ISSN 2075-6941

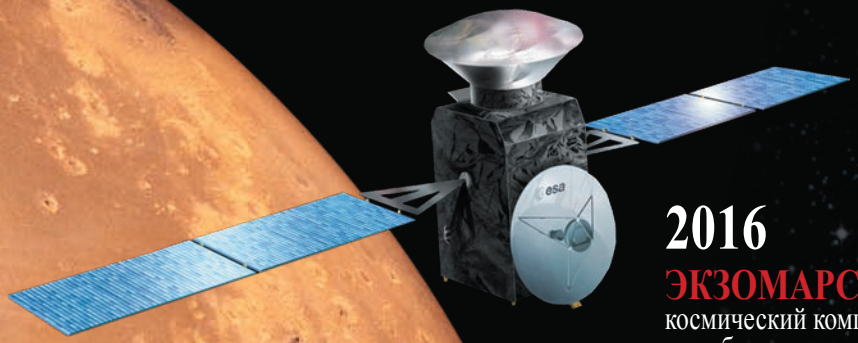
ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

(29) 3 2015

50 ЛЕТ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НПО имени С.А. Лавочкина

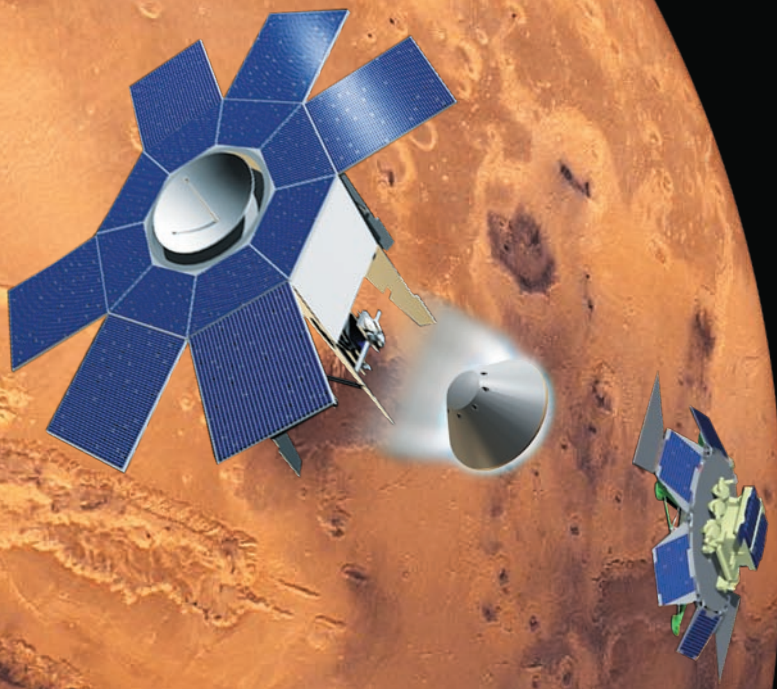
ПЕРВЫЕ НА ЛУНЕ НА ВЕНЕРЕ НА МАРСЕ

ОТ ИССЛЕДОВАНИЯ К ОСВОЕНИЮ МАРСА
МЕЖДУНАРОДНЫЕ ЭКСПЕДИЦИИ



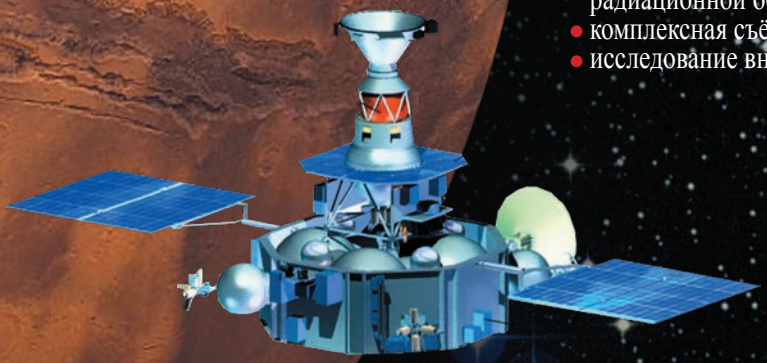
2016
ЭКЗОМАРС-1
космический комплекс состоит из орбитального и посадочного аппарата.

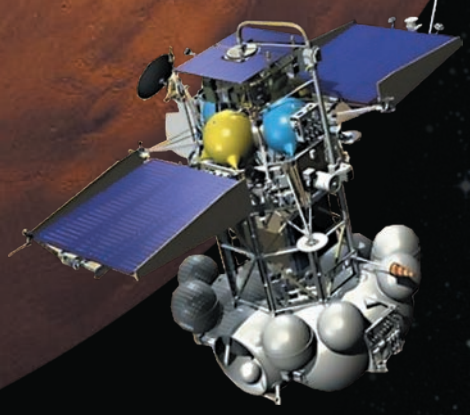
основные задачи:
- дистанционное исследование планеты и околомарсианского космического пространства;
- отработка посадки космического аппарата на Марс.



2018
ЭКЗОМАРС-2
основные задачи:
- посадка исследовательского аппарата с комплексом научной аппаратуры на планету в экваториальной области;
- доставка марсохода с установкой для глубинного бурения.

приоритетные исследования:
- поиск подповерхностной воды, её распределение;
- долговременный мониторинг радиационной обстановки и климата;
- комплексная съёмка поверхности;
- исследование внутренней структуры Марса.





2022
МАРС-ГРУНТ
БУМЕРАНГ
- долговременное изучение Марса, его спутников Фобоса и Деймоса.
- посадка на Марс, на Фобос или Деймос.
- доставка на Землю образцов их вещества.
- отработка новых методов посадки на тела Солнечной системы.

КОСМОНАВТИКА И РАКЕТОСТРОЕНИЕ

ВЕСТНИК НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА
2015 3 (29)

содержание

Поздравление руководителя Федерального космического агентства **И.А. Комарова** . . . 3
Поздравление Президента Российской Академии наук академика **В.Е. Фортова** . . . 4
Поздравление временно исполняющего обязанности генерального директора Объединенной ракетно-космической корпорации **Ю.В. Власова** . . . 5
Поздравление генерального директора ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» **С.А. Лемешевского** и генерального конструктора **В.В. Хартова** . . . 6
Поздравление генерального конструктора – генерального директора Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля» академика Национальной академии наук Украины **А.В. Дегтярёва** . . . 7
Хартов В.В.
От исследования к освоению ресурсов Луны. Вчера и завтра (к 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина . . . 8
Чванов В.К., Судаков В.С.
Соседи из Химок . . . 14
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 . . . 17
Пенязьков О.Г., Асташинский В.М., Данилова-Третьяк С.М.
Покорим космос вместе (о сотрудничестве Института тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси и НПО имени С.А. Лавочкина) . . . 28
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 . . . 32
Кочура С.Г., Кузоро В.И., Шанаврин В.С.
Успешный опыт сотрудничества . . . 37
Гафаров А.А., Головин Ю.М., Пономарев Н.Б., Ребров С.Г.
Пятьдесят лет сотрудничества в космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина и Центра Келдыша . . . 39
Тимченко А.Ю.
О сотрудничестве НПО имени С.А. Лавочкина и КБ «Южное» имени М.К. Янгеля . . . 45
Котомин А.А., Душенок С.А., Демьяненко Д.Б., Ефанов В.В., Горовцов В.В.
Новое поколение систем пироавтоматики КА – результат успешного сотрудничества . . . 48
Вербицкая Н.Ф., Дмитриев В.В., Кобзев Ю.Н., Луптаков Б.В.
Основные результаты сотрудничества . . . 55
Сыров А.С., Смирнов В.В., Соколов В.Н., Иодко Г.С., Мищихин В.В., Кособоков В.Н., Шатский М.А., Добрынин Д.А.
Бортовой комплекс управления платформы «НАВИГАТОР» . . . 58
Дегтярь В.Г.
Использование практических пусков БРПЛ для научных исследований и создания новых технологий . . . 64
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 . . . 69
Лебедев Е.Л.
Производственная практика в НПО имени С.А. Лавочкина – задел на будущее . . . 72
Рулев С.В., Лебедев А.Г., Николаев А.В., Шульга В.М., Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Ермаков В.Ю.
Весоизмерительные устройства для заправки баков разгонного блока «ФРЕГАТ» (к 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) . . . 74
Зелёный Л.М., Ксанфомалити Л.В.
От миссии «ВЕГА» у кометы Галлея к миссии «Розетта у кометы 67Р/ Чурюмова – Герасименко» . . . 81
Зелёный Л.М., Зайцев Ю.И.
Проект «ВЕГА»: как это было . . . 94
Агеенко Ю.И., Панин И.Г., Пегин И.В., Чесноков Д.В.
Жидкостные ракетные двигатели малой тяги с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования для космических аппаратов НПО имени С.А. Лавочкина . . . 103
Данилюк А.Ю., Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С.
Требования к облику и основным проектным параметрам микроракетного комплекса, предназначенного для запуска малых космических аппаратов размерностей «нано», «пико» и «фемто» . . . 107
Гектин Ю.М., Селиванов А.С.
Многозональное сканирующее устройство для геостационарного метеоспутника «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 . . . 114
Кочура С.Г., Школьный В.Н., Сунцов С.Б., Ефремов С.В.
Развитие новых технологий бортовой кабельной сети . . . 118
Кошкин М.И.
ГРДУ для микроспутников проектов «ПУЛЬСАР» и «ИНТЕРБОЛ» . . . 121
Назаров А.Е.
Орбитальное построение и управление орбитальной структурой инновационной космической системы «АРКТИКА-М» (к 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) . . . 124
Шестихин В.И., Назаров А.Е., Зеленевский Ю.В.
К вопросу обеспечения устойчивости высокоорбитальных группировок спутниковых систем непрерывного наблюдения (к 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина) . . . 132
Селезнёв Е.П., Смирнов И.Н., Дородников М.А.
Разработка и огневые испытания двухкомпонентных и однокомпонентных двигателей малой тяги в КБхиммаш имени А.М. Исаева . . . 140

