с высокотемпературной Ga-As электроникой. Температура в слое 3 304°C, масса слоя 3 100 кг, энтальпия воды $Q_{3-}$=$1.346\cdot 10^6$ Дж, энтальпия парообразования $Q_{4-}$=$1.373\cdot 10^6$ Дж (при 9.2 МПа), суммарный тепловой поток $F_1$=10.15 Вт (здесь $Q_{1+}$=$F_1$). Ресурсом $Q_{7-}$ можно пренебречь. Продолжительность полного испарения 100 кг воды, без учета $Q_{2+}$, составит:

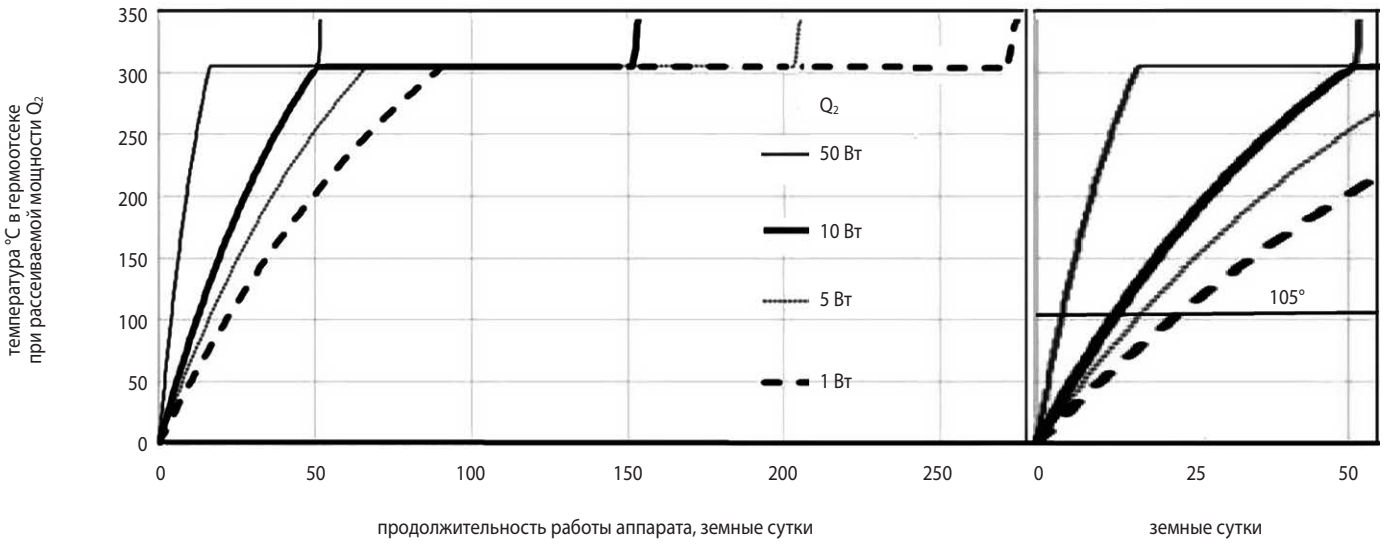



**рисунок 3.** Продолжительность работы аппарата в зависимости от мощности, рассеиваемой аппаратурой. Вертикальные штрихи выше уровня 300°C соответствуют исчерпанию рабочего тела. В правой части показано положение уровня ограничения температуры 105°C (для аппаратуры с обычной кремниевой электроникой)

$\tau_2=(Q_{3-}+Q_{4-})/F_1=(1.346+1.373)\cdot10^6$ Дж$\times10^2$ кг/10.15 Дж/с$=$ $=2.68\cdot10^7$ с или 310 земных суток.

Слоя 4 ЭВТИ и теплового аккумулятора 5 в этом варианте нет (рисунок 2), научная и служебная аппаратура с Ga-As электроникой находится в тепловом контакте с водой, рабочая температура 304°С. Суммарный ресурс $(Q_{3-}+Q_{4-})=2.72\cdot10^8$ Дж. Рассеиваемая мощность $Q_{2+}$ принимается равной 1, 5, 10 и 50 Вт.

Продолжительность работы $\tau_2$ определяется временем до полного испарения воды с учётом $Q_{2+}$. $T_2=$ $=(Q_{3-}+Q_{4-})/(Q_{1+}+Q_{2+})$. Соответственно, $\tau_2$ есть $Q_{2+}$, Вт 0, 1, 5, 10, 50, 100.

$\tau_2$, с /сут $2.68\cdot10^7/310$, $2.44\cdot10^7/282$, $1.80\cdot10^7/208$, $1.35\cdot10^7/156$, $4.52\cdot10^6/52.3$, $2.47\cdot10^6/28.6$.

Таким образом, аппарат с теплопоглотителем на основе испарения воды, позволяет передатчику с выходной мощностью 50 Вт и КПД 50% работать непрерывно 50 суток (рисунок 3). Предполагается, что энергией аппаратуру будет снабжать ветроэлектрогенертатор, как отмечено выше.

В заключение приведём некоторые сведения о термодинамике процесса. Сопло, где газ расширяется, охлаждается вместе с газом, совершающим работу $W$. Это охлаждение в принципе можно использовать. Расширение насыщенного перегретого пара в дросселе (сухопарнике), соответствующее сформулированным выше условиям, происходит в адиабатическом процессе, с начальными и конечными давлениями $P_1$ и $P_2$, температурами $T_1$ и $T_2$ и удельными объёмами $V_1$ и $V_2$. Все эти величины связаны, их нельзя назначить произвольно. Перепад давлений $(P_1–P_2)$ составляет менее 0.1 МПа:

$P_2=P_1(V_1/V_2)^\gamma$, где $\gamma$ – показатель адиабаты. Давлению $P_1$=9.18 МПа при $T_1$=577 К соответствует $V_1$=0.0202848 м$^3$/кг. Расширение до 0.0206432 м$^3$/кг даёт $P_2$=9.18 $(0.0202848/0.0206432)^{(4/3)}$=9.086 МПа. Таким образом, работа $W=P_1V_1[1–(V_1/V_2)^{\gamma-1}]/(\gamma–1)$ составляет $3.4\cdot10^{-3}$ Дж/кг, т.е. величину, которой можно пренебречь.

## заключение

Предложены варианты технического решения проблемы долговременного активного существования спускаемого аппарата для исследований планеты Венера с обычной кремниевой и арсенид-галиевой высокотемпературной электроникой. Пассивная теплозащита обеспечивается испарением 100 кг запаса воды при температуре 304°С, определяемой давлением на поверхности планеты. Расчёты показали:

1. Аппарат массой около 190 кг с пассивной защитой на основе испарения воды и обычной электроникой в защищённом отсеке с аппаратурой, рассеивающей мощность 10 Вт, может обеспечить продолжительность работы на поверхности Венеры в течение четырёх земных суток, а с рассеиваемой мощностью 50 Вт – в течение 20 часов при предельной температуре в отсеке 105°С. Возможно значительное уменьшение массы аппарата без ущерба для продолжительности работы.

2. Аппарат с массой 180 кг с такой же защитой и с высокотемпературной Ga-As-электроникой, обеспечит продолжительность работы в течение 50 суток при рассеиваемой мощности 50 Вт и температуре в защищенном отсеке 304°С.

3. В обоих вариантах проекта предполагается энергоснабжение от внешнего ветроэлектрогенератора.

## список литературы

*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований* / Под ред. Г.М. Полищука, К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 659 с.

*Ксанфомалити Л.В.* Возможное обнаружение жизни на планете Венера // Доклады академии наук. 2012. Т. 446, № 1. С. 42-47.

*Ксанфомалити Л.В.* Планета Венера. М.: Наука, 1985. 376 с.

*Лемешевский С.А., Лавочкина Л.Л., Береснев А.Г., Комаров М.А.* Бериллиевые материалы в проектах НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 33-39.

*Селиванов А.С., Гектин Ю.М. Герасимов М.А. и др.* Продолжение телевизионного исследования поверхности Венеры со спускаемых аппаратов // Космич. исслед. 1983. Т. 21, № 2. С. 176-182.

*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.

*Экономов А.П., Засова Л.В.* Долгоживущая станция на поверхности Венеры в составе миссии «ВЕНЕРА-Д». Космическое приборостроение // Сборник трудов по результатам выездного семинара ИКИ / Под ред. Р.Р. Назирова. Таруса, 2006. С 264-273.

*Neudeck Philip G., Meredith Roger D., Chen Liangyu, Spry David J. et al.* Prolonged silicon carbide integrated circuit operation in Venus surface atmospheric conditions // AIP Advances. 2016. 6. 125119. doi: http://dx.doi.org/10.1063/1.4973429/.

*Rehan N., Kuan Yew C., Lockman Zm.* Material selection for high temperature electronic devices and its potential application. URL: http://www.myiem.org.my/content // iem_bulletin_2009-184.aspx (дата обращения: 01.03.2017).

*Wildt R.* Note on the surface temperature on Venus // Astrophys. J. 1940. V. 91. P. 266-268.

*Статья поступила в редакцию 02.03.2017 г.*

УДК 629.78(091)

# ПЕРВЫЕ ШАГИ НА ПУТИ К ОСВОЕНИЮ ЛУНЫ. НЕКОТОРЫЕ ИТОГИ

**А.Д. Мельничук**[1],
*melnichukandreys@mail.ru;*
**A.D. Melnichuk**

*Рассмотрены отдельные исторические аспекты и хронология запусков к Луне автоматических космических аппаратов СССР и США в период 1958–1962 годы. Приведены некоторые итоги и особенности организации первых запусков и возникновение основных составных элементов отечественной лунной программы.*

*Ключевые слова:*
*Луна; космический аппарат;*
*ракета-носитель;*
*конструкторское бюро;*
*лунная тематика.*

# FIRST STEPS TOWARDS THE MOON EXPLORATION. SOME OVERALL RESULTS

**E.P. Popesku**[1],
*melnichukandreys@mail.ru;*
**E.P. Popesku**

*The article reviews some historical aspects and chronology of the launches to the Moon of unmanned spacecraft by the USSR and the USA within the interval from 1958 till 1962. Some overall results and special features of organization of the first launches to the Moon and development on main components of domestic lunar program are presented.*

*Key words:*
*the Moon; spacecraft;*
*launch vehicle;*
*design bureau;*
*moon program.*

События, связанные с освоением Луны, отличаются от всего, что было сделано до этого человечеством, не только своей масштабностью, значимостью и последствиями, но и объёмом привлекаемых сил и средств. В достаточной степени готовыми к вложению таких сил и средств в начале 60-х годов XX столетия оказались лишь Советский Союз и Соединённые Штаты Америки.

С незначительной разницей по времени специалисты двух стран разработали свои национальные лунные программы, и развернулась гигантская гонка за первенство в их реализации. Во имя того, чтобы первыми оставить на поверхности другого небесного тела свои государственные атрибуты, в обеих странах порою шли на принятие рискованных решений; по ходу меняли схемы полётов к Луне, меняли состав лунных комплексов и программы полётов, причём всё это могло делаться лишь для того, чтобы хоть на шаг опередить другую сторону.

По способам решения поставленных задач принято различать два направления в процессе освоения Луны: исследование Луны с помощью автоматических космических аппаратов и реализация пилотируемых полётов к Луне (*Дороги в космос*, 1992; *Ефанов В.В., Долгополов В.П.*, 2016; *Мельничук А.Д., Попеску Е.П., Назаров А.О.*, 2015; *Незабываемый Байконур*, 1994; *Порошков В.В.*, 2007; *Советская космонавтика*, 1981).

В свою очередь, в процессе изучения Луны с помощью беспилотных КА также следует выделить три этапа. При организации полётов к Луне в интервале с 1958 по 1962 годы специалисты обеих стран ставили довольно скромные по сегодняшним меркам цели: посадка аппарата на поверхность Луны. И хотя при этом не было задачи сохранения работоспособности КА после посадки, а требования к координатам точки прилунения практически не выдвигались, тем не менее, задача даже простого попадания в Луну для тогдашних возможностей науки и техники была достаточно сложной.

После 1962 года все усилия специалистов в обеих странах были направлены на решение главной задачи: определение возможностей и создание условий для высадки человека на поверхность Луны.

И, наконец, начиная с 1969 года, когда амбиции одних были удовлетворены, а устремления других столкнулись с суровой реальностью, интерес к Луне стал угасать, а её изучение продолжалось на базе созданного до этого задела.

Началом гонки за первенство между СССР и США в освоении Луны следует считать 17 августа 1958 года, когда с мыса Канаверал стартовала ракета-носитель «Тор-Эйбл». Цель запуска: доставка в окрестность Луны автоматического зонда «ПИОНЕР-1». На 77-й секунде полёта произошёл взрыв РН, и аппарат был потерян.

[1] Главный испытательный космический центр имени Г.С. Титова, Россия, Московская область, г. Краснознаменск.

Main Test Spaces Center, Russia, Moscow region, Krasnoznamensk.

**таблица –** Хронология запусков КА к Луне в 1958–1962 годы

| № | страна | запускаемый аппарат | дата запуска | цель запуска | достигнутый результат |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | США | «ПИОНЕР-1» | 17.08.1958 | пролёт вблизи Луны | авария РН на 77 с полёта |
| 2 | СССР | Е-1 № 1 | 23.09.1958 | попадание в Луну | авария РН на 93 с полёта |
| 3 | США | «ПИОНЕР-2» | 11.10.1958 | попадание в Луну | аппарат удалился на 113 тыс. км от Земли, после чего вернулся в атмосферу Земли и сгорел |
| 4 | СССР | Е-1 № 2 | 12.10.1958 | попадание в Луну | авария РН на 104 с полёта |
| 5 | США | «ПИОНЕР-2» | 08.11.1958 | попадание в Луну | аппарат удалился на 1500 км от Земли и сгорел в плотных слоях атмосферы |
| 6 | СССР | Е-1 № 3 | 04.12.1959 | попадание в Луну | авария РН на 245 с полёта |
| 7 | США | «ПИОНЕР-3» | 06.12.1958 | попадание в Луну | аппарат удалился на 102 тыс. км от Земли и сгорел при возвращении в атмосферу Земли. Передал данные о радиационных поясах Земли |
| 8 | СССР | Е-1 № 4 («ЛУНА-1») | 02.01.1959 | попадание в Луну | аппарат пролетел в 5 тыс. км от Луны и стал искусственным спутником Солнца. Достигнута вторая космическая скорость, выпущена искусственная комета на удалении 113 тыс. км от Земли |
| 9 | США | «ПИОНЕР-4» | 03.03.1959 | пролёт на расстоянии в 24 тыс. км от Луны | пролёт на расстоянии в 60 тыс. км от Луны. Проведены исследования магнитного поля Земли и наблюдения за вспышками на Солнце |
| 10 | СССР | Е-1 № 5 | 18.07.1959 | попадание в Луну | авария РН на 153 с полёта |
| 11 | СССР | Е-1 № 6 | 06–09.09.1959 | попадание в Луну | пять неудачных попыток запуска, после чего РН отправлена на завод |
| 12 | СССР | Е-1 № 7 («ЛУНА-2») | 12.09.1959 | попадание в Луну | в 00 час 2 мин 22.6 с 15 сентября аппарат весом 390 кг жёстко прилунился в 800 км севернее центра видимой части Луны, доставив на её поверхность герб и вымпел СССР |
| 13 | СССР | Е-2А («ЛУНА-3») | 04.10.1959 | фотографирование обратной стороны Луны | аппарат с расстояния 65 тыс. км сфотографировал порядка 70% поверхности обратной стороны и около 30% видимой части Луны |
| 14 | США | «ПИОНЕР» | 1959–1960 | попадание в Луну | предприняты пять попыток запуска аппаратов в сторону Луны, однако все закончились неудачей из-за различного рода аварий ракеты-носителя «Атлас-Эйбл» |

| № | страна | запускаемый аппарат | дата запуска | цель запуска | достигнутый результат |
|---|---|---|---|---|---|
| 15 | СССР | Е-3 (У-2Ф) № 1 | 15.04.1960 | фотографирование обратной стороны Луны с расстояния 5–20 тыс. км. | двигатель последней ступени выключился на 3 с раньше расчётного времени, и аппарат стал ИСЗ с апогеем в 200 тыс. км |
| 16 | СССР | Е-3 № 2 | 16.04.1960 | фотографирование обратной стороны Луны с расстояния 5–20 тыс. км. | авария РН над стартовым сооружением на первой секунде полёта |
| 17 | США | «РЕЙНДЖЕР» № 1 | 23.08.1961 | технические исследования и измерения на высокой околоземной орбите | цель не достигнута из-за непрохождения команды на повторное включение двигателя верхней ступени |
| 18 | США | «РЕЙНДЖЕР» № 2 | 18.11.1961 | технические исследования и измерения на высокой околоземной орбите | цель не достигнута из-за непрохождения команды на повторное включение двигателя верхней ступени |
| 19 | США | «РЕЙНДЖЕР» № 3 | 26.01.1962 | получение сейсмографических данных при жёстком столкновении аппарата с поверхностью Луны | аппарат пролетел на расстоянии порядка 36 тыс. км от Луны из-за избыточной скорости последней ступени РН в момент отделения аппарата |
| 20 | США | «РЕЙНДЖЕР» № 4 | 23.04.1962 | прилунение на обратной стороне Луны и получение данных о сейсмических явлениях на Луне | первый американский автоматический аппарат, достигший поверхности Луны |
| 21 | США | «РЕЙНДЖЕР» № 5 | 18.10.1962 | выполнение промежуточных манёвров по коррекции орбиты и исследование Луны с пролётной траектории | управление аппаратом осуществлялось в течение 11 суток. Пролетел на расстоянии порядка 700 км от Луны и стал спутником Солнца |

Советский Союз вступил в лунную гонку 23 сентября 1958 года, когда состоялся запуск ракеты-носителя 8К72 с лунным объектом Е-1 № 1. Цель запуска: попадание в Луну, однако на 93-й секунде полёта произошёл взрыв носителя, и объект был потерян. Детальная хронология запусков первого периода приведена в таблице.

Представляется целесообразным подчеркнуть некоторые особенности в подходе специалистов двух стран к организации запусков первого этапа.

Исторически сложилось так, что первоначально специалисты как в СССР, так и в США основные усилия направляли на создание носителей для доставки боезарядов на межконтинентальную дальность, и потом только на их основе стали разрабатывать носители космического назначения.

Так, американский носитель КА типа «ПИОНЕР» строился на базе баллистической ракеты средней дальности «Редстоун» или «Юпитер», а отечественный носитель 8К72 представлял собой переработанную версию межконтинентальной баллистической ракеты 8К71.

Однако при этом стартовый вес 8К72 составлял 279 т, а «Юноны» – 50 т. Поэтому американские специалисты имели возможность отправлять к Луне аппараты весом в единицы кг, в то время как отечественные аппараты типа «Е» весили сотни. Как оказалось впоследствии, это обстоятельство отрицательно повлияло на успехи нашей страны в космосе.

Американские специалисты, будучи поставлены в жёсткие рамки по объёму и весу полезных нагрузок, вынуждены были направить свои усилия на миниатюризацию аппаратуры и тщательную проработку целей и программы каждого запуска. В то время как для нас вопросы габаритно-весовых характеристик были не столь критичны; что же касается количества запусков, то долгое время мы гордились этим показателем.

Вторая особенность касается степени гласности в вопросах освоения космоса. Абсолютное большинство космических программ США заранее ангажировалось, проводилась широкая реклама и пропаганда намерений и достигнутых результатов. В Советском Союзе долгое время работы по космической тематике были под грифом «Секретно», и до широкой общественности доводились результаты лишь отдельных запусков после их реализации.

Такой подход, с одной стороны, являлся своеобразным стимулом, который помогал одним и от которого сознательно отказались другие, а с другой стороны, эффект успеха усиливался многократно там, где его меньше всего ждали. И это особенно отразилось на достигнутых результатах первого этапа.

США первыми сделали первый шаг в соревновании за попадание в Луну 17 августа 1958 года и достигли поставленной цели через три года и восемь месяцев, запустив за это время 15 космических аппаратов, из них 10 типа «ПИОНЕР» и 5 аппаратов типа «РЕЙНДЖЕР». При этом полностью успешными оказались два запуска («РЕЙНДЖЕР» № 4, 5), частично успешными – семь запусков и шесть запусков закончились авариями.

Советский Союз вступил в эту гонку вторым 23 сентября 1958 года, достигнув поставленной цели меньше чем через год – 12 сентября 1959 года. Причем отечественным специалистам попутно удалось получить ряд фотографий обратной стороны Луны, первыми достичь второй космической скорости и создать искусственную комету на удалении более 100 тыс. км от Земли. За год для достижения этих целей было запущено десять космических аппаратов (семь аппаратов типа Е-1 и три аппарата типа Е-2 и Е-3). Полностью успешными оказались два запуска (Е-1 № 7 и Е-2), частично успешными – два и запуски шести аппаратов закончились авариями.

Эти цифры в определенной степени характеризуют технические возможности сторон в области ракетостроения того времени.

Безусловно, научная ценность полученных сторонами результатов на первом этапе оказалась незначительной, так как главное заключалось в том, чтобы доказать возможность человечества по достижению других небесных тел. Поэтому и политический резонанс полученных результатов оказался таким весомым.

Освоение Луны – одна из сложнейших научно-технических задач, когда-либо решаемых земной цивилизацией, и на это в Советском Союзе была нацелена значительная часть научно-технического и экономического потенциалов.

Главную роль, однако, сыграли сотрудники двух организаций: ОКБ-1 – ведущей организации по разработке ракеты-носителя и лунных аппаратов, и Научно-исследовательского испытательного полигона № 5 Министерства Обороны, со стартовой позиции которого были осуществлены все запуски первого этапа.

О роли и значимости этих двух организаций в исследовании космоса написано достаточно много. Здесь хотелось бы отметить один аспект.

В рассматриваемый нами период на КБ С.А. Лавочкина, на конкурсной основе с КБ В.М. Мясищева, была возложена задача создания и испытаний крылатой ракеты межконтинентальной дальности. Так что первые лунные объекты типа Е проектировались и создавались подразделениями ОКБ-1.

Так как все космические программы Советского Союза того периода осуществлялись под руководством С.П. Королёва, то в составе ОКБ-1 начался процесс формирования тематических групп из отдельных подразделений и сотрудников, каждая из которых решала задачи по конкретному направлению.

Таким образом, в составе ОКБ-1 выделилась лунная тематика, и началось становление коллектива по её претворению в жизнь, а с 1965 года эта тематика официально была передана в КБ С.А. Лавочкина.

Параллельно с осуществлением первых запусков к Луне начались работы по созданию в Крыму наземного комплекса управления аппаратами для исследования дальнего космоса. В частности, информация, содержащая снимки обратной стороны Луны, принималась наземными средствами, установленными на горе Симеиз. Там же в Крыму шло создание Центра управления полётом аппаратами дальнего космоса, сыгравшего важную роль в истории отечественной космонавтики.

## список литературы

*Дороги в космос*. Т. 1, 2. М.: Изд-во МАИ, 1992.

*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.

*Мельничук А.Д., Попеску Е.П., Назаров А.О.* Вехи сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина с главным испытательным космическим центром МО РФ имени Г.С. Титова // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 69-71.

*Незабываемый Байконур*: воспоминания ветеранов космодрома Байконур / Под общ. ред. К.В. Герчика. М.: Профиздат, 1994.

*Порошков В.В.* Ракетно-космический подвиг Байконура. М.: Патриот, 2007.

*Советская космонавтика*. М.: Машиностроение, 1981.

*Статья поступила в редакцию 27.02.2017 г.*

УДК 623.454.2.002.3:629.78

# КОМПЛЕКСНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЁТА ПАРАМЕТРОВ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В ДЕТОНАЦИОННЫХ УСТРОЙСТВАХ РАЗДЕЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

# COMPREHENSIVE METHODS F CALCULATION OF PARAMETERS OF HIGH-ENERGY MATERIALS EFFICIENCY USED IN SPACECRAFT PYRO SEPARATION SYSTEMS

**А.А. Котомин**[1],
*профессор, доктор технических наук,*
*akotomin@mail.ru;*
**A.A. Kotomin**

**С.А. Душенок**[1],
*доктор технических наук,*
*s.dushenok@mail.ru;*
**S.A. Dushenok**

**С.А. Лемешевский**[2],
*кандидат экономических наук,*
*lemeshevskiy@laspace.ru;*
**S.A. Lemeshevskii**

**Н.П. Широкова**[1],
*npshirokova@mail.ru;*
**N.P. Shirokova**

**В.В. Ефанов**[2],
*профессор, доктор технических наук,*
*vladimir_efanov@laspace.ru;*
**V.V. Efanov**

*Изложена разработанная комплексная методика расчёта скорости, давления и критического диаметра детонации высокоэнергетических материалов, используемых в детонационных устройствах разделения космических аппаратов.*

*Ключевые слова:*
*космический аппарат;*
*детонационные устройства разделения;*
*высокоэнергетический материал;*
*параметры детонации;*
*продукты взрыва.*

*The article presents a comprehensive methodology of calculating of velocity, pressure, and critical diameter of detonation of high-energy materials used in spacecraft pyro separation systems.*

*Key words:*
*spacecraft;*
*pyro separation devices;*
*high-energy material;*
*parameters of detonation;*
*explosion products.*

## введение

Отмечая 80 лет ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», кратко изложим наиболее важные результаты, достигнутые в совместных работах с Санкт-Петербургским государственным технологическим институтом (техническим университетом) и ФГУП «СКТБ «Технолог». Разработаны высокоэнергетические эластичные материалы (ВЭМ) с высокой детонационной способностью для аэрокосмической техники. На их основе созданы неразрушаемые безосколочные устройства и системы разделения космического аппарата (КА), обеспечившие существенное снижение ударного воздействия на конструкцию КА и аппаратуру при их срабатывании. Применение ВЭМ привело к повышению надёжности и безопасности систем разделения, снижению их массы и габаритов. Эти системы обеспечивают быстрый синхронный разрыв множества механических связей, исключают выпуск продуктов взрыва в КА и образование осколков.

В НПО имени С.А. Лавочкина и СКТБ «Технолог» организовано совместное производство разработанных устройств и систем детонационной автоматики. Созданные системы разделения нового поколения на основе ВЭМ успешно прошли государственные испытания, приняты в штатную эксплуатацию и используются в различных автоматических КА, они подтвердили свою высокую эффективность и надёжность в ряде отечественных и международных межпланетных и астрофизических космических проектов: «ВЕНЕРА – КОМЕТА «ГАЛЛЕЯ», «ФОБОС»,

[1] ФГУП СКТБ «Технолог», Россия, Санкт-Петербург.
Enterprise KTB «Technolog», Russia, Saint-Petersburg.

[2] ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

«СКИППЕР», «МАРС-96», «ИНТЕРБОЛ-1,-2», «ЭЛЕКТРО», «СПЕКТР-РАДИОАСТРОН», в универсальном космическом разгонном блоке «Фрегат». В настоящее время это научно-техническое направление интенсивно развивается, разрабатываются новые ВЭМ, устройства и системы разделения на их основе в рамках космических проектов «СПЕКТР-РГ», «СПЕКТР-УФ», «ЛУНА-ГЛОБ», «ЛУНА-РЕСУРС», «ЭКЗОМАРС-2020» (*Котомин А.А., Душенок С.А. и др.*, 2015; *Ефанов В.В. и др.*, 2007; *Ефанов В.В. и др.*, 2014; *Ефанов В.В. и др.*, 2010; *Ефанов В.В. и др.*, 2016).

В данной статье представлена разработанная комплексная методика расчёта параметров эффективности ВЭМ, которая используется при проектировании новых устройств разделения космических аппаратов (*Котомин А.А. и др.*, 2014; *Котомин А.А., Харченко В.В. и др.*, 2015).

## 1. Методы расчёта параметров детонации ВЭМ

ВЭМ представляют собой сложные высоконаполненные полидисперсные системы на основе кристаллических бризантных взрывчатых веществ (ВВ) и полимерных связующих различных классов, содержащие также пластификаторы, структурообразователи, армирующие и вулканизующие добавки, сенсибилизаторы, антиоксиданты, пламегасители, красители, поверхностно-активные вещества и другие компоненты. Повышенный интерес к ВЭМ обусловлен их уникальными структурно-механическими свойствами и возможностью изготовления из них зарядов любой формы (листы, плёнки, ленты, диски, профилированные шнуры, трубки, шары, компактные изделия сложной конфигурации) с требуемыми физико-механическими характеристиками и стабильными параметрами детонации. Это позволяет совершенствовать имеющиеся и создавать принципиально новые импульсные устройства и технологии.