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 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: 141400 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

главный редактор –
д.т.н., профессор ***К.М. Пичхадзе***
заместитель главного редактора –
д.т.н., профессор ***В.В. Ефанов***

редакционная коллегия

к.т.н. ***П.А. Грешилов***
В.М. Давыдов
д.т.н. ***К.А. Занин***
к.э.н. ***Х.Ж. Карчаев***
к.т.н. ***М.Б. Мартынов***
к.т.н. ***А.А. Моишеев***
д.т.н. ***А.Е. Назаров***
к.э.н. ***В.М. Романов***
А.В. Савченко
С.Н. Солодовников

редакционный совет

председатель д.т.н., профессор ***В.В. Хартов***
чл.-корр. РАН ***О.М. Алифанов***
д.ф.-м.н., профессор ***В.В. Асмус***
академик РАН ***А.А. Боярчук***
д.т.н., профессор ***Б.И. Глазов***
академик РАН ***Л.М. Зеленый***
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 ***Е.Н. Хохлачев***
чл.-корр. РАН ***Б.М. Шустов***
академик НАН Украины ***Я.С. Яцкив***

журнал является рецензируемым изданием

учредитель
ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»
журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связи и массовых коммуникаций.
свидетельство ПИ № ФС77–55759 от 28 октября 2013 г.

ISSN 2075-6941
9 772075 694002 15003

VESTNIK NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA
2015 3 (29)

COSMONAUTICS AND ROCKET ENGINEERING

chief editor – d.eng., professor ***K.M. Pichkhadze***
deputy chief editor – d.eng., professor ***V.V. Efanov***

e d i t o r i a l b o a r d

c.sc. (eng.) ***P.A. Greshilov***
V.M. Davydov
d.eng. ***K.A. Zanin***
c.sc. (ec.) ***K.Z. Karchayev***
c.sc. (eng.) ***M.B. Martynov***
c.sc. (eng.) ***A.A. Moisheev***
d.eng. ***A.E. Nazarov***
c.sc. (ec.) ***V.M. Romanov***
A.V. Savchenko
S.N. Solodovnikov

e d i t o r i a l c o u n c i l

chairman – d.eng., professor ***V.V. Khartov***
corresponding member RAN ***O.M. Alifanov***
doctor of physical and mathematical sciences, professor ***V.V. Asmus***
academician RAN ***A.A. Boyarchuk***
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 ***E.N. Khokhlachev***
corresponding member RAN ***B.M. Shustov***
academician NASU ***Ya.S. Yatskiv***

the journal is a reviewed publication

f o u n d e r

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
the journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight.
certificate ПИ № ФС77–55759
dated october 28, 2013

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

Congratulations of **I.A. Komarov**, Head of the Federal Space Agency . . . 3
Congratulations of **V.E. Fortov**, the President of the Russian Academy of Sciences, Academician . . . 4
Congratulation of **Yu.V. Vlasov**, Interim Director General of the United Rocket and Space Corporation . . . 5
Congratulations of **S.A. Lemeshevskiy**, Director General of the Federal Enterprise «Lavochkin Association», and **V.V. Khartov**, Designer General of the Federal Enterprise «Lavochkin Association» . . . 6
Congratulations of **A.V. Degtyarev**, Designer General and Director General of M.K. Yangel Yuzhnoye State Design Office, Academician of the National Academy of Sciences of Ukraine . . . 7
Khartov V.V.
From exploration to deployment of Moon resources. Yesterday and tomorrow (in tribute to 50th anniversary of space activity of Lavochkin Association) . . . 8
Chvanov V.K., Sudakov V.S.
Our neighbors from Khimki . . . 14
Zelenyi L.M., Khartov V.V., Zastenker G.N., Kovrazhkin R.A. et al.
Study of solar-terrestrial relationship by means of Spacecraft built by Lavochkin Association . . . 17
Penyazkov O.G., Astashynski V.M., Danilova-Tretiak S.M.
Let's conquer space together (on cooperation between A.V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of the NAS of Belarus and Lavochkin Association) . . . 28
Murashko V.M., Kozubskiy K.N. Vertakov N.M., Koryakin A.I.
On scientific and technical cooperation between Lavochkin Association and «Fakel» EDB. In commemoration of the 50th anniversary of Lavochkin Association space activities . . . 32
Kochura S.G., Kuzoro V.I., Shanavrin V.S.
The successful experience of cooperation . . . 37
Gafarov A.A., Golovin Yu.M., Ponomarev N.B., Rebrov S.G.
Fifty year collaboration in space area between Lavochkin Association and Keldysh Center . . . 39
Timchenko A.Yu.
On the cooperation between Lavochkin Association and M.K. Yangel Yuzhnoye Design Office . . . 45
Kotomin A.A., Dushenok S.A., Demyanenko D.B., Efanov V.V., Gorovtsov V.V.
A new generation of spacecraft pyroautomatic systems as the result of successful cooperation . . . 48
Verbitskaya N.F., Dmitriev V.V., Kobzev Yu.N., Luptakov B.V.
The main results of the cooperation . . . 55
Syrov A.S., Smirnov V.V., Sokolov V.N., Iodko G.S., Mischihin V.V., Kosobokov V.N., Shatsky M.A., Dobrynin D.A.
The «NAVIGATOR» platform on-board control system . . . 58
Degtyar V.G.
Usage of submarine ballistic rockets practical launches for scientific studies and creation of new technologies . . . 64
Melnichuk A.D. Popesku E.P. Nazarov A.O.
The milestones of cooperation between Lavochkin Association and Main Test Spaces Center . . . 69
Lebedev E.L.
Practical training at Lavochkin Association premises – experience for the future . . . 72
Rulev S.V., Lebedev A.G., Nikolaev A.V., Shulga V.M., Telepnev P.P., Kuznetsov D.A., Ermakov V.Yu.
Weight measuring devices for fueling the tanks of «FREGAT» Upper Stage (in commemoration of the 50th anniversary of Lavochkin Association space activities) . . . 74
Zelenyi L.M., Ksanfomaliti L.V.
From the «VEGA» mission near Comet Halley to the «Rosetta» mission near comet 67P/ Churyumov – Gerasimenko . . . 81
Zelenyi L.M., Zaitsev Yu.I.
The «VEGA» mission: the way it was . . . 94
Ageenko Yu.I., Panin I.G., Pegin I.V., Chesnokov D.V.
Low-thrust liquid rocket engines with deflector centrifugal scheme of mixture formation for spacecraft by Lavockin Association . . . 103
Daniluk A.Yu., Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Osadchenko A.S.
Requirements for appearance and basic design parameters of the micro-rocket complex, designed for launch of «nano», «pico» and «femto»-size small spacecraft . . . 107
Gektin Yu.M., Selivanov A.S.
Multi-zone scanning device for the «ELECTRO-L» № 1 geostationary meteo satellite . . . 114
Kochura S.G., Shkolniy V.N., Suntsov S.B., Efremov S.V.
The development of onboard harness new technologies . . . 118
Koshkin M.I.
The gas-jet propulsion system for microsatellites of «PULSAR» and «INTERBALL» programs . . . 121
Nazarov A.E.
Orbital arrangement and control of the «ARCTIKA-M» innovative space system orbital structure (in commemoration of the 50th anniversary of Lavochkin Association space activities) . . . 124
Shestikhin V.I., Nazarov A.E., Zelenevskiy Yu.V.
On issue of stabilization of the clusters of high-orbital satellites for continuous observations (in commemoration of the 50th anniversary of Lavochkin Association space activities) . . . 132
Seleznev E.P., Smirnov I.N., Dorodnikov M.A.
Development and firing tests of monopropellant and bipropellant low-thrust engines by Isayev Chemical Engineering Design Bureau . . . 140

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 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: 141400 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

ПОЗДРАВЛЕНИЕ РУКОВОДИТЕЛЯ ФЕДЕРАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АГЕНТСТВА ИГОРЯ АНАТОЛЬЕВИЧА КОМАРОВА КОЛЛЕКТИВУ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА С 50-ЛЕТИЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

В этом году исполняется пятьдесят лет космической деятельности Федерального государственного унитарного предприятия «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина». Являясь одним из ведущих предприятий Федерального космического агентства, Вы обеспечиваете реализацию государственной политики в создании ракетно-космической техники для научного, социально-экономического развития и обороноспособности страны.

Высокий научно-технический потенциал предприятия, высокие компетенции в области создания летательных аппаратов позволили уже в первый год Вашей космической деятельности отправить и впервые успешно посадить на Луну автоматический космический аппарат. Затем была первая мягкая посадка аппарата на Венеру, первая мягкая посадка на Марс. Полет к комете Галлея, первый аэростатный зонд в атмосфере Венеры. Орбитальные автоматические астрофизические обсерватории мирового уровня «АСТРОН», «ГРАНАТ». Уже четыре года успешно работает на орбите «РАДИОАСТРОН». Всё это подтверждает статус предприятия, как головного в отрасли по созданию автоматических космических комплексов для фундаментальных научных исследований.