## 2. Теоретический метод, учитывающий ударную сжимаемость и разгон инертных компонентов продуктами взрыва

При детонации взрывчатых композиций (ВК) многих типов содержащиеся в них компоненты различного назначения из-за их недостаточно высокой дисперсности и малой реакционной способности не успевают прогреваться и не вступают в реакции с продуктами взрыва или другими компонентами за характерное время разложения вв. Эти компоненты в зоне химической реакции за фронтом детонационной волны по существу выступают как инертные добавки, участвующие лишь в физических процессах – ударном сжатии и разгоне частиц продуктами взрыва.

В целом, процесс детонации таких ВК с учётом роли инертных компонентов с газодинамических позиций с привлечением политропического уравнения состояния продуктов взрыва можно описать следующей системой уравнений:

$$\frac{P_1 - P}{P} = (n+1)\frac{\alpha_2 \upsilon_{02}}{\upsilon_0 - \alpha_2 \upsilon_{02}} \cdot \left(\frac{\upsilon_{02} - \upsilon_2}{\upsilon_{02}}\right)^2 \cdot$$

$$\cdot \frac{b[2 + b(\upsilon_{02} - \upsilon_2)/\upsilon_{02}]}{[1 + b(\upsilon_{02} - \upsilon_2)/\upsilon_{02}]^2},$$

$$\frac{\upsilon_{02} - \upsilon_2}{\upsilon_{02}} = \frac{1}{b}\frac{\sqrt{1 + 4bp\,\upsilon_{02}/C_0^2} - 1}{\sqrt{1 + 4bp\,\upsilon_{02}/C_0^2} + 1},$$

$$\upsilon_1 = \frac{n}{n+1}\upsilon_{01}\left[1 + \frac{P_1 - P}{P(n+1)}\right],$$

$$D^2 = \frac{P[(1-\alpha_2)\upsilon_{01} + \alpha_2 \upsilon_{02}]^2}{[(1-\alpha_2)(\upsilon_{01} - \upsilon_1) + \alpha_2(\upsilon_{02} - \upsilon_2)]},$$

$E = 0{,}5P(\upsilon_0 - \upsilon) + (1-\alpha_2)Q,$

$E_1 - 0{,}5P(\upsilon_{01} - \upsilon_1) = Q = E_{11} - 0{,}5P_1(\upsilon_{01} - \upsilon_{11}),$

$\Delta E_2 = 0{,}5P(\upsilon_{02} - \upsilon_2),$

$$P_1 = \frac{\rho_{01} D_1^2}{n+1};\ \upsilon_{11} = \frac{n}{n+1}\upsilon_{01},$$

$$\upsilon_0 = \alpha_2 \upsilon_{02} + (1-\alpha_2)\upsilon_{01};\ \rho_{01} = \frac{1-\alpha_2}{1/\rho_0 - \alpha_2/\rho_{02}},$$

$\upsilon_{02} = 1/\rho_{02};\ \upsilon_{01} = 1/\rho_{01};\ \upsilon_0 = 1/\rho_0,$

где $\rho_0$, $\rho_{01}$, $\rho_{02}$ – начальные плотности взрывчатой композиции, ВВ в композиции и инертной добавки; $\upsilon_0$, $\upsilon_{01}$, $\upsilon_{02}$ – начальные удельные объёмы композиции, ВВ в композиции и добавки; $\alpha_2$ – массовая доля добавки; $D$, $P$ – скорость и давление детонации взрывчатой композиции; $D_1$, $P_1$, $n$ – скорость детонации, давление и показатель политропы продуктов взрыва для ВВ при $\rho_{01}$; $\upsilon_1$, $\upsilon_2$ – удельные объёмы продуктов взрыва и добавки при детонации композиции (при $P$); $\upsilon_{11}$, $E_{11}$ – удельный объём и внутренняя энергия продуктов взрыва при детонации ВВ без добавки (при $P_1$); $E$, $E_1$, $\Delta E_2$ – внутренняя энергия продуктов взрыва и добавки (при $P$), продуктов взрыва в композиции (при $P$), изменение энергии добавки при её сжатии до $P$; $Q$ – теплота взрыва ВВ; $C_0 = a$; $b = \lambda$, определяются из экспериментальной ударной адиабаты материала добавки в форме $D = a + \lambda u$ либо $C_0 = 1{,}2$, $C_0' b = 1{,}7$ из обобщённой ударной адиабаты в форме $D = 1{,}2C_0' + 1{,}7u$, где $u$ – скорость материала добавки за ударным фронтом.

## 3. Эмпирический метод расчёта параметров детонации ВК

Более удобным для практики является простой и достаточно точный инженерный метод расчёта, основанный на корреляционных соотношениях, предложенный для смесей ВВ с отрицательным и нулевым кислородным балансом (тротил, гексоген, октоген, тэн и др.) с различными видами инертных добавок. Метод применим для расчёта порошкообразных, литьевых и пресс-композиций, пластичных пастообразных, эластичных ВВ и др., содержащих до 70% мас. добавок.

### 3.1. Скорость детонации

Взрывчатые композиции могут быть представлены как гетерогенные системы, в которых воздушные промежутки между частицами ВВ полностью или частично заполнены инертной добавкой. Из практики известно, что при заполнении воздушных пор в пористом ВВ инертным веществом скорость детонации системы по сравнению со скоростью детонации исходного пористого ВВ в зависимости от вида и дисперсности добавки может как увеличиваться, так и уменьшаться. Это изменение скорости детонации может быть рассчитано, а так как скорость детонации пористого ВВ известна, то может быть вычислена и скорость детонации заполненной добавкой системы. Аналогично рассчитывается изменение показателя политропы продуктов взрыва при введении в ВВ инертной добавки и, соответственно, детонационное давление взрывчатой композиции. На этом принципе и основан данный метод расчёта.

Сначала рассчитывается скорость детонации взрывчатой композиции при её максимальной плотности, т.е. при полном заполнении пор добавкой

$$D_{\rho_{max}} = D_{\rho_н} + \Delta D_д, \qquad (1)$$

где $D_{\rho_{max}}$ – скорость детонации ВК при её максимальной плотности, км/с; $D_{\rho_н}$ – скорость детонации чистого ВВ при его парциальной плотности в составе (пористого ВВ), км/с; $\Delta D_д$ – изменение скорости детонации системы при заполнении воздушных пор добавкой, км/с.

Величина $\Delta D_д$ определяется физическими процессами – повышением давления продуктов взрыва ВВ при заполнении воздушных пор инертным веществом, ударным сжатием и разгоном продуктами взрыва частиц этого вещества.

Необходимые для проведения расчёта по уравнению (1) величины находятся следующим образом:

- максимальная плотность взрывчатой композиции ($\rho_{max}$, г/см$^3$)
  $1/\rho_{max}=\sum(c_i/\rho_i)$, $\sum c_i=1$,

где $c_i$, $\rho_i$ – массовые доли и плотности (в г/см$^3$) компонентов композиции;

- парциальная плотность ВВ (взрывчатого наполнителя) в композиции
  $\rho_н=\alpha\rho_{max}$,

где $\rho_н$ – парциальная плотность ВВ в композиции, г/см$^3$; $\alpha$ – массовая доля ВВ в композиции;

- скорость детонации пористого ВВ ($D_{\rho_н}$, км/с)
  $D_{\rho н}= D_{1,60}+M(\rho_н -1,60)$ или $D_{\rho н}= D_{1,0}+M(\rho_н -1,0)$,

где $D_{1,60}$, $D_{1,0}$ – скорости детонации чистого ВВ при плотностях 1,60 и 1,0, км/с; $M$ – угловой коэффициент зависимости $D=f(\rho_0)$, (км/с)/(г/см$^3$).

Если для ВВ общей формулы $C_aH_bO_cN_dF_eCl_f$ коэффициент $M$ неизвестен, его можно рассчитать по следующей формуле:

$$M = \frac{1{,}1a - k_2 b + 7{,}6c + 8{,}1d + 7{,}2(e+f)}{0{,}1M_{ВВ}}$$

(при содержании H≤3,5% $k_2$=3,0; при H>3,5% $k_2$=1,3),

где $M_{ВВ}$ – молекулярная масса ВВ.

Если взрывчатая композиция содержит не одно, а несколько различных ВВ, то скорость детонации пористого ВВ вычисляется аддитивно

$$D_{\rho_н} = \alpha^{-1}\sum D_i\alpha_i,$$

где $D_i$ – скорости детонации чистых ВВ при плотности $\rho_н=\alpha\rho_{max}$; $\alpha_i$ – массовые доли ВВ в композиции ($\sum\alpha_i=\alpha$).

Скорость детонации ВК с инертными органическими добавками. Органические вещества обладают значительной ударной сжимаемостью в детонационной волне, связанной с такими их характеристиками, как плотность, объёмная скорость звука, акустическая жёсткость. Скорости ударных волн в них при равном давлении продуктов взрыва также существенно различны. Это определяет большое влияние вида инертной органической добавки на величину $\Delta D_д$.

Для подтверждения вышеизложенного в таблице 1 приведены экспериментальные скорости детонации ряда модельных композиций ВЭМ на основе высокодисперсного тетранитрата пентаэритрита (ТЭН) (3–5 мкм) с различными видами связующих (количество связующего и плотность зарядов одинаковы для всех композиций и составляют 15% мас. и 1,55 г/см$^3$ соответственно).

Скорость детонации ВК с инертными органическими добавками рассчитывается по формуле (1). Величина $\Delta D_д$, км/с, для органических добавок и воды вычисляется по следующей формуле:

$$\Delta D_д = 10^{-4} A_д^2 \frac{\beta\rho_{max}}{\rho_д},$$

где $\beta$ – массовая доля добавки в ВК; $\rho_д$ – плотность добавки, г/см$^3$; $\rho_{max}$ – максимальная плотность ВК, г/см$^3$; $A_д$ – количество грамм-атомов элементов в 1ли-

**таблица 1** – Влияние вида полимерного связующего на скорость детонации композиций ТЭН/связующее 85/15% мас.

| связующее | $\rho_д$, г/см$^3$ | $C_0^*$, км/с | $D$, км/с (опыт) | $\Delta D_д$, км/с (опыт) |
|---|---|---|---|---|
| полисилоксановый каучук СКТ | 0,98 | 0,865 | 7,36 | 0,44 |
| полистирол/дибутилфталат (2:1) | 1,05 | 1,645 | 7,45 | 0,58 |
| бутадиеннитрильный каучук СКН-40 | 0,98 | 1,820 | 7,56 | 0,66 |
| дивинилстирольный термоэластопласт ДСТ-30 | 0,94 | 1,720 | 7,60 | 0,67 |
| бутадиен-α-метилстирольный каучук СКМС-10 | 0,92 | 1,750 | 7,64 | 0,69 |
| изопреновый каучук СКИ-3 | 0,92 | 1,825 | 7,68 | 0,73 |
| бутилкаучук/СКИ-3 (1:1) | 0,92 | 1,910 | 7,82 | 0,87 |
| бутилкаучук | 0,92 | 1,990 | 7,90 | 0,96 |
| * $C_0$ – объёмная скорость звука в связующем. | | | | |

**таблица 2** – Значения коэффициентов $a$, $b$

| группы добавок | $a$ | $b$ |
|---|---|---|
| металлы, оксиды, карбиды, силициды и др. с размером частиц менее 10 мкм ($d_д \leq 10$ мкм) | 1,125 | 4,0 |
| те же добавки с размером частиц более 10 мкм ($d_д > 10$ мкм) | 0,575 | 9,1 |
| неорганические и органические соли | 1,76 | 3,6 |

тре добавки, г-ат/л. Параметр $A_д$ коррелирует со скоростью ударной волны в материале добавки.

Для индивидуального органического соединения параметр $A_д$ рассчитывается по формуле

$$A_д = 10^3 \frac{N}{M_д}\rho_д,$$

где $N$ – число атомов в молекуле добавки; $M_д$ – молекулярная масса соединения.

В случае добавки-полимера $N$ и $M_д$ относятся к звену, а для сополимера $A_д$ рассчитывается по формуле

$$A_д = 10^3\left(\frac{N_1}{M_1}m_1 + \frac{N_2}{M_2}m_2\right)\rho_д,$$

где $N_1$, $N_2$ – число атомов в звеньях; $M_1$, $M_2$ – молекулярные массы звеньев; $m_1$, $m_2$ – массовые доли звеньев.

Скорость детонации ВК с инертными малосжимаемыми добавками. Металлы, оксиды металлов, соли, карбиды, силициды и другие аналогичные виды инертных добавок обладают малой ударной сжимаемостью в детонационной волне. Для этих добавок

$$\Delta D_д = a(b - \rho_д)\frac{\beta\rho_{max}}{\rho_д},\ \text{км/с},$$

где $a$, $b$ – коэффициенты, значения которых для различных групп малосжимаемых добавок приведены в таблице 2.

Коэффициент $a$ (км/с / г/см$^3$) связывает изменение скорости детонации системы при введении инертных добавок с инерционностью добавок. Добавки с размером частиц менее 10 мкм полностью разгоняются в детонационной волне. Физический смысл коэффициента $b$ (г/см$^3$) состоит в том, что заполнение воздушных пор в пористом ВВ инертной добавкой с плотностью, численно равной $b$, не приводит к изменению скорости детонации системы ($\Delta D_д$=0). Малосжимаемые добавки с большей плотностью снижают скорость детонации системы, а с меньшей – повышают.

Для полидисперсных порошков малосжимаемых добавок, включающих фракции с $d_д > 10$ мкм и $d_д \leq 10$ мкм, величина $\Delta D_д$ находится между рассчитанными значениями для мелких и крупных частиц добавки в соответствии с соотношением фракций.

Если во взрывчатой композиции содержится несколько инертных добавок различного вида, то $\Delta D_д$ рассчитывается аддитивно, как сумма вкладов всех добавок:

$$\Delta D_д = \sum(\Delta D_д)_i.$$

Скорость детонации ВК при плотности заряда. Скорость детонации взрывчатой композиции при её максимальной плотности $D_{\rho_{max}}$, рассчитанная по формуле (1), приводится к плотности заряда $r_0$ по линейной зависимости

$$D_{\rho_0} = D_{\rho_{max}} - \rho_{мк} M\left(1 - \frac{\rho_0}{\rho_{max}}\right),$$

где $\rho_{мк}$ – плотность монокристалла ВВ; $M$ – угловой коэффициент зависимости $D=f(\rho_0)$, (км/с)/(г/ см$^3$) для чистого ВВ.

### 3.2. Показатель политропы и давление продуктов взрыва ВЭМ

Известно, что при разбавлении ВВ инертными добавками эффективный показатель политропы системы возрастает. Это, очевидно, связано с обогащением продуктов детонации ВВ конденсированной фазой, содержащей твёрдые частицы добавок и обладающей меньшей сжимаемостью. При этом зависимость показателя политропы ВК от массовой доли инертной добавки (~ до 50%) является линейной

$n_{ВК}=n_{ВВ}+2{,}7\beta$,

$n_{ВК}=n_{ВВ}+3{,}1\gamma$,

где $n_{ВК}$ – показатель политропы ВК; $n_{ВВ}$ – показатель политропы чистого ВВ (основы ВК); β – массовая доля инертной органической добавки; γ – массовая доля инертной неорганической добавки.

Для ВК, содержащих смесь инертных органических и неорганических добавок, показатель политропы продуктов взрыва рассчитывается аддитивно

$n_{ВК}=n_{ВВ}+2{,}7\beta+3{,}1\gamma$.

Параметры детонации ВК в точке Жуге рассчитываются с учётом вычисленных значений показателей политропы $n_{ВК}$ по известным формулам

$$P_J = 10\frac{\rho_0 D_{\rho_0}^2}{n_{ВК}+1};\ U_J = \frac{D_{\rho_0}}{n_{ВК}+1};$$

$$\rho_J = \frac{n_{ВК}+1}{n_{ВК}}\rho_0;\ C_J = D_{\rho_0} - U_J,$$

где $P_J$ – детонационное давление, кбар; $U_J$ – скорость продуктов взрыва, км/с; $\rho_J$ – плотность продуктов взрыва, г/см$^3$; $C_J$ – скорость звука в продуктах взрыва, км/с; $\rho_0$ – плотность заряда, г/см$^3$; $D_{\rho_0}$ – скорость детонации ВК при плотности $\rho_0$, км/с, вычисленная по формуле (1).

В таблице 3 приведены рассчитанные параметры детонации ВК, применяемых в системах разделения КА.

## 4. Метод расчёта критического диаметра детонации ВЭМ

На основе результатов выполненных исследований разработан метод расчёта критических диаметров детонации ВЭМ. Ниже приведена система уравнений, последовательно используемых в расчёте.

1. Критический диаметр детонации ВК с инертными добавками $d_k$ рассчитывается при максимальной плотности заряда ($\rho_{max}$) по формуле: $d_k = \frac{d_{k_0}}{V_{вв}^n}$, где $d_{k_0}$ – критический диаметр чистого ВВ при реальной дисперсности и дефектности кристаллов и малой пористости ВВ, равной 0,1–2%, мм; $V_{вв}$ – объёмная доля ВВ в композиции; $n$ – параметр, определяемый дисперсностью ВВ и физическими свойствами добавок.

2. Критический диаметр детонации индивидуального ВВ $d_{k_0}$ (мм) определяется с учётом адсорбционной удельной поверхности ВВ $S_{ad}$ (м$^2$/г) по формуле: $\frac{1}{d_{k_0}} = \frac{1}{d_{mk}} + 0{,}91 S_{ad}$, где $d_{mk}$ – критический диаметр детонации монокристалла ВВ.

3. При отсутствии значения $S_{ad}$ критический диаметр детонации ВВ $d_{k_0}$ может быть рассчитан приближённо, без учёта дефектности кристаллов, с использованием удельной поверхности, определяемой по газопроницаемости ВВ ($S_g$, м$^2$/г), например на приборе ПСХ-12, по формуле $d_{k_0} = a\left(\frac{S_g}{S_1}\right)^{-b}$, где $a$ – критический диаметр чистого ВВ при $S_g$=1 м$^2$/г, мм; $S_1$ – удельная поверхность ВВ, равная 1 м$^2$/г (10000 см$^2$/г); $b$ – коэффициент: для бензотрифуроксана $a$=0,06 мм, $b$=1,23; ТЭНа $a$=0,08 мм, $b$=0,93; гексогена $a$=0,26 мм, $b$=0,78; октогена $a$=0,38 мм, $b$=0,64; тетрила $a$=0,79 мм, $b$=0,44; CL-20 $a$=0,43 мм,

**таблица 3** – Параметры детонации взрывчатых составов, применяемых в системах разделения КА

| состав, назначение | $\rho_0$ | $D_{\rho_0}$ | $\rho_J$ | $P_J$ | $U_J$ | $C_J$ | $n_{ВК}$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| ВЭМ для детонационных замков, болтов, ножей, чек | 1,62 | 7,30 | 2,10 | 198 | 1,67 | 5,63 | 3,36 |
| ВЭМ для трансляторов детонации неразрушаемых – транеров | 1,80 | 8,00 | 2,33 | 264 | 1,83 | 6,17 | 3,37 |
| пресс-композиция для колпачков-усилителей транеров | 1,00<br>1,60 | 5,45<br>7,70 | 1,37<br>2,14 | 80<br>239 | 1,46<br>1,94 | 3,99<br>5,76 | 2,73<br>2,97 |
| ВЭМ для трансляторов детонации трубчатых | 1,55 | 7,30 | 2,02 | 193 | 1,70 | 5,60 | 3,29 |
| заряды из флегматизированного гексогена | 1,70 | 8,30 | 2,30 | 304 | 2,16 | 6,14 | 2,85 |
| заряды из флегматизированного октогена | 1,80 | 8,70 | 2,45 | 359 | 2,30 | 6,40 | 2,79 |

$b$=0,51; DNTF $a$=0,07 мм, $b$=0,66; FOX-7 $a$=0,55 мм, $b$=0,60.

4. Для органических инертных компонентов (добавок, связующих) определяющей характеристикой является их акустическая жёсткость, связанная с ударной сжимаемостью. Параметр $n$ для них рассчитывается по формуле $n$=2,95+1,2lg$S_{ad}$–0,3$\rho_d C_0$ либо $n$=4,14+1,39lg$S_g$–0,3$\rho_d C_0$, где $C_0$, $\rho_d$ – скорость звука в органической добавке, км/с, и её плотность, г/см$^3$.

5. Для неорганических добавок определяющими характеристиками являются плотность и дисперсность, что связано с характером ускорения частиц продуктами взрыва и изменением скоростей волн разрежения при расширении продуктов. При этом параметр $n$ сложных ВК, содержащих как органические, так и неорганические добавки, рассчитывается по формулам:

$$n=A(n_{орг})+B(n_{неорг}),$$

$$n_{орг}=4,14+1,39\lg S_g-0,3\rho_{од}C_0,$$

$$n_{неорг}=g+0,114r_{нд}+0,897\lg r,$$

$$A=\frac{\beta}{\beta+\gamma},\ B=\frac{\gamma}{\beta+\gamma},$$

где $\rho_{од}$ – плотность органической добавки, г/см$^3$; $\rho_{нд}$ – плотность неорганической добавки, г/см$^3$; $r$ – средний размер частиц неорганической добавки, мм; $\beta$, $\gamma$ – массовые доли органической и неорганической добавки в ВК соответственно; $g$ – коэффициент: для металлов и оксидов $g$=3,46, для солей $g$=3,32.

6. Для высокодисперсных тяжёлых неорганических добавок с $r$ менее 5 мкм и $\rho_{нд}$ более 4 г/см$^3$ при их содержании до 20% мас. (при этом проявляется эффект сенсибилизации ВК)

$$g=\frac{4,51\gamma-m}{0,004+\gamma},$$

где $m$ – коэффициент: для металлов, оксидов $m$=0,196, для солей $m$=0,225.

7. Критический диаметр детонации ВК при её максимальной плотности $d_{k(\rho max)}$, рассчитанный по указанным формулам, приводится к реальной плотности заряда $d_{k(\rho_0)}$ по формуле:

$$d_{k(\rho_0)}=d_{k(\rho_{max})}\cdot 10^{1,14\left(1-\frac{\rho_0}{\rho_{max}}\right)}.$$

Для пористого заряда индивидуального ВВ в данной формуле вместо $d_{k(\rho max)}$ следует подставить $d_{k_0}$, рассчитанный по пункту 3.

Разработанный метод расчёта даёт среднюю погрешность для критических диаметров детонации ВК с органическими добавками 7–10%, для сложных систем, включающих органические и неорганические добавки, – 15–20%. При этом суммарное содержание добавок – до 50% мас., дисперсность неорганических добавок – от 1 до 500 мкм.

## заключение

Обобщены в единую методику разработанные методы расчёта скорости, давления, критического диаметра детонации и показателя политропы продуктов взрыва ВЭМ, используемых в детонационных устройствах разделения космических аппаратов.

## список литературы

*Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А.* Детонационные устройства разделения космического комплекса «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 120-123.

*Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А.* Детонационные устройства и системы разделения универсального космического разгонного блока «Фрегат» // Полёт. 2010. № 2. С. 8-14.

*Ефанов В.В., Горовцов В.В., Подобедов Я.Г., Котомин А.А. и др.* Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2007. Т. 12, № 3. С. 18-30.

*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.

*Котомин А.А., Душенок С.А., Демьяненко Д.Б., Ефанов В.В. и др.* Новое поколение систем пироавтоматики КА – результат успешного сотрудничества // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 48-54.

*Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В.* Общие принципы проектирования детонационных устройств разделения на основе эластичных взрывчатых веществ // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований: монография / Под ред. В.В. Хартова, К.М. Пичхадзе: в 3-х т. Т. 3. Раздел 4.3.2. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2014. С. 1238-1319.

*Котомин А.А., Харченко В.В., Душенок С.А., Васильев А.В. и др.* Аналитическое и экспериментальное исследование прочности и надёжности неразрушаемых трансляторов детонации систем разделения КА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 36-44.

*Статья поступила в редакцию 13.02.2017 г.*

УДК 629.78(091)

# ОТ БЛОКА «Л» ДО РБ «ФРЕГАТ»

**О.Г. Лагно**[1],
*кандидат технических наук,*
*lagno@samspace.ru;*
**O.G. Lagno**

**Ю.М. Иванеко**[1],
*d1151@samspace.ru;*
**I.M. Ivaneko**

*В статье приведены материалы по одному из аспектов многолетнего сотрудничества АО «РКЦ «Прогресс» и НПО имени С.А. Лавочкина, в процессе развития которого эволюционным путём было сформировано современное, высоконадёжное средство выведения полезных нагрузок в космическое пространство.*

*Ключевые слова:*
*ракета-носитель;*
*разгонный блок;*
*совместимость конструкций и функций элементов ракетно-космической техники;*
*орбиты выведения.*

# FROM «L» UPPER STAGE TO «FREGAT» UPPER STAGE

**В.В. Дмитриев**[1],
*кандидат технических наук,*
*d1152@samspace.ru;*
**V.V. Dmitriev**

**Н.Ф. Вербицкая**[1],
*d1152@samspace.ru;*
**N.F. Verbitskaia**

*The article presents the information on the one of the aspects of long-term cooperation between JSC SRC «Progress» and Lavochkin Association, the evolution of which resulted in modern highly reliable launch system for delivery of payloads into space environment.*

*Key words:*
*launch vehicle;*
*upper stage;*
*space technologies elements designs & functions compliance;*
*injection orbit.*

Исторический анализ развития ракетно-космической техники в нашей стране свидетельствует, что с созданием в Куйбышеве (ныне Самара) в 1958 году филиала № 3 ОКБ-1 и запуском серийного производства ракет-носителей (РН) на заводе «Прогресс» началось практическое взаимодействие между предприятиями, именуемыми в настоящее время РКЦ «Прогресс» и НПО имени С.А. Лавочкина (НПОЛ). Это сотрудничество было обусловлено необходимостью решения весьма актуальных в то время задач по реализации полётов к Луне и к планетам Солнечной системы, материальную часть для которых, в виде лунных модулей или межпланетных космических станций, начало производить НПОЛ. Вопросы совместимости конструкций ракет-носителей и проектируемых в НПОЛ различного вида полезных нагрузок требовали:

- обеспечения определённого уровня силовых нагрузок;
- обеспечения температурных условий;
- согласования электрических, гидравлических, пневматических связей;
- согласования параметров орбит выведения.

Решение этих вопросов, естественно, приводило к формированию всё более тесных связей между предприятиями и более чёткому распределению функций и целей между ракетой-носителем и космической головной частью. Эта тенденция проявилась в начальный период эксплуатации четырёхступенчатой ракеты «Молния» (8К78) и окончательно сформировалась после передачи изготовления блока «Л» в НПОЛ и модернизации в 1965 году блоков первых ступеней, и при обобщении опыта эксплуатации ракеты-носителя «Молния-М» (*Вербицкая Н.Ф. и др.*, 2015). Общий вид конструктивно-компоновочной схемы этого варианта ракеты-носителя представлен на рисунке 1.

В этом варианте блок «Л» являлся аналогом разгонного блока (РБ), и граница ответственности предприятий прошла по плоскости стыка между блоком «И» и блоком «Л». В процессе запусков космических аппаратов к Луне и на Луну, на Марс и Венеру, а также на отлётные траектории в пределах Солнечной системы происходило накопление опыта взаимодействия между предприятиями и отработка всех аспектов обеспечения запуска с участием разгонного блока. Здесь при осуществлении любой миссии в первую очередь проектантами и компоновщиками решались вопросы соответствия массовых характеристик полезного груза в виде суммы массы космического аппарата и РБ с энергетическими возможностями ракеты-носителя.

В филиале № 3 ОКБ-1 (с 1965 – года филиал № 3 ЦКБЭМ) в эти годы вопросами совместимости ракеты-носителя с головными блоками, разработанными в НПОЛ, занимались начальник головного проектного отдела В.С. Савинов и сотрудники его отдела Г.К. Глущенко, Ю.В. Момсенко, Г.А. Сухова, В.А. Широков. После определения принципиальной возможности запуска возможность реализации требуемых параметров

[1] АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» (АО «РКЦ «Прогресс»), Россия, г. Самара.

[1] JSC «Rocket and Space Center «Progress» (JSC «RSC «Progress»), Russia, Samara.