Вами создаются также аппараты дистанционного зондирования Земли, служащие социально-экономическому развитию и обеспечению обороноспособности России. В настоящее время успешно функционирует на геостационарной орбите гидрометеорологический спутник «ЭЛЕКТРО-Л», в ближайшей перспективе уйдет в полёт космический аппарат «АРКТИКА». Развернута программа по созданию лунных аппаратов нового поколения «ЛУНА-ГЛОБ», «ЛУНА-РЕСУРС», готовится к запуску в 2018 году «ЭКЗОМАРС» совместно с Европейским космическим агентством. Создаются инновационные орбитальные астрофизические обсерватории «СПЕКТР-РГ» и «СПЕКТР-УФ». Проектируются и другие межпланетные станции, спутники научного и прикладного назначения.

Коллегия Федерального космического агентства сердечно поздравляет коллектив ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» с 50-летием космической деятельности и желает дальнейших творческих и производственных успехов на благо России, плодотворного, эффективного взаимодействия с предприятиями кооперации и институтами Российской Академии наук, а также экономического благополучия.

Руководитель Федерального
космического агентства

И.А. Комаров

ПОЗДРАВЛЕНИЕ ПРЕЗИДЕНТА РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК АКАДЕМИКА ВЛАДИМИРА ЕВГЕНЬЕВИЧА ФОРТОВА КОЛЛЕКТИВУ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА С 50-ЛЕТИЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Полвека насчитывает плодотворное сотрудничество учёных Академии наук с коллективом НПО имени С.А. Лавочкина в области создания автоматических космических комплексов для приоритетных направлений фундаментальных исследований.

Мощный и уникальный интеллектуальный и научно-технический потенциал широко известного в нашей стране и за рубежом предприятия, созданного выдающимся конструктором авиационной и ракетной техники мирового уровня членом-корреспондентом Академии наук Семёном Алексеевичем Лавочкиным, его приемниками и продолжателями славных традиций коллектива членом-корреспондентом Академии наук Георгием Николаевичем Бабакиным и членом-корреспондентом Академии наук Вячеславом Михайловичем Ковтуненко послужил основой создания серий уникальных автоматических космических станций для решения актуальных и приоритетных задач фундаментальных космических исследований. Созданные Вами космические аппараты обеспечили российским учёным получение приоритетных результатов мирового уровня в области пионерских исследований Марса, Венеры, Луны и малых тел Солнечной системы, внеатмосферной астрономии и солнечно-земных связей.

Надёжное функционирование этих аппаратов позволило российским учёным впервые в мире получить уникальные результаты исследований поверхности Луны и доставленных на Землю в автоматическом режиме образцов лунного грунта. Высоко оценены мировым научным сообществом приоритетные результаты анализа поверхности Венеры в месте посадки и химического состава её атмосферы, изучения физико-химических свойств кометы Галлея и глобального картирования Венеры бортовым радиолокатором.

Были широко развёрнуты исследования солнечно-земных связей и магнитосферы Земли спутниками серии «ПРОГНОЗ» и «ИНТЕРБОЛ».

Созданные НПО имени С.А. Лавочкина орбитальные астрофизические обсерватории «АСТРОН» и «ГРАНАТ» позволили нашим учёным совместно с зарубежными специалистами ведущих европейских стран получить приоритетные знания об астрономических объектах в различных областях спектра электромагнитных излучений.

Надежды российских учёных связаны с работами предприятия по созданию современного поколения космических аппаратов для расширения приоритетных исследований Луны, Марса и малых тел Солнечной системы. Успешная лётная отработка платформы «НАВИГАТОР» даёт веские основания для успешного создания астрофизических орбитальных обсерваторий мирового уровня.

Поздравляю коллектив НПО имени С.А. Лавочкина с 50-летием космической деятельности и желаю дальнейших творческих успехов в создании ракетно-космической техники мирового уровня для развития приоритетных направлений российской и мировой космической науки на благо нашего Отечества.

Президент РАН,
академик

В.Е. Фортов

ПОЗДРАВЛЕНИЕ ВРЕМЕННО ИСПОЛНЯЮЩЕГО ОБЯЗАННОСТИ ГЕНЕРАЛЬНОГО ДИРЕКТОРА ОБЪЕДИНЕННОЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ КОРПОРАЦИИ ЮРИЯ ВЕНИАМИНОВИЧА ВЛАСОВА КОЛЛЕКТИВУ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА С 50-ЛЕТИЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

В 1965 году под руководством Главного конструктора Георгия Николаевича Бабакина в Научно-производственном объединении имени С.А. Лавочкина (в то время машиностроительный завод имени С.А. Лавочкина) по решению руководства страны был начат отсчет космической работы предприятия. Из королевского ОКБ-1 Вам было передано создание автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований Луны и планет Солнечной системы. И уже в следующем году был запущен космический аппарат «ЛУНА-9», который впервые в мире осуществил мягкую посадку. Этот аппарат, в основном, был разработан в ОКБ-1, но Вами он был в короткое время усовершенствован и испытан, что и определило успех.

Ваши межпланетные станции были первыми на Венере и Марсе. И в дальнейшем Ваши изделия успешно обеспечивали фундаментальные исследования ближнего и дальнего космоса. Всему миру известны «ЛУНА-16» – первая доставка на Землю лунного грунта в автоматическом режиме, «ЛУНОХОД», «ВЕГА-1, -2», доставившая посадочный аппарат и аэростатный зонд на Венеру, а также провела съемку и исследования кометы Галлея и другие научные спутники и межпланетные станции. Весьма успешными были Ваши спутники дистанционного зондирования Земли серии «ОКО» и «АРКОН-1».

В настоящее время на орбите работают «ЭЛЕКТРО-Л» и «РАДИОАСТРОН», созданные на универсальной космической платформе «НАВИГАТОР». Она в дальнейшем будет основой автоматических космических аппаратов «АРКТИКА-М», «СПЕКТР-РГ», «СПЕКТР-УФ», «ЭЛЕКТРО-М» и других. На ближайшую перспективу развернуты работы по новой лунной программе, по российско-европейскому проекту «ЭКЗОМАРС». Ваш уникальный межорбитальный буксир «Фрегат» успешно выводит на высокоэнергетические и отлетные траектории отечественные и зарубежные спутники и межпланетные станции, заслужив высокий авторитет в мире.

Надеюсь, что и дальнейшая Ваша работа будет столь же успешной.

Руководство Объединенной ракетно-космической корпорации от всей души поздравляет коллектив Научно-производственного объединения имени С.А. Лавочкина с 50-летием космической деятельности и желает дальнейших творческих успехов на благо Российской Федерации и экономического благополучия.

ВРИО генерального директора Ю.В. Власов

ПОЗДРАВЛЕНИЕ ГЕНЕРАЛЬНОГО ДИРЕКТОРА ФГУП «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» СЕРГЕЯ АНТОНОВИЧА ЛЕМЕШЕВСКОГО И ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА ВИКТОРА ВЛАДИМИРОВИЧА ХАРТОВА КОЛЛЕКТИВУ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА С 50-ЛЕТИЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Итак, позади 50 лет нашего пребывания в космосе. Это время работы, наполненной борьбой за высочайшие технические характеристики, за совершенство конструкции, за выполнение астрономических сроков, за надёжность и качество изделий. А продукция каждый раз была той, которая нужна была стране для лидерства в научном космосе, для обеспечения обороноспособности страны и социально-экономического развития.

Не в малой мере, благодаря нашему труду страна опередила всех в освоении космического пространства, Луны и планет Солнечной системы автоматическими космическими аппаратами. Мы были первыми на Луне, на Венере, на Марсе. Это самая яркая черта проектно-конструкторской школы Семёна Алексеевича Лавочкина – смело браться за принципиально новые задачи, сплачивать вокруг себя лучшие научные и технические силы страны и достигать в кратчайшие сроки результаты мирового уровня. И это именно то, что нужно развивать нам сегодня. У предприятия с большой историей главная ценность не в конкретных технических решениях, накопленных за долгие годы работы, а в учёных, специалистах, в их опыте и умении искать оптимальные решения, в их правильном отношении к делу и к родному предприятию. Такие люди есть, есть молодёжь, способная учиться, воспринимать и развивать методы и технологии, наработанные за всю богатую историю. Новые проекты по изучению и освоению Луны, Марса, по исследованию Вселенной, по дистанционному зондированию Земли требуют объединения знаний и усилий ветеранов и молодёжи. Значит, есть у нас не только хорошее прошлое и настоящее, но и будущее должно быть ещё лучше.

Так что 50 лет это золотой период. А впереди платиновый, бриллиантовый периоды нашей космической деятельности.

С праздником, дорогие коллеги!

Генеральный директор

С.А. Лемешевский

Генеральный конструктор

В.В. Хартов

ПОЗДРАВЛЕНИЕ ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА – ГЕНЕРАЛЬНОГО ДИРЕКТОРА ГОСУДАРСТВЕННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ «КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО «ЮЖНОЕ» ИМЕНИ М.К. ЯНГЕЛЯ», АКАДЕМИКА НАЦИОНАЛЬНОЙ АКАДЕМИИ НАУК УКРАИНЫ, АЛЕКСАНДРА ВИКТОРОВИЧА ДЕГТЯРЁВА КОЛЛЕКТИВУ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА С 50-ЛЕТИЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Уважаемые коллеги – сотрудники НПО имени С.А. Лавочкина!