**рисунок 1.** Ракета-носитель «Молния-М»

орбиты выведения определялась коллективом расчётчиков баллистических характеристик. Наибольший вклад в решение этих вопросов внесли: И.В. Смирнов, Б.Д. Буйлин, В.А. Мерзляков, В.В. Сухов, Д.А. Толстых. Следует отметить, что только за первые десять лет полётов в космос с применением производимой серийно на заводе «Прогресс» ракеты-носителя 8К78 был обеспечен вывод на орбиты полёта к Луне и другим планетам следующих автоматических межпланетных станций: «ВЕНЕРА-1», «МАРС-1», «ЗОНД-1», «ЗОНД-2», «ЗОНД-3», «ЛУНА-1»–«ЛУНА-14», зарубежных спутников «ИРС», «ИНТЕРБОЛ», а также большое количество спутников связи «Молния». При этом 267 запусков были успешными (*Уманский С.П.*, 2001). Однако по мере развития и расширения задач и целей космических исследований формировалась потребность в разработке разгонного блока с более универсальными возможностями. В частности, помимо перевода с орбиты выведения на рабочую орбиту, РБ должен обеспечить перевод с незамкнутой орбиты выведения на рабочую орбиту, а в случае группового выведения – разведение КА по своим рабочим орбитам. На переходных орбитах система управления РБ должна обеспечивать требуемые условия ориентации и стабилизации движения. После реализации миссии выведения полезной нагрузки РБ должен иметь возможность совершения манёвра перевода блока на орбиту захоронения или орбиту затопления в акватории Мирового океана. Учёт этих требований, а также крайне удачная конструктивно-компоновочная схема, содержащая передовые технические решения и тенденции развития, позволили НПОЛ создать к началу 21-го века новый разгонный блок, представленный НПОЛ как межорбитальный космический буксир «Фрегат» (*Асюшкин В.А. и др.*, 2014). Здесь следует отметить, что в это же время продолжалось совершенствование технических характеристик ракет-носителей. В частности, после ряда модернизаций двигателей первой, второй и третьей ступеней, систем управления расходованием топлива из баков и перехода на новую цифровую систему управления движением в «РКЦ «Прогресс» была разработана модификация ракеты-носителя «Союз-2» с рядом улучшенных характеристик. К этим улучшениям можно отнести:

- существенное увеличение предельной массы (до 11 тонн) выводимого полезного груза;
- возможность полёта по гибким, варьируемым траекториям, обеспечивающим в более широком диапазоне реализацию орбит с наклонениями, отличными от наклонений базовых трасс запуска благодаря пространственному развороту по рысканию на участке полёта второй и третьей ступеней;
- обеспечение практически на порядок более точных, чем для прототипа РН «Союз», параметров орбит выведения и параметров траектории в конце активного участка полёта;
- автоматизацию многих процессов предстартовой подготовки и старт с неподвижного стартового устройства, что улучшает условия труда и безопасность.

Кроме этого, стало возможным применение головного обтекателя диаметром до 4,1 метра, что существенно расширило диапазон габаритов возможных полезных нагрузок.

Интеграция РН «Союз-2» с РБ «Фрегат» позволила более эффективно использовать в системе управления команду «ПО», определяющую момент времени в конце активного участка полёта, с которого «Фрегат» имеет возможность обеспечить выполнение целевой задачи миссии выведения за счёт собственных располагаемых резервов по энергетике. Сочетание функции этой команды с расширенными параметрами аварийности ракеты-носителя позволяет, в случае нештатной ситуации на носителе, отделить разгонный блок «Фрегат» с полезной нагрузкой и выполнить миссию выведения. При выведении головного блока (РБ «Фрегат» + полезная нагрузка) на незамкнутую траекторию и отсутствии на борту

РН нештатной ситуации РБ «Фрегат» по сути выполняет функцию четвёртой ступени ракеты-носителя. Очевидно, что наличие такой возможности повышает надёжность выполнения миссии выведения и уже в ряде случаев получило практическое подтверждение. Безусловно, согласование всех параметров этой функции требует от «РКЦ «Прогресс» и НПОЛ более тесного взаимодействия, а от непосредственных исполнителей – соответствующей ответственности.

К настоящему моменту РН «Союз-2» в комплексе с полезной нагрузкой и РБ «Фрегат» с применением головных обтекателей большого диаметра имеет вид, представленный на рисунке 2. Высокий уровень надёжности и возможность обеспечения необходимых условий и требований на всём протяжении участка выведения делает данный комплекс конкуренто-способным и на внешнем рынке услуг по запуску различного типа полезных нагрузок.

Значительной вехой в сотрудничестве «РКЦ «Прогресс» и НПОЛ стала реализация идеи о запуске данного варианта конфигурации ракеты-носителя и разгонного блока с территории французской Гвианы. На протяжении нескольких лет продолжался процесс многократных обсуждений всех аспектов этого проекта: вопросов адаптации материальной части комплекса, включая стартовые сооружения, к условиям космодрома; необходимой доработки технической документации; механики полёта и условий обеспечения безопасности полёта. Безусловно, всё это способствовало более тесному взаимодействию между сотрудниками наших предприятий, взаимообогащению опытом и росту квалификации. Результатом хорошо выполненной работы является успешное функционирование нашего комплекса в Гвианском космическом центре (ГКЦ), а её подтверждением служит успешный запуск 28 января 2017 года из ГКЦ испанского космического аппарата (КА) «Hispasat AG-1» массой (совместно с адаптером) приблизительно 3340 кг. Запуск осуществлён РН «Союз-СТ-Б» на геопереходную орбиту с использованием одного включения РБ «Фрегат». Такая схема выведения позволяет ускоренно в течение приблизительно 32 минут вывести КА «Hispasat AG-1» на целевую орбиту.

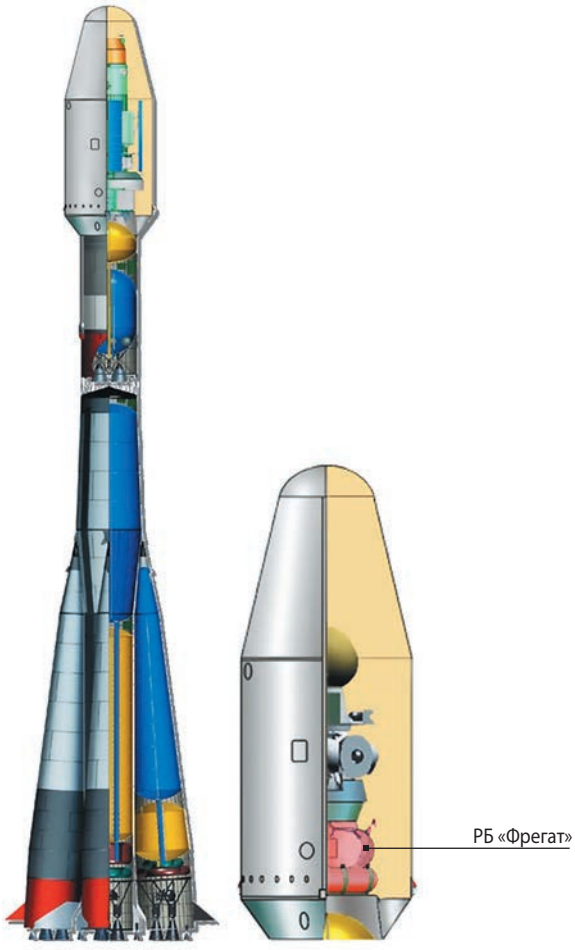



**рисунок 2.** Ракета-носитель «Союз-2»

Таким образом, 28 января 2017 года была сделана заявка на освоение мирового рынка услуг по запуску КА массой не менее 3,3 тонн на геопереходные орбиты РН «Союз-СТ-Б».

Особо следует отметить большой личный вклад в реализацию этого проекта сотрудников НПОЛ: В.А. Асюшкина, С.В. Ишина, О.А. Алымова, С.Н. Берегового, И.М. Морского, В.И. Лясковской, А.В. Симонова, А.А. Флоридова, Е.П. Шилина, В.Н. Байкина, В.С. Финченко.

В ближайшей перспективе (конец 2017 года) планируются запуски спутников народно-хозяйственного назначения РН «Союз-2» и РБ «Фрегат» с нового российского космодрома Восточный. Это будет четвёртый космодром для запуска РБ «Фрегат» и РН «Союз-2» (*Асюшкин В.А. и др.*, 2017).

Отмечая 80-летие НПО имени С.А. Лавочкина и практически 60 лет нашего сотрудничества, «РКЦ «Прогресс» желает коллективу НПОЛ благополучия и только удачных стартов!

## список литературы

*Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В.* Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.

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

*Вербицкая Н.Ф., Дмитриев В.В., Кобзев Ю.Н., Луптаков Б.В.* Основные результаты сотрудничества // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 55-57.

*Уманский С.П.* Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестарт+, 2001. 216 с.

*Статья поступила в редакцию 28.02.2017 г.*

# АППАРАТУРА РАДИОНАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ ГЛОНАСС И GPS СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭЛЕКТРО-Л»

# RADIO NAVIGATION HARDWARE OF GLONASS SPACE NAVIGATION SYSTEMS AND GPS AUTONOMOUS NAVIGATION SYSTEMS OF «ELEKTRO-L» SPACECRAFT

**В.Н. Школьный**[1],
*shkolniy@iss-reshetnev.ru;*
**V.N. Shkolnyi**

**Е.В. Ислентьев**[1],
*кандидат технических наук,*
*islentev@iss-reshetnev.ru;*
**E.V. Islentiev**

**А.Н. Капустин**[1],
*kapustin@iss-reshetnev.ru;*
**A.N. Kapustin**

**М.В. Крат**[1],
*krat@iss-reshetnev.ru;*
**M.V. Krat**

**В.А. Юдин**[1],
*krat@iss-reshetnev.ru;*
**V.A. Yudin**

**Д.А. Гришелёнок**[1],
*krat@iss-reshetnev.ru;*
**D.A. Grishelenok**

*В статье представлено описание бортовой аппаратуры радионавигации, используемой в составе системы автономной навигации, разработанной АО «ИСС» для космического аппарата «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 и № 3.*

*Ключевые слова:*
*спутниковая навигационная система; система автономной навигации;*
*аппаратура радионавигации;*
*ГЛОНАСС; GPS.*

*The article presents a description of radio navigation onboard hardware used as a part of autonomous navigation system designed by Reshetnev ISS for «ELEKTRO-L» № 2 and № 3 spacecraft.*

*Key words:*
*satellite navigation system;*
*autonomous navigation system;*
*radio navigation hardware;*
*GLONASS; GPS.*

Система автономной навигации (САН) космического аппарата «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 и № 3 (*Кочура С.Г. и др.*, 2015) построена на базе аппаратуры радионавигации разработки АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва. Разработка САН была выполнена в 2011–2014 гг.

Аппаратура радионавигации (АРН) разрабатывалась специально для работы на геостационарной орбите (ГСО), для решения задач уточнения параметров орбитального движения космического аппарата (КА) в условиях разрывного навигационного поля космических навигационных систем (КНС) ГЛОНАСС и GPS для обеспечения автономного удержания КА в орбитальной позиции.

В процессе проектирования были рассмотрены и решены проблемы навигации КА на ГСО по радиосигналам КНС ГЛОНАСС и GPS, рассмотрены и проанализированы условия приёма сигнала бортовой АРН, особенности её построения, методы определения и уточнения орбитальных параметров.

Навигационное поле КНС образуется излучаемыми с каждого навигационного КА (НКА) в сторону Земли радиосигналами, несущими в себе цифровую информацию в виде меток высокоточной бортовой шкалы времени (БШВ) НКА, эфемерид НКА, поправок к бортовым часам, а также альманаха системы.

Для навигации КА на ГСО, орбиты которых находятся выше орбит НКА, доступны радиосигналы навигационных спутников, находящихся с другой стороны Земли, которые не экранируются Землёй и образуют за ней разрывное навигационное поле, имеющее структуру пересекающихся кольцевых полос (рисунок 1). Ширина полос зависит от характеристик радиолинии и параметров САН (в частности, от коэффициента усиления тракта антенно-фидерного устройства (АФУ) и чувствительности АРН) и определяет количество и продолжительность сеансов радионавигации.

По результатам выполненного анализа продолжительность непрерывного сеанса с одним НКА составляет от 15 до 83 минут. При этом невозможен способ навигации, используемый потребителями в непрерывном навигационном поле (*Шебшаевич В.С. и др.*, 1993), когда для определения параметров движения

[1] Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва, Россия, г. Железногорск.

JSC Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems, Russia, Zheleznogorsk.

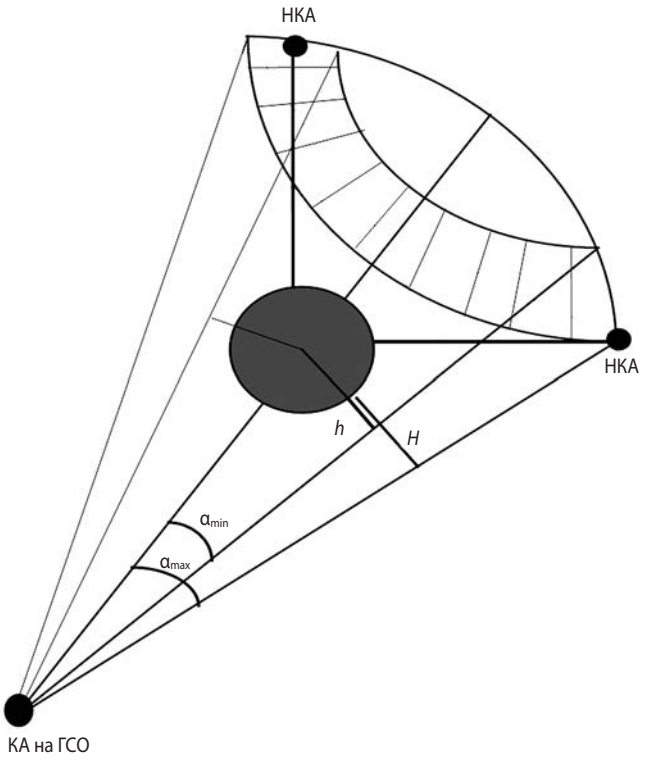



**рисунок 1.** Навигационное поле выше орбиты НКА

КА используются четыре НКА и более. Для выполнения определения и уточнения параметров движения КА на ГСО необходимы накопление и обработка измерений на длительном мерном интервале.

В качестве измеряемых параметров выступают псевдодальности между КА на ГСО и навигационными КА, которые записываются в следующем виде:

$$D_{\text{изм},i}=\sqrt{(X-X_{\text{нка},i})^2+(Y-Y_{\text{нка},i})^2+(Z-Z_{\text{нка},i})^2}+ \\ +c\cdot\Delta t+\delta D_{\text{апп},i}+\delta D_{\text{ост},i}=D_{\text{геом},i}+c\cdot\Delta t+ \\ +\delta D_{\text{апп},i}+\delta D_{\text{ост},i}\,, \qquad (1)$$

где $(X, Y, Z)$ – координаты КА в текущей инерциальной экваториальной геоцентрической системе координат (ИЭГСК) на момент проведения измерения $t_{\text{изм}}$;

$(X_{\text{нка},i}, Y_{\text{нка},i}, Z_{\text{нка},i})$ – координаты $i$-го НКА в текущей ИЭГСК на момент излучения навигационного сигнала $t_{\text{изл}}$;

$D_{\text{изм},i}$ – измеренная псевдодальность между КА и $i$-м НКА на момент времени $t_{\text{изм}}$;

$D_{\text{геом},i}$ – геометрическая дальность между КА и $i$-м НКА на момент времени $t_{\text{изм}}$;

$c$ – скорость распространения радиоволн в вакууме;

$\Delta t$ – величина расхождения шкалы времени приёмника относительно системной шкалы времени КНС;

$\delta D_{\text{апп},i}$ – аппаратурная погрешность измерения псевдодальности;

$\delta D_{\text{ост},i}$ – остаточная погрешность измерения псевдодальности, обусловленная погрешностью шкалы времени и эфемерид $i$-го НКА.

Основная составляющая погрешности измерения псевдодальности, $\Delta t$, является сложно прогнозируемой. Чтобы исключить из измерений большие погрешности, обусловленные нестабильностью бортовой шкалы времени приёмника на мерном интервале, в качестве измерений использованы разности одновременно измеряемых псевдодальностей до двух НКА. Такие разности, полученные в различные моменты времени по всем НКА, по которым производятся измерения, статистически обрабатываются (методом рекуррентной фильтрации) на интервале в одни сутки, в результате чего определяются параметры движения КА на ГСО.

Использование точной модели движения КА позволяет по массиву измерений, накопленных и обработанных на протяжённом мерном интервале (виток и более), уточнить параметры орбиты КА. На интервалы времени между уточнениями параметров орбиты КА производится прогнозирование на основании последних уточнённых параметров орбиты КА на ГСО (*Патент РФ № 2325667 С1*, 2008).

## Особенности АРН для КА на ГСО

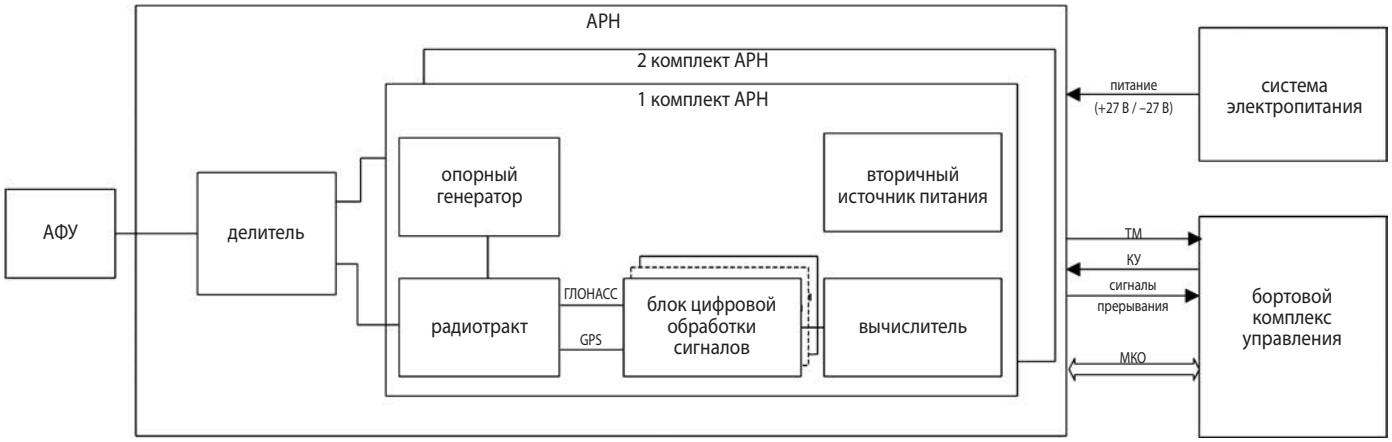
К бортовой аппаратуре радионавигации, устанавливаемой в составе КА на ГСО, предъявляются следующие основные требования:

- высокая надёжность;
- повышенная чувствительность и помехозащищённость;
- работа по системам ГЛОНАСС и GPS как в раздельном, так и в совместном режиме;
- стабильный опорный генератор;
- работа с направленной антенной;
- приём от бортового комплекса управления (БКУ) КА либо расчёт внутри АРН текущих параметров движения КА и автоматический расчёт в АРН целеуказаний на навигационные спутники, на основании альманахов систем ГЛОНАСС и GPS и рассчитанных параметров движения КА на ГСО;
- выдача в БКУ КА массивов измерительной информации, альманахов и эфемерид, принятых от НКА.

## Назначение АРН

АРН предназначена для выполнения следующих функциональных задач:

- измерение навигационных параметров (псевдодальности и псевдоскорости), их привязка к шкале времени и выдача этих данных в БКУ;
- приём от НКА и выдача в БКУ КА цифровой информации;
- формирование и выдача в БКУ КА текущих значений времени по шкале АРН и поправок к шкале времени ГЛОНАСС для определения в БКУ расхождения БШВ от шкалы времени ГЛОНАСС;




КУ – релейные команды управления; ТМ – телеметрия.

**рисунок 2.** Структурная схема бортовой аппаратуры радионавигации КА на ГСО

**таблица** – Технические характеристики АРН

| параметр | значение |
|---|---|
| сигналы КНС | ГЛОНАСС, GPS |
| количество каналов измерения | 8 |
| тип поддерживаемых орбит | ГСО |
| погрешность определения текущего вектора состояния КА по положению | не более 300 м* |
| погрешность определения текущего вектора состояния КА по скорости | не более 0,03 м/с* |
| погрешность определения расхождения шкалы времени | 500 нс |
| время поиска сигнала в режиме горячего старта | 35 с |
| исполнение | негерметичное |
| интерфейс информационного взаимодействия | мультиплексный канал обмена, ГОСТ 52070-2003 |
| напряжение питания | 25–28 В |
| потребляемая мощность | 20 Вт |
| габариты | 286×186×171 |
| масса | 7,3±0,3 кг |
| срок службы | 10 лет |
| * указано средне-квадратическое отклонение значения параметра | |

- проведение измерений отдельно по ГЛОНАСС, отдельно по GPS и совместно по ГЛОНАСС и GPS.

## Состав АРН:

- два блока радиотехнических;
- два блока цифровой обработки сигнала (БЦОС);
- два вычислительных модуля;
- два блока вторичных источников питания (ВИП);
- кросс-плата.

Для повышения надёжности аппаратуры радионавигации применено холодное резервирование.

## Функции программного обеспечения АРН

Программное обеспечение (ПО) АРН предназначено для:

- получения и обработки навигационной информации, принятой от навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS;
- уточнения параметров движения КА по измерительной и навигационной информации;
- прогнозирования параметров движения КА на основании выполненного уточнения;
- расчёта целеуказаний для обеспечения быстрого поиска и захвата сигналов навигационных спутников;
- формирования информации для передачи по мультиплексному каналу обмена (МКО);
- обеспечения взаимодействия с БКУ КА по МКО.

Физической средой реализации ПО АРН является вычислительный модуль прибора АРН. ПО АРН взаимодействует на уровне системы с БКУ.

## Краткое описание работы АРН

На рисунке 2 показана общая структурная схема бортовой АРН и её связь с подсистемами спутника.

В представленном приёмнике, обработка навигационных сигналов производится в цифровой форме. В блоке радиотракта осуществляется перенос группового спектра сигналов ГЛОНАСС и GPS на видеочастоту с последующей оцифровкой и передачей в БЦОС. Блок цифровой обработки сигнала под управлением вычислителя производит поиск, захват и измерение навигационных сигналов. БЦОС имеет восемь универсальных каналов ГЛОНАСС/GPS.

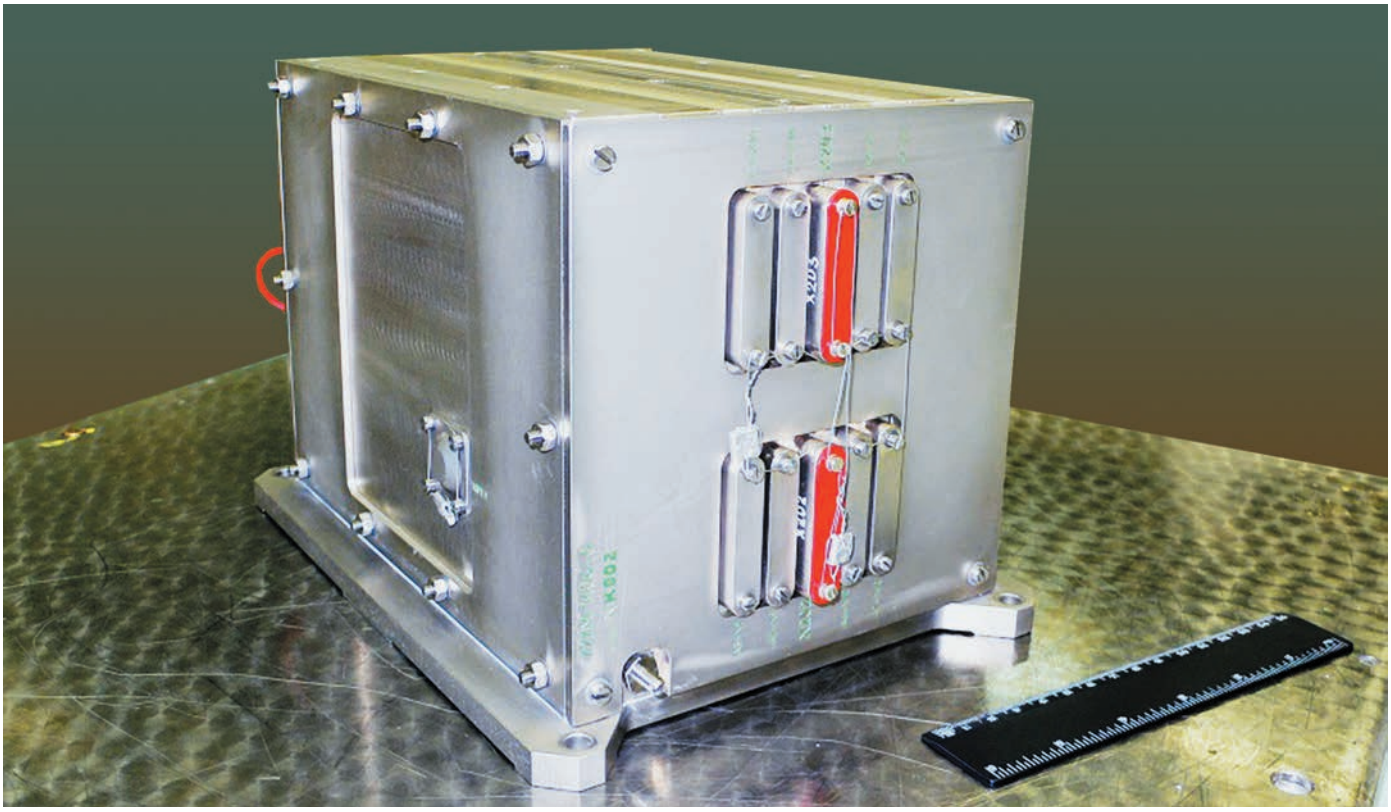


**рисунок 3.** Внешний вид АРН

Количество задействованных каналов определяется числом каналов, установленных БЦОС, и производительностью вычислителя, что позволяет упростить высокочастотную часть приёмника. Основная обработка цифрового сигнала выполняется в вычислителе, что позволяет применять сложные алгоритмы фильтрации, увеличивать интервал накопления при измерении, и за счёт этого повысить чувствительность и точность измерений.

Основные технические характеристики аппаратуры радионавигации представлены в таблице.

нешний вид аппаратуры радионавигации, применённой в системе автономной навигации КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, представлен на рисунке 3.

В настоящее время завершены лётные испытания АРН в составе САН КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2. Замечаний по результатам испытаний нет.

Разработанная АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва» аппаратура радионавигации защищена патентом на полезную модель (*Патент РФ № 112401*, 2012).

За разработку двухсистемного навигационного приёмника АРН космического аппарата для ГСО на XVII Московском международном салоне изобретений и инновационных технологий «АРХИМЕД-2014» АО «ИСС» награждено бронзовой медалью.

В настоящее время в АО «ИСС» разработана и проходит наземную экспериментальную отработку реализованная на отечественной элементной базе АРН нового поколения, обеспечивающая функционирование как на геостационарной, так и на высокоэллиптической орбитах.

## список литературы

*Кочура С.Г., Кузоро В.И., Шанаврин В.С.* Успешный опыт сотрудничества // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 37-38.

*Патент РФ № 112401.* Двухсистемный навигационный приёмник космического аппарата / Зубавичус В.А., Балабанов А.З., Комаров В.А., Мараескул Д.И., Фурманов В.В., Цветкова О.И., Юдин В.А., Анкудинов А.В.; патентообладатель АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева»; опубл. 10.01.2012; приоритет 27.05.2011.

*Патент РФ № 2325667 C1.* Способ определения вектора состояния космического аппарата по сигналам космических навигационных систем / Ислентьев Е.В., Гречкосеев А.К., Кокорин В.И.; патентообладатель ФГУП «Научно-производственное объединение прикладной механики им. академика М.Ф. Решетнева»; заявл. 07.11.2006; опубл. 27.05.2008.

*Шебшаевич В.С., Дмитриев П.П., Иванцевич Н.В. и др.* Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. В.С. Шебшаевича. 2-е изд., перераб., доп. М.: Радио и связь, 1993. 408 с.