Коллектив ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля сердечно поздравляет коллег из НПО имени С.А. Лавочкина с знаменательной датой – 50-летием космической деятельности!

Благодаря творческим усилиям Вашего коллектива и его руководителей, прежде всего Георгия Николаевича Бабакина и всех его последователей, предприятие преобразовалось в элитную организацию отечественной космонавтики, реализовало наиболее ответственные государственные заказы, шагая в ногу со временем и часто опережая его, став во многих областях первопроходцем.

С 1965 года в биографии «лавочкинцев» была открыта новая глава – космическая. НПОЛ активно включилось в разработку и создание автоматических космических комплексов для исследований Луны, Венеры, Марса и его спутника Фобос, кометы Галлея. Созданные аппараты впервые осуществили мягкую посадку на Луну, Венеру и Марс. Впервые автоматическими средствами произведен забор образцов лунного грунта и доставка его на Землю, впервые «ЛУНОХОД» совершил многокилометровый маршрут по поверхности Луны, впервые получены снимки поверхности Венеры и картографирование ее северного полушария с использованием бортового радиолокатора. КА «ВЕГА» провел комплексные исследования кометы Галлея. Весомый вклад в фундаментальные исследования солнечно-земных связей и магнитосферы Земли внесен с помощью космических аппаратов серии «ПРОГНОЗ» и «ИНТЕРБОЛ». А созданные коллективом НПОЛ астрофизические обсерватории «АСТРОН» и «ГРАНАТ» сделали существенный скачок в области внеатмосферных астрофизических исследований, с их помощью сделан ряд научных открытий, вошедших в мировую астрофизику.

С именем предприятия связан и разработанный на фирме универсальный разгонный блок «ФРЕГАТ», не уступающий, а в некоторых аспектах и превосходящий, российские и зарубежные аналоги.

Приятно отметить, что продолжительное время коллектив «лавочкинцев» возглавлял Вячеслав Михайлович Ковтуненко, который ранее работал в нашем коллективе и вместе с Михаилом Кузьмичем Янгелем был основателем «космического» направления работ КБ «Южное».

Во все годы не ослабевала связь ученых и конструкторов наших коллективов в совместном решении научно-технических проблем, таких как создание и эксплуатация серии КА «ПРОГНОЗ» и «ИНТЕРБОЛ».

Яркий пример этого сотрудничества – успешные запуски созданных Вами космических аппаратов «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-Р» с использованием нашей РН «ЗЕНИТ».

Накопленный и успешно реализуемый богатейший опыт сегодня позволяет коллективу НПО имени С.А. Лавочкина вести работы по созданию новых, более совершенных космических комплексов и систем для исследования Луны, Меркурия, Венеры, Марса, Юпитера и малых тел Солнечной системы.

Уверены, что нынешнее поколение «лавочкинцев» и его ветераны продолжат эстафету славных космических дел во имя науки, мира и прогресса.

Генеральный конструктор – генеральный директор
ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля А.В. Дегтярёв

УДК 629.78(091) «Луна»

ОТ ИССЛЕДОВАНИЯ К ОСВОЕНИЮ РЕСУРСОВ ЛУНЫ. ВЧЕРА И ЗАВТРА (К 50-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА)

FROM EXPLORATION TO DEPLOYMENT OF MOON RESOURCES. YESTERDAY AND TOMORROW (IN TRIBUTE TO 50TH ANNIVERSARY OF SPACE ACTIVITY OF LAVOCHKIN ASSOCIATION)

В.В. Хартов[1],
профессор, доктор технических наук,
khartov@laspace.ru;
V.V. Khartov

Представлены проекты перспективных лунных автоматических аппаратов и научные задачи, решаемые ими. Описано начало космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина.

Ключевые слова: Луна; фундаментальные космические исследования; лунные аппараты

The projects of advanced and farsighted moon automatic vehicles and scientific objectives which can be realized by means of these vehicles are represented. The beginning of space activity of Lavochkin Association is described.

Key words: Moon; fundamental space researches; moon vehicles.

В 1965 году Правительством СССР в целях повышения эффективности и совершенствования управления было принято решение о создании ряда головных по направлениям космической деятельности предприятий. В частности, НПО имени С.А. Лавочкина (в то время машиностроительный завод имени С.А. Лавочкина) было поручено создание автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований Луны и планет Солнечной системы. Главным конструктором был назначен Георгий Николаевич Бабакин. Ранее все направления космонавтики и ракетостроения были сосредоточены в ОКБ-1, возглавляемом С.П. Королевым. В том же году из ОКБ-1 в НПО имени С.А. Лавочкина была передана проектно-конструкторская документация на лунные и венерианские аппараты. Правительством были определены сроки создания и запусков этих КА, в которые нельзя было вложить создание принципиально новых изделий. Поэтому конструкция переданных аппаратов была принята как базовая, но в нее специалистами нашего предприятия были внесены значительные усовершенствования, в частности изменена конструкция лунного посадочного устройства.

Анализ адаптации ученых и специалистов НПО имени С.А. Лавочкина к космической тематике и результаты летных испытаний первых КА, созданных ими, подтвердил правильность и эффективность привлечения нашего предприятия к космонавтике. Этому также значительно способствовала научная школа проектирования и конструирования летательных аппаратов, созданная основателем предприятия, членом-корреспондентом АН СССР С.А. Лавочкиным. Становление и развитие такой научной шко-

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

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

лы подтверждается успешными винтомоторными и реактивными истребителями ЛА-5, ЛА-7, ЛА-250 («АНАКОНДА»), зенитными управляемыми ракетами для систем ПВО «БЕРКУТ» и «ДАЛЬ», межконтинентальной крылатой ракетой «БУРЯ».

В январе 1966 года был запущен КА «ЛУНА-9», который впервые в мире осуществил мягкую посадку на естественный спутник Земли. Его спускаемый аппарат показан на рисунке 1.

рисунок 1. КА «ЛУНА-9»

В том же году также впервые на орбиту искусственного спутника Луны был выведен КА «ЛУНА-10». Затем, в 1970 году, после серии неудач из-за ошибочных исходных данных по параметрам венерианской атмосферы (давление и температура на поверхности) спускаемый аппарат КА «ВЕНЕРА-7» совершил мягкую посадку на поверхность и передал на Землю, что температура на поверхности планеты около 500°С, а внешнее давление около 100 атм. Указанные аппараты выводились в космос ракетой-носителем типа «МОЛНИЯ» с разгонным блоком «Л».

Переход на ракету-носитель «ПРОТОН» с разгонным блоком «Д» позволил создать новое поколение научных автоматических КА, имеющих значительно большую массу комплекса научной аппаратуры. Бабакин успешно реализовал свою концепцию единой платформы для серии лунных аппаратов и межпланетных станций. Базовой платформой для лунников был корректирующе-тормозной блок «КТ», на который устанавливалась взлетная ракета, доставляющая грунт с Луны на Землю в автоматическом режиме («ЛУНА-16, -20, -24») (*Хартов В.В., Зеленый Л.М. и др.*, 2010), или мобильная исследовательская лаборатория, управляемая с Земли, – «ЛУНОХОД» («ЛУНА-17, -21»). На рисунке 2 показан космический аппарат «ЛУНА-16».

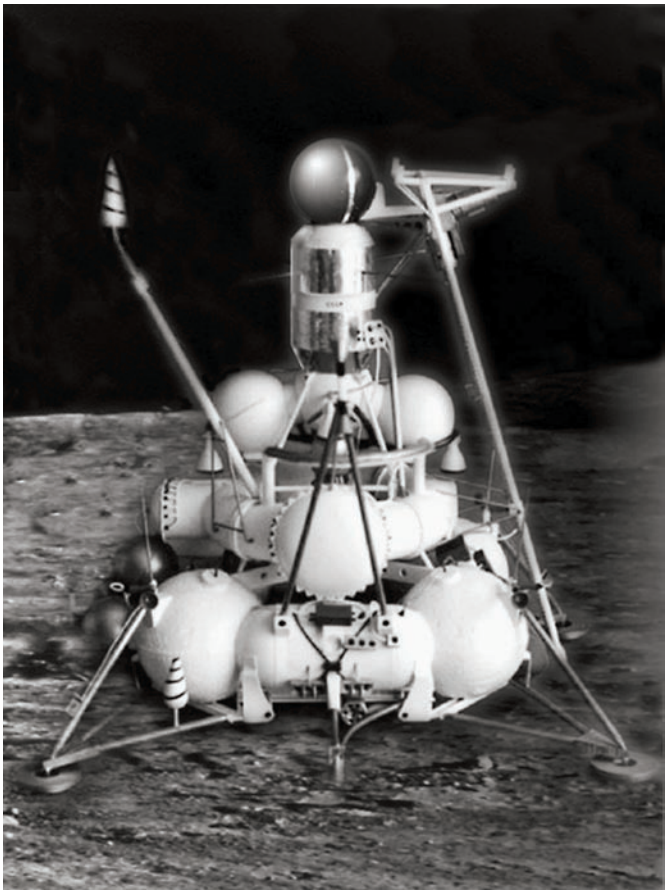


рисунок 2. КА «ЛУНА-16»

По этому же принципу создавались в НПО имени С.А. Лавочкина и последующие автоматические КА, которые строились на базовом орбитальном аппарате. Это венерианские аппараты («ВЕНЕРА-9, -10, -11, -12, -13, -14, -15», «ВЕГА-1, -2») и марсианские («МАРС-2, -3, -4, -5, -6, -7»), астрофизические обсерватории «АСТРОН» и «ГРАНАТ»; искусственные спутники Земли серии «ПРОГНОЗ» и «ИНТЕРБОЛ» (*Зеленый Л.М., Зайцев Ю.И.*, 2014; *Автоматические космические аппараты…*, 2010).