*Статья поступила в редакцию 03.03.2017 г.*

# МЕТОДИЧЕСКОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОСНОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ЗАПРАВКИ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ» КОМПОНЕНТАМИ ТОПЛИВА ИЗ ТРАНСПОРТНО-ЗАПРАВОЧНЫХ КОНТЕЙНЕРОВ МЕТОДОМ ВЕСОВОГО ДОЗИРОВАНИЯ (К 80-ЛЕТИЮ ОБРАЗОВАНИЯ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА)

# METHODOLOGICAL AND EXPERIMENTAL SUBSTANTIATION OF THE TECHNOLOGY OF REFUELING OF THE UPPER STAGE «FREGAT» COMPONENTS OF THE FUEL FROM THE TRANSPORT AND FILLING CONTAINERS BY THE METHOD OF WEIGHT BATCHING (TO THE 80 ANNIVERSARY OF THE FEDERAL ENTERPRISE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»)

**В.М. Шульга**[1],
*кандидат технических наук,*
*info@elves.zelcom.ru;*
**V.M. Shulga**

**А.Г. Лебедев**[1],
*info@elves.zelcom.ru;*
**A.G. Lebedev**

**В.Г. Борисов**[1],
*info@elves.zelcom.ru;*
**V.G. Borisov**

**А.Н. Сова**[2],
*профессор, доктор технических наук,*
*slsova@mail.ru;*
**A.N. Sova**

**В.Ю. Ермаков**[3],
*кандидат технических наук,*
*dep103180@laspace.ru;*
**V.Yu. Ermakov**

**Д.А. Кузнецов**[3],
*кандидат технических наук,*
*kuznecov@laspace.ru;*
**D.A. Kuznetsov**

*Описана технология заправки баков РБ «Фрегат» компонентами ракетного топлива методом весового дозирования. Проведена экспериментальная отработка технологии на испытательном стенде с использованием воды в качестве заменителя компонентов ракетного топлива. Полученные экспериментальные результаты показывают возможность проведения заправки баков РБ «Фрегат» с погрешностью не более 0,05% от выдаваемой дозы.*

*Ключевые слова: разгонный блок «Фрегат»; технология заправки; весоизмерительное устройство; транспортно-заправочный контейнер.*

*Describes the technology of refuelling of tanks RB «Fregat» components of rocket fuel by means of the weight dosing. Experimental testing of the technology on a test bench using water as a substitute for rocket fuel. The obtained experimental results show the possibility of filling the tanks RB «Fregat» with the error not more than 0,05% of the issued dose.*

*Keywords: upper stage «Fregat»; the technology of filling; weight measuring device; the transport and filling the container.*

## введение

Применение технологии заправки компонентами топлива (КТ) баков космических аппаратов (КА) и разгонных блоков (РБ) методом весового дозирования непосредственно из транспортно-заправочных контейнеров позволяет уменьшить количество и трудоёмкость технологических операций, а также минимизировать расходы при заправке (*Борисов В.Г. и др.*, 2013).

Эта технология позволяет заправлять баки КА и РБ в чистовом термостатированном зале заправки с использованием топливозаправочного комплекса (ТЗК), мобильных весоизмерительных устройств, мобильного и стационарного технологического оборудования.

Статья посвящена экспериментально-методической отработке технологии заправки баков РБ «Фрегат» с целью решения следующих задач:

- экспериментальной отработки основных операций технологии заправки;

[1] ООО «ЭЛВЕС», Россия, г. Москва.
ООО «ELVES», Russia, Moscow.

[2] ФГБОУ ВО «Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)», Россия, г. Москва.
Federal Enterprise «Moscow state automobile and road technical University (MADI)», Russia, Moscow.

[3] ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

- отработки базового программного обеспечения заправки;
- экспериментального подтверждения заявленных характеристик УВПД-5000 в части предела допускаемой погрешности взвешивания выданной дозы при реализации технологии заправки РБ «Фрегат» из ТЗК;
- определения максимально достижимой точности заправки баков РБ «Фрегат» с использованием специальных методик измерения.

## 1. Технология и средства заправки баков РБ «Фрегат»

Основными средствами для заправки изделий по данной технологии являются ТЗК и весоизмерительное устройство. Для заправки РБ «Фрегат» выбраны ТЗК с объёмом 2000 л и весоизмерительное устройство с максимальной нагрузкой 5000 кг. Масса пустого ТЗК составляет 1050 кг; масса брутто ТЗК с учётом коэффициента заполнения 0,9 равна 2500 кг для ТЗК, заполненного горючим, и 3650 кг – для ТЗК с окислителем. Объём ТЗК позволяет обеспечить заправку только одного бака «О» (или «Г»).

Для обеспечения необходимой точности заправки баков РБ «Фрегат» на основе комплексного подхода, включающего в себя разработку аппаратной части весоизмерительных устройств (ВУ), разработку алгоритмов взвешивания и дозирования и применение новых подходов к метрологической аттестации (*Лебедев А.Г. и др.*, 2015), было разработано двухканальное ВУ УВПД-5000 с максимальной нагрузкой 5000 кг. Точность заправки баков РБ «Фрегат» может существенно влиять на управление КА, являясь одним из внутренних источников вибровозмущений, наряду с электромаховичными исполнительными органами (*Кузнецов Д.А. и др.*, 2016), приводами солнечных батарей и остронаправленных антенн.

Конструкция УВПД-5000 описана в (*Рулев С.В. и др.*, 2015). Для работы в системе заправки УВПД-5000 комплектуется стойкой управления, включающей в себя: измерительные приборы, промышленный компьютер (ПК), принтер, источник бесперебойного питания и блок питания мобильного табло, которое размещается в зале заправки. Программное обеспечение реализует выполнение всех операций заправки с визуализацией процесса выполнения операций, производит протоколирование всех действий операторов, а также запись результатов.

В соответствии с паспортными характеристиками УВПД-5000 может обеспечить заправку доз компонентов с погрешностью взвешивания выданной дозы $\Delta_{вз.доз}=\pm1$ кг в диапазоне доз от 250 кг до 1000 кг и $\Delta_{вз.доз}=\pm1{,}5$ кг в диапазоне доз от 1000 кг до 2500 кг.

Разрабатываемая технология включает в себя следующие операции:

1. Подготовленный КТ поставляется на заправочную станцию.
2. ТЗК устанавливается на платформу УВПД-5000, и производится подстыковка жидкостных и газовых магистралей.
3. Выполняются подготовительные операции.
4. Выполняются основные операции заправки: тест аппаратуры, ввод параметров, заполнение магистралей, пролив магистралей, контрольная выдержка 1, выдача дозы, контрольная выдержка 2, печать результатов.

При выполнении операции «Ввод параметров» вводится задание на выдачу дозы по показаниям УВПД

$$M^*_{д.з}=M_{д.з}-M_{газа},$$

где $M_{д.з}$ – заданное значение дозы;

$M_{газа}$ – поправка на массу вытесняющего газа.

Перед началом выдачи дозы значение $M^*_{д.з}$ высвечивается на экране монитора ПК и на цифровом табло в зале заправки. Обозначим начальные показания табло $I_{нач}$. Таким образом, перед началом выдачи дозы $I_{нач}=M^*_{д.з}$. При выдаче дозы оператор открывает отсечной вентиль, компонент начинает поступать в баки РБ, и текущие показания табло $I_{тек}$ уменьшаются. При $I_{тек}=0$ оператор закрывает отсечной вентиль.

Обозначим показания табло после закрытия вентиля $I_{кон}$.

Если:

$I_{кон}=0$ – доза выдана точно по показаниям УВПД;

$I_{кон}>0$ – выданная доза меньше заданной;

$I_{кон}<0$ – выданная доза больше заданной.

Показания табло $I_{кон}$ после закрытия отсечного вентиля численно равны значению погрешности отсечки, т.е. $I_{кон}=\Delta_{отс}$.

Результат выдачи дозы записывается в виде

$$M_{доз.выд}=(M^*_{д.з}+M_{газа}-I_{кон})\pm\Delta_{вз.доз}.$$

## 2. Испытательное оборудование и проведение эксперимента

Экспериментальная отработка технологии заправки баков РБ «Фрегат» проводилась в испытательной лаборатории, созданной совместно ООО «ЭЛВЕС» и кафедрой «Транспортные установки» МАДИ на базе полигона МАДИ. В отдельных испытаниях, наряду с сотрудниками ООО «ЭЛВЕС» и кафедры транспортных установок МАДИ, принимали участие специалисты НПО имени С.А. Лавочкина, РКК «Энергия» и РКЦ «Прогресс».

Для проведения экспериментальной отработки был создан испытательный стенд, схема которого аналогична стенду, описанному в (*Шульга В.М. и др.*, 2016). В качестве рабочих весов служило УВПД-5000, на котором были установлены две соединенные трубопроводом заправочные ёмкости по 0,9 м$^3$. Конструк-



**рисунок 1.** Стенд для экспериментальной отработки технологии заправки

ция ёмкостей позволяла выдавать максимальную дозу воды массой 1300 кг. В качестве контрольных весов использовали УВПД-1000 и УВП-500 с максимальными нагрузками 1000 кг и 500 кг, с установленными на них ёмкостями с *V*=1000 л и *V*=500 л, в которые выдавали контрольные дозы. Контрольные весы юстировали перед началом измерений. Погрешность УВП-500 и УВПД-1000 при измерениях не превышала ±10 г и ±20 г соответственно.

Фотография стенда (без контрольных весов) приведена на рисунке 1.

Экспериментальную отработку технологии заправки проводили при выдаче следующих доз: 900 кг и 1200 кг (горючее), а также 1300 кг и 2400 кг (окислитель). При экспериментах платформу УВПД-5000 догружали гирями, чтобы начальная масса груза на весах соответствовала массе брутто ТЗК с объёмом 2000 л, равной 2500 кг и 3650 кг при заполнении ТЗК соответственно горючим и окислителем. Дозу до 1300 кг включительно выдавали в контрольные ёмкости. Дозу в 2400 кг выдавали методом «смешанного дозирования»: 2300 кг – путём снятия гирь с УВПД-5000, а остальные 100 кг – водой в контрольную ёмкость. Выдачу дозы проводили при постоянном избыточном давлении, равном 0,3 МПа. Рассчитывали поправки на массу вытесняющего воздуха в заправочных ёмкостях и на массу вытесненного воздуха в контрольных ёмкостях. Формулы для расчёта поправок приведены в работе (*Шульга В.М. и др.*, 2016). Продолжительность выдачи каждой дозы составляла 3,5÷4,5 часа, что соответствует времени заправки РБ «Фрегат». За массу фактически выданной *i*-й дозы $M_{\text{действ}}$ принимали массу дозы по показаниям контрольных весов с учётом поправки на вытесненный воздух. Погрешность выданной *i*-той дозы рассчитывали по формуле

$$\Delta^{i}_{\text{выд.доз}} = M^{i}_{\text{действ}} - M_{\text{д.з}}. \quad (1)$$

Рассчитывали среднее значение выданной дозы

$$\overline{M_{\text{действ}}} = \frac{\sum_{i=1}^{n} M^{i}_{\text{действ}}}{10},$$

систематическую погрешность

$$\Delta_{\text{сист}} = \overline{M_{\text{действ}}} - M_{\text{д.з}}$$

и среднеквадратическую погрешность единичного измерения при доверительной вероятности α=0,95

$$\sigma_{0,95} = K\sqrt{\frac{(M^{i}_{\text{действ}} - \overline{M_{\text{действ}}})^2}{n-1}},$$

где К=2,23 – коэффициент Стьюдента для *n*=10.

## 3. Результаты измерений

**Заправка «горючим».** Было выдано десять доз по 900 кг и две дозы по 1200 кг. При выдаче доз 900 кг погрешность отсечки, которая характеризует действия оператора, в восьми случаях была равно 0,0 кг, остальные показания: −0,1 кг и +0,1 кг. При выдаче доз в 1200 кг в обоих случаях погрешность отсечки равнялась 0,0 кг. На рисунке 2 приведены значения погрешности выдачи дозы $\Delta_{выд.доз}$ для доз 900 кг, рассчитанные по формуле (1).

Максимальная погрешность выдачи дозы составляет +0,11 кг, что много меньше требований погрешности взвешивания дозы по техническим условиям (ТУ) для УВПД-5000 (±1,0 кг) и требований по техническому заданию (ТЗ) на заправку (±0,3% или 2,7 кг).

Из рисунка 2 видно, что преобладает случайный характер погрешности: систематическая погрешность (показанная на рисунке штриховой линией) равна 0,01 кг, в то время как средняя квадратическая погрешность единичного измерения при α=0,95 (штрихпунктирные линии на рисунке 2) равна ±0,12 кг (±0,013%).

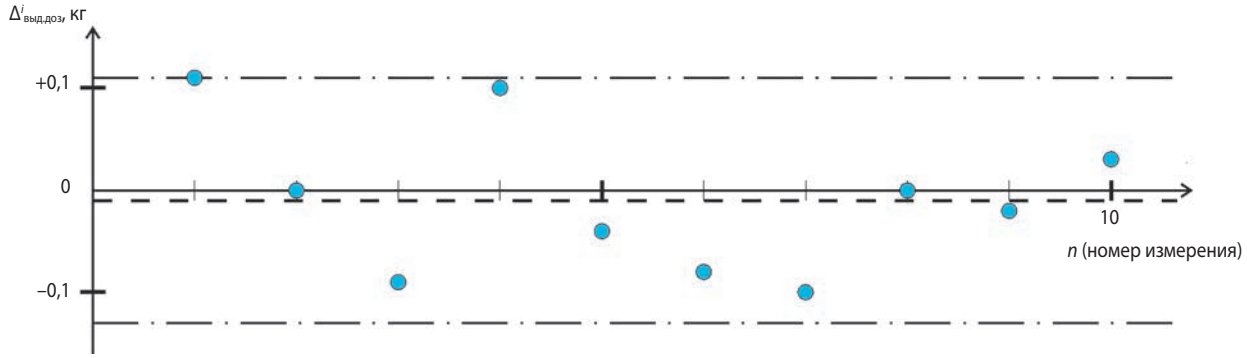



**рисунок 2.** Погрешность выдачи дозы 900 кг

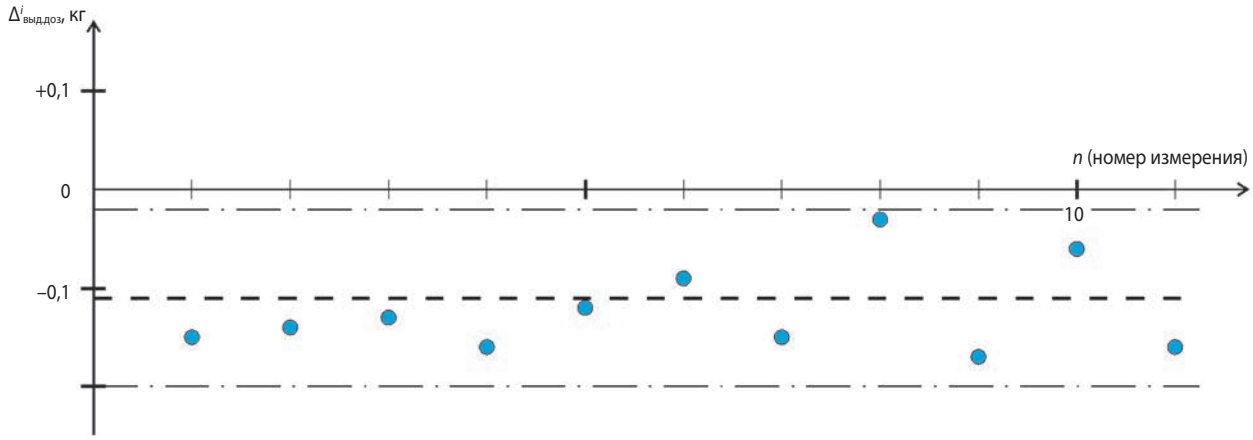



**рисунок 3.** Погрешность выдачи дозы 1300 кг

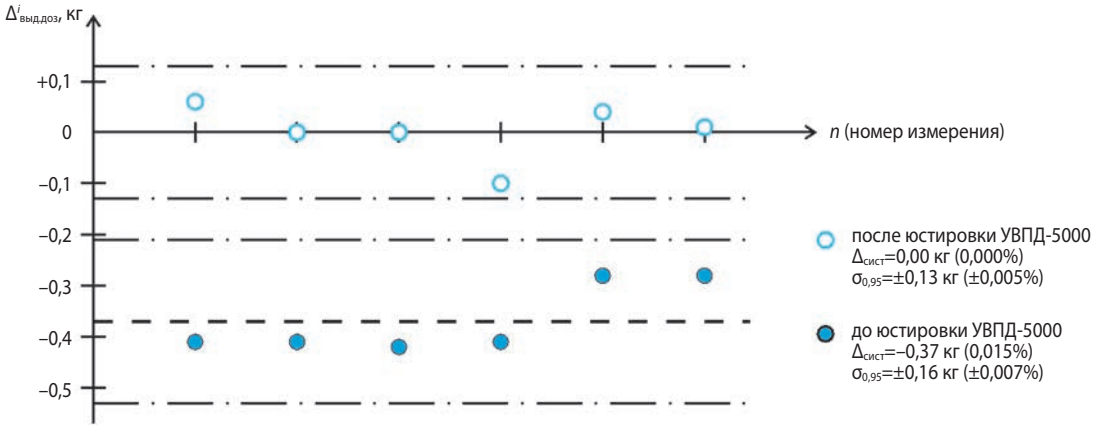



**рисунок 4.** Погрешность выдачи дозы 2400 кг

Для дозы 1200 кг были получены следующие результаты: первая доза 1199,87 кг (−0,13 кг) и вторая доза 1200,05 кг, т.е. фактическая погрешность была на уровне 0,01% от величины дозы.