Этого же базового принципа наше предприятие не только придерживается в своих разработках, но и совершенствует его, добавляя к нему модульность конструкции. В XXI веке нами запущены малоразмерные научные спутники «ЗОНД-ПП» (2011) и «ВЕРНОВ (РЭЛЕК)» (2014), созданные на унифицированной платформе «КАРАТ». Выведены на геостационарную орбиту гидрометеорологический спутник «ЭЛЕКТРО-Л» (2011) и на высокоэллиптическую орбиту астрофизическая обсерватория, работающая в радиодиапазоне электромагнитного излучения «СПЕКТР-Р-РАДИОАСТРОН» (2011). В их состав входят универсальная орбитальная платформа «НАВИГАТОР» и модуль полезной нагрузки. На единой платформе будут строиться и последующие спутники социально-экономического назначения, и новые астрофизические обсерватории. Начиная с 2000 года,

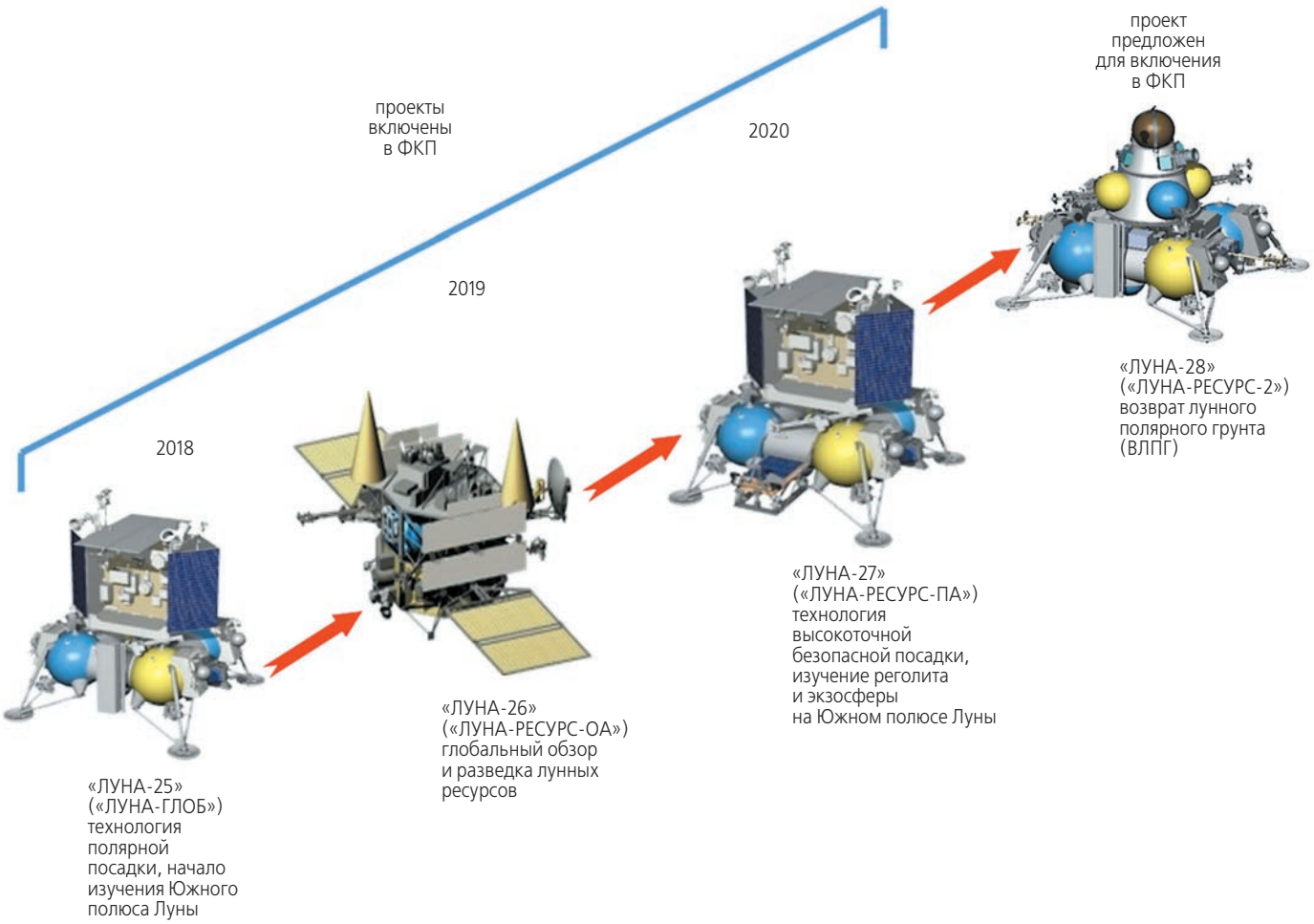


рисунок 3. Проекты лунной программы

с нашим разгонным блоком «ФРЕГАТ» успешно выведено на высокоэнергетические отлетные орбиты более 110 отечественных и зарубежных КА.

В настоящее время Федеральной космической программой 2016–2025 гг. определено, что освоение Луны автоматическими космическими аппаратами является приоритетным в области исследования планет Солнечной системы. По мнению Российской Академии наук, основным районом изучения является Южный полюс, который будет исследоваться дистанционными и контактными методами, вплоть до доставки образцов грунта и лунного реликтового водяного льда на Землю в исходном состоянии.

Проведенный системно-проектный анализ создания лунных автоматических КА на новом инженерно-технологическом уровне (по сравнению с аппаратами «ЛУНА-16, -24») показал необходимость разработки итерационного подхода к реализации рассматриваемых проектов. Этот подход подразумевает предварительную летную апробацию ключевых технических 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 летучих и т.п.); поэтапное наращивание сложности экспедиции с посадкой на Луну; привлечение международной кооперации; адаптация отработанных проектно-технологических решений к перспективным планетным экспедициям на Марс, Фобос и к другим телам Солнечной системы.

При рассмотрении предложенной выше программы следует также иметь в виду, что она, как рекогносцировочный этап, хорошо вписывается в амбициозную идею (пока виртуальную) создания долговременной научно-промышленной лунной базы, в том числе и на обратной стороне. В весьма отдаленной перспективе с помощью автоматизированных систем можно будет вести, например, углубленные астрофизические, плазменные и другие исследования физики космоса, осуществлять добычу и доставку на Землю весьма востребованных полезных ископаемых. Эффективное функционирование такой базы невозможно без периодически организуемых кратковременных экспедиций посещения космонавтами для проведения регламентных и ремонтных работ.

В соответствии с Федеральной космической программой 2016–2025 гг. НПО имени С.А. Лавочкина создает серию автоматических космических лунных аппаратов. Они будут проводить уникальные иссле-

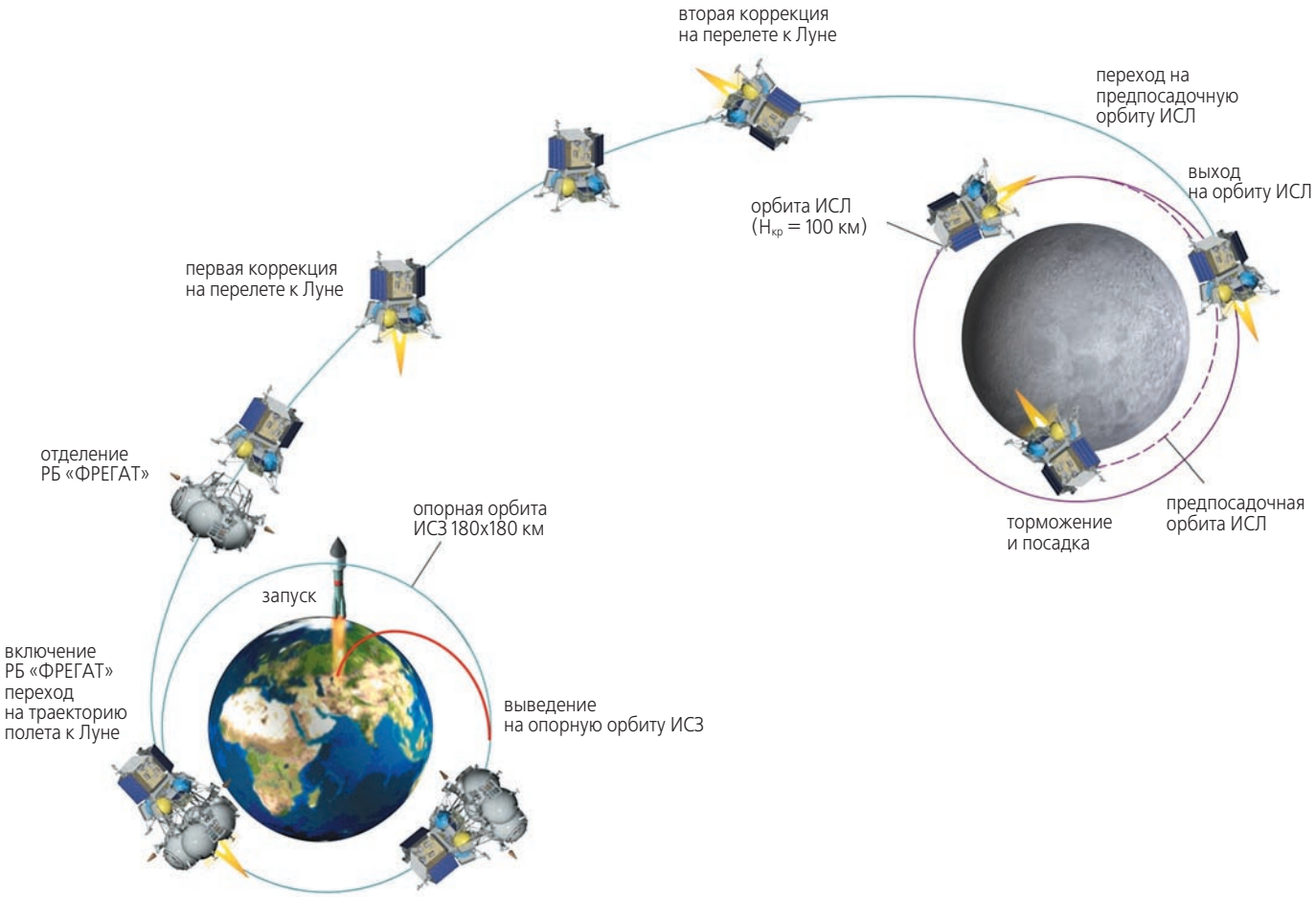


рисунок 4. Схема полета «ЛУНЫ-25»

дования в ранее недоступных районах (Южный полюс). Научными комплексами этих аппаратов будут проводиться только уникальные эксперименты.

На рисунке 3 представлена линейка упомянутых выше аппаратов. Их обозначения будут продолжением предыдущих серий, завершенных в 1976 году (КА «ЛУНА-24»).

Первым новым изделием будет КА «ЛУНА-25» («ЛУНА-ГЛОБ»). Он предназначен для доставки на поверхность естественного спутника научной аппаратуры для комплексных исследований в околополярной области и также, что не менее важно, для отработки технологии безопасной мягкой посадки и для летной квалификации отдельных служебных систем и устройств. Они будут использоваться на последующих лунных и межпланетных станциях.

Основными научными задачами экспедиции будут:

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

Старт в 2018 году будет осуществляться с космодрома Байконур ракетой космического назначения «СОЮЗ-2» с разгонным блоком «ФРЕГАТ». В процессе перелета будут проводиться коррекции орбиты и маневр по формированию перицентра высотой 18 км, располагающегося над широтой района предстоящей посадки. Таким образом, будет сформирована посадочная орбита, на ней будут проведены траекторные измерения, затем в систему управления будет введено полетное задание на программу торможения и осуществление мягкой посадки КА в заданном месте Южного полюса Луны.

Схема полета «ЛУНЫ-25» показана на рисунке 4.

В случае неподготовленности или отмены сеанса посадки в выбранный район в заданное время логикой работы аппарата предусматривается посадка в другой район.

На 2019 год также с космодрома Байконур намечен старт космического аппарата «ЛУНА-26» («ЛУНА-РЕСУРС-1» – ОРБИТАЛЬНЫЙ). Он предназначен для проведения комплекса дистанционных научных исследований Луны с орбиты ее искусственного спутника. В отличие от предыдущего аппарата, масса полезной нагрузки в несколько раз больше (~160 кг), что позволит провести беспрецедентный по объему и эффективности комплекс экспериментов.

Основными научными задачами экспедиции будут:
- картографирование минералогического состава;
- картирование распределения водяного льда на поверхности;
- исследование структуры подповерхностных слоев;
- топография лунной поверхности;
- изучение экзосферы, плазменного окружения Луны и процессов взаимодействия плазмы с поверхностью;
- исследование космических лучей и нейтрино ультравысоких энергий (эксперимент ЛОРД).

В 2020 году также с космодрома «Байконур» стартует космический комплекс «ЛУНА-27» («ЛУНА-РЕСУРС-1» – ПОСАДОЧНЫЙ). Он предназначен для доставки на поверхность естественного спутника Земли, по существу автоматизированной физико-химической лаборатории для проведения широкого спектра контактных исследований в районе Южного полюса.

Основными научными задачами этой экспедиции будут:
- исследование минералогического, химического, элементного и изотопного состава лунного реголита в образцах, доставленных с различных глубин до 2 метров из двух-трёх разных мест около посадочного аппарата, и в образцах реголита поверхностного слоя;
- исследование физических (механических, тепловых и др.) свойств поверхностного лунного грунта;
- исследование ионной, нейтральной и пылевой составляющих экзосферы Луны и эффектов взаимодействия поверхности с межпланетной средой и солнечным ветром;
- изучение внутреннего строения Луны и ее движения методами сейсмологии и небесной механики.

В данном проекте интересной является организация посадки. В случае неподготовленности или отмены сеанса посадки в выбранный район в заданное время логика работы аппарата предусматривает посадку в другой район. Она возможна в то время, когда трасса полета КА (в основном за счет вращения Луны вокруг собственной оси) пройдет на минимальном расстоянии от резервной точки посадки с выполнением необходимых условий видимости аппарата до, во время и после посадки. Реализация этой процедуры является началом для подготовки перспективных экспедиций по освоению ресурсов Луны.

Посадочный модуль на поверхности должен функционировать и передавать на Землю научные данные в течение не менее 1 года.

Из анализа космических экспедиций «ЛУНЫ-25» и «ЛУНЫ-27» можно сделать вывод, что последняя решает научные и технические задачи на более высоком уровне благодаря:
- увеличению массы и приборного состава полезной нагрузки в несколько раз;
- системе высокоточной посадки, обеспечивающей разброс пятна посадки менее 5 км (на «ЛУНЕ-25» 30×15 км);
- системе безопасной посадки, обеспечивающей увод КА на заключительных этапах спуска от опасных элементов рельефа;
- буровой криогенной установки для глубинного забора образцов грунта и водяного льда.

Реализацию указанных лунных экспедиций планируется осуществлять с привлечением международной кооперации, особенно по научному комплексу.

Для дальнейшего развития Федеральной космической программы 2016–2025 гг. в лунной части после завершения работы КА «ЛУНА-27» мы предлагаем осуществить амбициозный проект «ЛУНА-ГРУНТ» по доставке на Землю образцов грунта с поверхности и с глубины, водяного льда из района южного полюса.

Нами рассматриваются два варианта экспедиции.

Первый – традиционный. С Земли стартует космический комплекс, состоящий из корректирующе-тормозной двигательной установки, посадочной платформы и взлетной с Луны ракеты с возвращаемым на Землю аппаратом. После завершения работ по забору образцов грунта и льда капсула с этими образцами взлетной ракетой доставляется на Землю. Для реализации доставки необходима ракета космического назначения «ПРОТОН-М» и разгонный блок «БРИЗ-М».

Второй вариант – двухпусковой. С Земли сначала стартует космический комплекс, по составу аналогичный первому, но с несколько облегченной взлетной ракетой. Вторым пуском на орбиту искусственного спутника Луны доставляются орбитальный и возвращаемый модули.

На эту же орбиту взлетная ракета доставляет загруженную образцами капсулу, которая отделяется и затем захватывается возвращаемым на Землю модулем.

На рисунке 5 показана схема перелета орбитально-возвратной экспедиции.

Реализация второй схемы позволит создать унифицированный возвращаемый аппарат для последующих космических комплексов типа «ФОБОС-ГРУНТ», «МАРС-ГРУНТ» и др.

Выполнение научных задач указанными российскими и планируемыми зарубежными КА позволит мировому научному сообществу провести доста-