**Заправка окислителем.** На рисунке 3 приведены результаты выдачи дозы с заданным значением 1300 кг.

Погрешность выдачи дозы в данном случае имеет небольшую, но ярко выраженную систематическую составляющую $\Delta_{сист}$=−0,11 кг (или 0,008%), которая сравнима со случайной погрешностью единичного измерения $\sigma_{0,95}$=±0,09 кг (0,007%). Допускаемая погрешность выдачи дозы в 1300 кг составляет ±3,9 кг (±0,3%). Погрешность отсечки в семи измерениях была равна 0,0 кг, в трёх случаях ±0,1 кг.

При выдаче шести доз 2400 кг (рисунок 4) заметно увеличение систематической погрешности, которая составила −0,37 кг (−0,015%) при $\sigma_{0,95}$=±0,16 кг (±0,007%). Эти величины являются малыми по сравнению с требованиями ТУ (±1,5 кг) и ТЗ (±7,2 кг).

Тем не менее, было принято решение проверить методику повышения точности заправки, рекомендованную авторами в работе (*Лебедев А.Г. и др.*, 2014). В соответствии с этими рекомендациями весы были догружены гирями так, чтобы суммарная масса гирь и ёмкости была равна массе пустого ТЗК (1050 кг). Далее показания обнулили и провели юстировку в диапазоне 0÷2500 кг.

После юстировки провели повторную выдачу шести доз по 2400 кг. Как видно из рисунка 4, систематическая составляющая была полностью исключена, а случайная осталась на прежнем уровне: ±0,13 кг (±0,005%).

Приведенные результаты получены на основе показаний основного канала. Показания резервного канала отличались на 0,1÷0,2 кг для доз 900 кг, 1200 кг, 1300 кг и на 0,2÷0,3 кг – для дозы 2400 кг. В целом, при дозировании по резервному каналу погрешность выдачи дозы не превысила бы значения ±0,03% для всех выданных доз без проведения дополнительной юстировки УВПД-5000.

## заключение

В данной работе рассматривалась технология заправки одного бака РБ «Фрегат» с использованием пары ТЗК-УВПД. Для более рационального использования заправочно-нейтрализационных станций предлагается проводить заправку следующим образом:

- выбирается пара ТЗК с *V*=2000 л и УВПД-5000;
- в зале заправки устанавливаются два УВПД-5000, на платформу каждого устройства устанавливается ТЗК 2000 л с «Г» (или с «О»);
- собирается схема таким образом, чтобы каждый бак РБ заправлялся из одного ТЗК;
- производятся подготовительные операции и далее − практически одновременная заправка двух баков из двух ТЗК.

Здесь разница во времени между началом заправки бака $Г_1$ и $Г_3$ (или $О_2$ и $О_4$) должна составлять порядка 20 мин, чтобы обеспечить окончание заправки баков в разное время и тем самым облегчить работу нарядов.

Проведённая экспериментально-методическая отработка показала эффективность технологии заправки РБ «Фрегат» с применением мобильных средств заправки. Базовое программное обеспечение в основном отражает выполнение технологических операций заправки разгонного блока.

Полученные экспериментальные результаты позволяют сделать следующие выводы:

- Технология заправки из ТЗК методом весового дозирования с применением УВПД-5000 обеспечивает необходимую точность заправки баков РБ «Фрегат».
- Экспериментальные результаты подтверждают обоснованность паспортных данных УВПД-5000, обеспечивающих взвешивание доз 250–2500 кг с погрешностью ±(1 кг÷1,5 кг).
- Применение специальных методов позволит в соответствии с ГОСТ Р 8.563-2009 «Методики (методы) измерений» аттестовать методики измерений, обеспечивающие заправку изделий с погрешностью не более ±(0,03%÷0,05%) от величины дозы.

## список литературы

*Борисов В.Г., Лебедев А.Г., Кузнецов В.И., Макаренко В.П. и др.* Применение метода компарирования при заправке космических аппаратов компонентами топлива // Законодательная и прикладная метрология. 2013. № 4. С. 20-24.

*Кузнецов Д.А., Телеппев П.П., Ермаков В.Ю.* Подход к решению вопроса по прогнозу уровней возмущений для электромаховичных исполнительных органов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 116-119.

*Лебедев А.Г., Назаров В.Н., Шульга В.М.* О погрешности весоизмерительных устройств, работающих в системах заправки космических аппаратов // Законодательная и прикладная метрология. 2015. № 3. С. 18-23.

*Лебедев А.Г., Шульга В.М.* Способ повышения точности заправки малых доз топлива в баки космических аппаратов // Приборы. 2014. № 7. С. 15-21.

*Рулев С.В., Лебедев А.Г., Николаев А.В., Шульга В.М. и др.* Весоизмерительные устройства для заправки баков разгонного блока «Фрегат» (к 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 74-80.

*Шульга В.М., Лебедев А.Г.* Экспериментальная отработка метода заправки баков космических аппаратов дозами компонентов топлива // Приборы. 2016. № 1. С. 41-46.

*Статья поступила в редакцию 27.02.2017 г.*

## ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

**1.** К публикации в журнале «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).

**2.** Статьи из других организаций направляются в адрес ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

**3.** Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

**4.** Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

**5.** Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
- индекс УДК (слева);
- инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
- основной текст;
- список литературы.

**6.** Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **А4**.

**7.** Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word 2010**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.

**8.** Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.

**9.** Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

**10.** Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.

**11.** Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имен).

**12.** Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.

**13.** К статье следует приложить диск с файлами:
- сформированной статьи;
- рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата А4);
- фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
- сведений об авторах.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

---

**издатель**
ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
**ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»**
редактор В.В. Ефанов
технический редактор А.В. Савченко
корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова
вёрстка А.Ю. Титова
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –
«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»
подписано в печать 26.04.2017. формат 60×84/$_8$.
бумага офсетная. печать офсетная. объём 23,0 печ. л. тираж 600 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт»
Врачебный пр., д. 10, пом. III, ком. 1, г. Москва, 125367



# МАРС 3

**28.05.1971**
ПЕРВАЯ МЯГКАЯ ПОСАДКА НА МАРС

# ФОБОС 1

**07.07.1988**
СБЛИЖЕНИЕ С ФОБОСОМ, ДИСТАНЦИОННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МАРСА И ФОБОСА



# МАРС 96

**16.11.1996**



# ЭКЗОМАРС 2016

ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОВЫХ ПРИМЕСЕЙ В АТМОСФЕРЕ МАРСА С ОРБИТЫ ЕГО ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА, ОТРАБОТКА ПОСАДКИ НА ПЛАНЕТУ



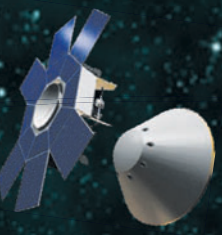



# ВЕНЕРА 7

**17.08.1970**
ПЕРВАЯ МЯГКАЯ ПОСАДКА НА ВЕНЕРУ

# ЭКЗОМАРС 2020

ДОСТАВКА ЕВРОПЕЙСКОГО МАРСОХОДА И РОССИЙСКОЙ ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ С НАУЧНЫМ КОМПЛЕКСОМ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ГЛАВНОЙ НАУЧНОЙ ЗАДАЧИ – ПОИСКА ПРИЗНАКОВ ЖИЗНИ НА МАРСЕ В ПРОШЛОМ И НАСТОЯЩЕМ



# ВЕНЕРА 9

**08.06.1975**
ВПЕРВЫЕ ПОЛУЧЕНЫ ЧЁРНО-БЕЛЫЕ ПАНОРАМЫ ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ



# ВЕНЕРА 15

**02.06.1983**
РАДИОЛОКАЦИОННОЕ КАРТОГРАФИРОВАНИЕ СЕВЕРНОГО ПОЛУШАРИЯ ВЕНЕРЫ, ПОСТРОЕНИЕ ВЫСОТНОГО ПРОФИЛЯ ПОВЕРХНОСТИ ВДОЛЬ ТРАССЫ СПУТНИКА



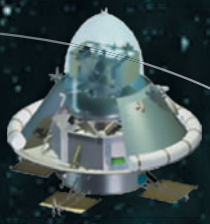
# БУМЕРАНГ 2024

ДОСТАВКА НА ЗЕМЛЮ ОБРАЗЦОВ ГРУНТА ФОБОСА



# МАРС-ГРУНТ 2026

ДОСТАВКА НА ЗЕМЛЮ ОБРАЗЦОВ ГРУНТА МАРСА



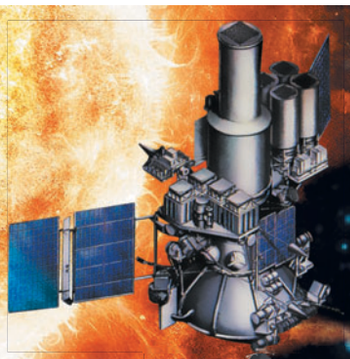



# ВЕГА 1

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ ПОСАДОЧНЫМ АППАРАТОМ, АТМОСФЕРЫ ПЛАНЕТЫ АЭРОСТАТНОЙ СТАНЦИЕЙ, ВПЕРВЫЕ ПОЛУЧЕНЫ ИЗОБРАЖЕНИЯ ЯДРА КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ, ДАННЫЕ ПО ЕЁ ХИМИЧЕСКОМУ СОСТАВУ И ДР.

ВЕСТНИК
2 2017
апрель
и ю н ь

1 июня 2017 года исполнилось 80 лет научно-производственному объединению имени Семёна Алексеевича Лавочкина. Предприятие было организовано как авиационное для создания истребителей с поршневыми двигателями. Далее – реактивная авиация, первая межконтинентальная ракета «Буря», зенитные управляемые ракеты.
С 1965 года – создание автоматических космических комплексов для фундаментальных научных исследований. Межпланетные станции предприятия впервые в мире совершили мягкую посадку на Луну, Венеру, Марс, сфотографировали ядро кометы Галлея с относительно близкого расстояния, создали автоматические орбитальные астрофизические обсерватории. Благодаря этим достижениям мы известны во всём мире. Разработка инновационных космических проектов успешно развивается под девизом «впервые в стране, впервые в мире».



## ГРАНАТ

**01.12.1989**
ИЗУЧЕНИЕ ВСЕЛЕННОЙ В РЕНТГЕНОВСКОМ И ГАММА-ДИАПАЗОНАХ ИЗЛУЧЕНИЯ

## АСТРОН

**01.12.1989**
ИЗУЧЕНИЕ ВСЕЛЕННОЙ В РЕНТГЕНОВСКОМ И ГАММА-ДИАПАЗОНАХ ИЗЛУЧЕНИЯ





## СПЕКТР-Р

**18.07.2011**
ИССЛЕДОВАНИЕ ВСЕЛЕННОЙ В РАДИОДИАПАЗОНЕ



## СПЕКТР-РГ

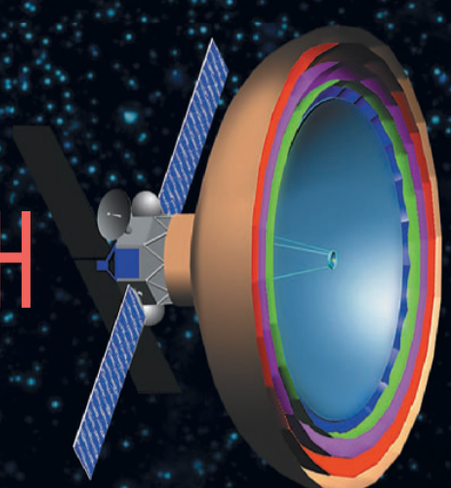
**2018**
ИССЛЕДОВАНИЕ ВСЕЛЕННОЙ В РЕНТГЕНОВСКОМ ДИАПАЗОНЕ, ОБЗОР ВСЕГО НЕБА

НОВЫЕ ОБСЕРВАТОРИИ СТРОЯТСЯ НА МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЕ **НАВИГАТОР**



## СПЕКТР-УФ

**2024**
ИССЛЕДОВАНИЕ ВСЕЛЕННОЙ В УЛЬТРАФИОЛЕТОВОМ ДИАПАЗОНЕ



## СПЕКТР-МИЛЛИМЕТРОН

ИССЛЕДОВАНИЕ ВСЕЛЕННОЙ В ДАЛЬНЕМ ИНФРАКРАСНОМ, СУБМИЛЛИМЕТРОВОМ И МИЛЛИМЕТРОВОМ ДИАПАЗОНАХ СПЕКТРА ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