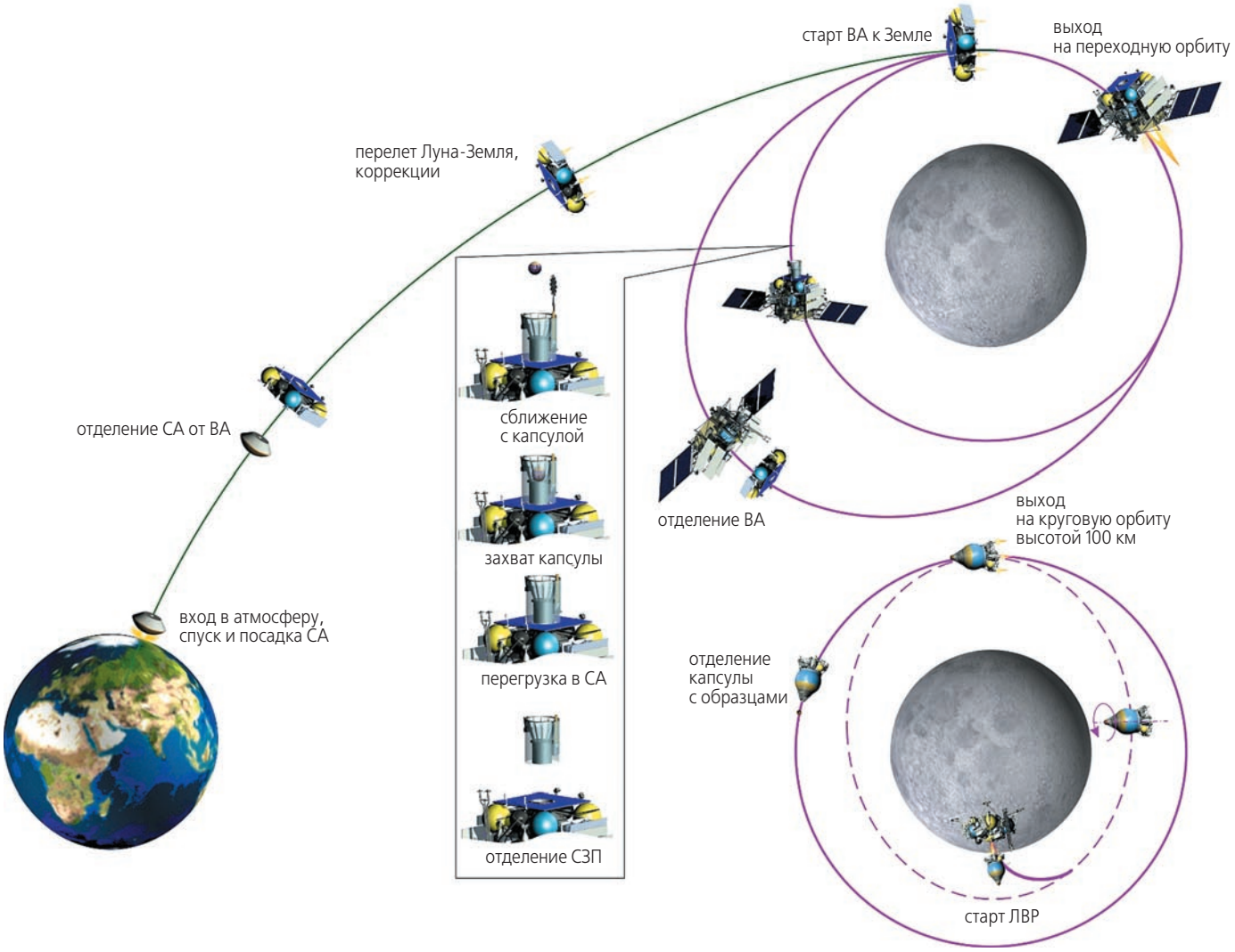


рисунок 5. Схема перелета орбитально-возвратной экспедиции

точно подробный анализ перспективности освоения лунных ресурсов для восполнения истощаемых некоторых полезных ископаемых на Земле, и, возможно, весьма энергетически интересного изотопа He_3. Проведенный анализ возможностей длительной деятельности космонавтов за пределами низких орбит вокруг Земли в обозримом будущем невозможен. Поэтому следует рассматривать добычу лунных ископаемых и доставку их на Землю в автоматическом режиме.

Первым шагом в этом направлении может быть проработка проекта автоматизированного научно-лабораторного полигона на поверхности Луны, который может стать прототипом научно-промышленной лунной базы. Обеспечение бесперебойного функционирования такого комплекса будут обеспечивать периодические экспедиции космонавтов для проведения регламентно-ремонтных работ.

В заключение следует сказать, что НПО имени С.А. Лавочкина создает также спутники для социально-экономического развития и обеспечения безопасности страны. За прошедшие 50 лет запущено в космос около 200 автоматических космических аппаратов, из них около 80 научных, в том числе 16 для фундаментальных исследований Луны, из них 13 успешных.

список литературы

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

Зеленый Л.М., Зайцев Ю.И. Автоматы могут всё // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 16-23.

Хартов В.В., Зеленый Л.М. и др. Новые российские лунные автоматические космические комплексы (к 45-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина и 40-летию КА «ЛУНА-16» и «ЛУНА-17») // Вестник ФГУП НПО имени С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 5-12.

Статья поступила в редакцию 22.04.2015 г.

УДК 629.78(091)

НАШИ СОСЕДИ ИЗ ХИМОК

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

Статья посвящена истории создания двух предприятий в Химках, их совместной работе сначала в области авиационной, а затем ракетно-космической техники.

Ключевые слова: самолеты; ракетные двигатели; зенитные ракеты; космические аппараты; ракеты-носители.

Примерно в одно и то же время, в 30-х годах, в Химках создаются два авиастроительных завода, которые, пройдя нелегкий путь реформирования, стали известными всему миру ракетно-космическими предприятиями: НПО имени С.А. Лавочкина и НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко.

В 1932 году в дачном поселке Химки началось освоение территории под производственную площадку создаваемого мотороремонтного и самолеторемонтного завода № 65 Управления Гражданского воздушного флота. Вначале на этой территории были открыты ремонтно-механические мастерские, позднее – мастерские по ремонту самолетов. Завод № 65 начал работать во втором полугодии 1932 года, когда была сформирована база по ремонту самолетов – ЦАРБ. В конце 1932 года ЦАРБ была переименована в моторосамолеторемонтный завод. Здесь ремонтировались самолеты ТБ-3 и АНТ-9. Такой профиль завода № 65 сохранялся до 1934 года.

В 1933 году заводу № 65 был присвоен № 84. В 1934 году заводом № 84 был выпущен первый опытный самолет под шифром «41» главного конструктора В.М. Мясищева. Этот самолет под названием «Красный крокодил» был использован в агитэскадрилье. В 1935–37 гг. завод изготовил несколько опытных самолетов конструкторов Поликарпова и Левкова. Шеф-пилотом завода был назначен В.П. Чкалов.

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

OUR NEIGHBORS FROM KHIMKI

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

The article is devoted to the history of building of the two companies in Khimki, their joint work firstly in the aviation domain, then in the field of the rocket-space technologies.

Key words: aircrafts; rocket engines; antiaircraft missiles; spacecrafts; launch vehicles.

В 1936 году завод № 84 получил задание строить самолеты DC-3 американской фирмы «Дуглас». Эти самолеты в дальнейшем были переименованы в ПС-84 (пассажирский самолет 84-го завода). В августе 1939-го были выпущены первые машины. Самолет ПС-84 позднее был еще раз переименован в Ли-2. Вокруг завода выросли рабочие поселки Чкаловский, Лобановский, Центральный и Грабаровский. Дачный поселок Химки в 1937 году был преобразован в рабочий поселок, а в 1939-м получил статус города (*НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко*, 2004).

В число предприятий оборонной промышленности была включена в 1937 году мебельная фабрика Наркомлеса, расположенная в Химках. Новому авиационному заводу присвоили номер 301. Вначале мощности этого завода были загружены серийной постройкой самолета УТ-2 конструктора А.С. Яковлева. С 1939 года на заводе начал свои разработки Семен Алексеевич Лавочкин, в начале 1940 года завершена постройка опытного экземпляра скоростного истребителя И-301. В дальнейшем самолет стал именоваться ЛаГГ-1, а второй опытный экземпляр с увеличенной дальностью полета – ЛаГГ-3. В конце 1940 года ЛаГГ-3 был запущен в серийное производство сразу на нескольких заводах. Во время Великой Отечественной войны самолеты Ла-5 и Ла-7 конструкции С.А. Лавочкина, наряду с другими отече-

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

ственными истребителями, обеспечили превосходство над врагом в воздухе (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина*, 2007).

Заводской аэродром на окраине Химок, в районе Вашутино, был общим для обоих предприятий в тридцатые-сороковые годы.

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 самолетов. Результаты совместных испытаний этого двигателя в составе самолета Пе-2 были доложены Государственному Комитету Обороны 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 самолеты Як-3 и Ла-7, а П.О. Сухому – на экспериментальный самолет Су-7.

С.А. Лавочкин в период эвакуации (1941–1945) продолжал свои работы в городе 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 самолет 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 самолета. 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 летные испытания самолетов Ла-7, Як-3 и Су-7 с двигателями РД-1 и РД-1ХЗ. В отчетах (актах) о заводских летных испытаниях приведены следующие сведения об увеличении полетной скорости: Ла-7 на высоте 6300 м развил максимальную скорость до 795 км/ч, что на 165 км/ч выше скорости самолета 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 самолетов Ла-7Р. Однако этим планам не суждено было полностью осуществиться. Министерство авиационной промышленности (МАП) потеряло интерес к перспективным работам по созданию ЖРД, появились более соответствующие требованиям авиации воздушно-реактивные двигатели (ВРД). Хотя госиспытания двигателя РД-1ХЗ успешно прошли в октябре–ноябре 1946 года, и госкомиссия рекомендовала использовать его в качестве дополнительного ускорителя на винтомоторных самолетах, дальнейшие работы застопорились. На обращение в МАП С.А. Лавочкина и В.П. Глушко в 1947 году о продолжении работ по использованию двигателей РД-1ХЗ и РД-2 на экспериментальных самолетах 120Р и 130Р (модифицированных вариантах самолетов Ла-7 и Ла-9) ответа не последовало.

Завершающим аккордом в использовании ЖРД в авиации стал первый в мире публичный полет на авиационном параде в Тушино 18 августа 1946 года экспериментального самолета 120Р конструкции С.А. Лавочкина с работающим ЖРД РД-1ХЗ конструкции В.П. Глушко.

Добавим, что осенью 1946 года коллектив В.П. Глушко переезжает из Казани в Химки для продолжения работ в области разработки 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 самолетов 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 четырехкамерными ЖРД С2.1150 конструкции А.М. Исаева, а в коллективе 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 этим проектам внесли в развитие отечественной ракетно-космической отрасли определенный научный и практический вклад, но, к сожалению, работы по межконтинентальным крылатым ракетам 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 баллистических 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 ее 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 полет 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 надежно 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. Разрабатываются космические аппараты многоцелевого назначения для доставки на Луну самоходных аппаратов, посадочная ступень новых аппаратов становится стартовым устройством для возвращаемой на Землю 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 тем, что они также были причастны к этим достижениям своих соседей из ОКБ-301, ведь именно с помощью мощных и надежных 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.

В последние годы с помощью двигателей разработки НПО Энергомаш осуществляются более 90% пусков российских космических ракет-носителей и примерно 45% пусков всех космических ракет-носителей в мире.

Мы искренне надеемся, что сотрудничество Энергомаша и НПОЛ всегда будет прочным и эффективным, что коллективы наших предприятий сохранят и преумножат все важнейшие направления своих работ в области ракетно-космической деятельности.

Пожелаем коллективу НПО имени С.А. Лавочкина оставаться лидером в программах исследований планет и малых тел Солнечной системы, создания космических обсерваторий для проведения астрофизических исследований в широком диапазоне спектров излучений и т.д. А двигатели НПО Энергомаш надежно выведут ваши космические аппараты на космические орбиты!

список литературы

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

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

Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. доктора технических наук, профессора 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.

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 03.02.2014 г.

ИЗУЧЕНИЕ СОЛНЕЧНО-ЗЕМНЫХ СВЯЗЕЙ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, СОЗДАННЫХ В НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

STUDY OF SOLAR-TERRESTRIAL RELATIONSHIP BY MEANS OF SPACECRAFT BUILT BY LAVOCHKIN ASSOCIATION

Л.М. Зеленый[1], **L.M. Zelenyi**
В.В. Хартов[2], **V.V. Khartov**
Г.Н. Застенкер[1], **G.N. Zastenker**
Р.А. Ковражкин[1], **R.A. Kovrazhkin**
А.А. Петрукович[1], **A.A. Petrukovich**

А.А. Галеев[1], **A.A. Galeev**
В.Е. Бабышкин[2], **V.E. Babyshkin**
М.И. Артюхов[2], **M.I. Artyukhov**
А.Е. Ширшаков[2], **A.E. Shirshakov**
В.А. Молодцов[2], **V.A. Molodtsov**

М.И. Шевченко[1], **M.I. Shevchenko**
М.Н. Боярский[1], **M.N. Bojarskii**
Е.А. Гаврилова[1], **E.A. Gavrilova**
Л.С. Чесалин[1], **L.S. Chesalin**
В.И. Прохоренко[1], **V.I. Prokhorenko**

В.Н. Назаров[1], **V.N. Nazarov**
Б.С. Новиков[1], **B.S. Novikov**
Н.Л. Бородкова[1], **N.L. Borodkova**
Ю.И. Ермолаев[1], **Yu.I. Yermolaev**
О.Л. Вайсберг[1], **O.L. Vaysberg**

М.И. Веригин[1], **M.I. Verigin**
Ю.Н. Агафонов[1], **Ju.N. Agafonov**
Н.А. Эйсмонт[1], **N.A. Eismont**
В.Н. Луценко[1], **V.N. Lutsenko**
К. Кудела[3], **K. Kudela**

Я. Балаж[3], **J. Balaz**
З. Немечек[4], **Z. Nemecek**
Я. Шафранкова[4], **J. Safrankova**
Л. Прех[4], **L. Prech**
Я. Войта[5], **Y. Vojta**

В работе кратко описана большая серия исследований в области солнечно-земных связей, проведенных с использованием космических аппаратов, разработанных и изготовленных в НПО имени С.А. Лавочкина. Эти исследования принесли много новых и важных сведений о возмущениях Солнца, о межпланетной среде и о магнитосфере Земли.

Ключевые слова: возмущения Солнца; межпланетная среда; солнечный ветер; магнитосфера Земли.

The article overviews a big series of researches in the field of solar-terrestrial relationship using Spacecraft developed and manufactured by Lavochkin Association. The specified researches have made a significant contribution to the knowledge of Sun's disturbances, interplanetary medium as well as the Earth's magnetosphere.

Key words: Sun's disturbances; interplanetary medium; solar wind; the Earth's magnetosphere.

введение

Как известно, солнечный ветер (СВ) – это испускаемый короной Солнца и постоянно существующий в межпланетной среде поток плазмы, который весьма изменчив во времени и является одним из основных агентов, переносящих к Земле многие возмущения, возникающие на Солнце.

Солнечный ветер является объектом систематического изучения уже более полувека, однако и в наше время исследование его является весьма актуальным.

Регулярное изучение в ИКИ РАН межпланетной среды (в первую очередь, солнечного ветра и энергичных частиц), а также различных коротковолновых излучений Солнца с помощью космических аппаратов, созданных в НПО имени С.А. Лавочкина (НПОЛ), началось с 1972 года с запуска первых высокоэллиптических спутников серии «ПРОГНОЗ» и продолжается оно до сих пор. В этой статье мы сделаем краткий обзор наиболее важных результатов, полученных в этом направлении.

[1] ФГБУН Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.
Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

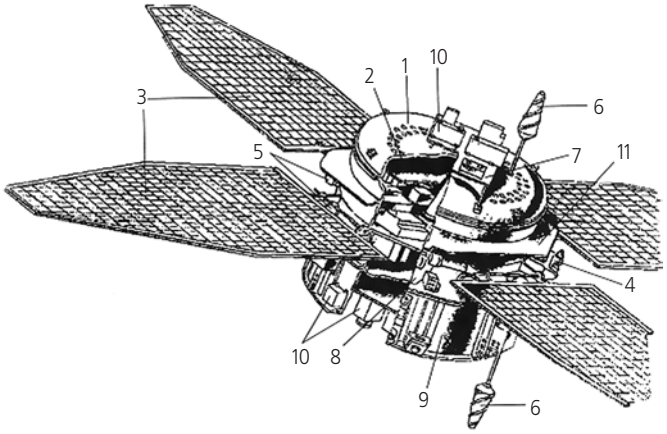
[2] ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

[3] Институт экспериментальной физики Словацкой Академии наук, Словакия.
Institute of Experimental Physics of Slovak Academy of Sciences, Slovakia.

[4] Карлов Университет, Чешская Республика, г. Прага.
Charles University, Czech Republic, Prague.

[5] Институт физики атмосферы ЧАН, Чешская Республика, г. Прага.
Institute of Atmospheric Physics AS CR, Czech Republic, Prague.

1. Некоторые характеристики спутников серии «ПРОГНОЗ»



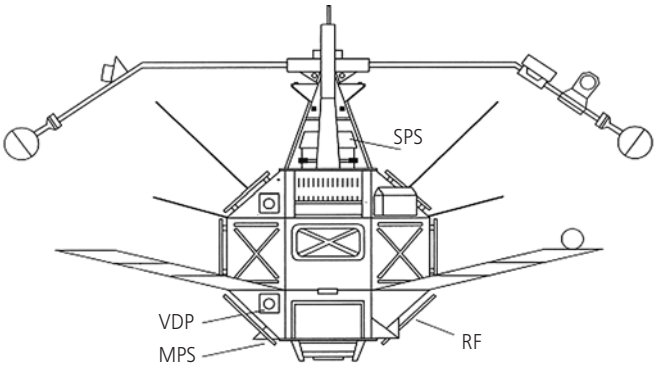
1 – контейнер; **2** – рамы для наружных приборов;
3 – панели солнечной батареи; **4** – датчики Солнца;
5 – баллоны с рабочим телом; **6** – связные антенны;
7 – верхняя плита; **8** – боковые рамы для приборов;
9 – проставка; **10** – наружные приборы;
11 – защитный экран.

рисунок 1. Схематическое изображение спутника «ПРОГНОЗ-М2»

Основой конструкции аппарата «ПРОГНОЗ-М2» является цилиндрический герметичный приборный контейнер, внутри которого устанавливается служебная аппаратура и ряд электронных блоков научной аппаратуры. К этому контейнеру крепятся четыре панели солнечной батареи, антенны для связи с Землей, датчики системы ориентации, а также верхняя плита и боковые рамы для установки научных приборов снаружи. На солнечных панелях устанавливаются штанги с датчиками для измерения магнитных и электрических полей и антенны для регистрации радиоизлучения.

Спутник снабжен системой ориентации, обеспечивающей направление его продольной оси на Солнце и закрутку КА вокруг этой оси, системами терморегулирования, электропитания и радиотелеметрическим комплексом (детальное описание характеристик всех систем см. в (*Кремнев Р.С., Смирнов А.И., Горкин С.С.*, 1996).

Существенной особенностью проекта «ИНТЕРБОЛ» было то, что спутники типа «ПРОГНОЗ-М2» («ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2») были дополнены разработанными и изготовленными в Чешской Республике в сотрудничестве с ИКИ РАН и научными коллективами ряда других стран субспутниками «МАГИОН-4» и «МАГИОН-5» (см. их описание в (*Агафонов Ю.И., Войта Я., Триска П., Храпченков В.В.*, 1996). Эти субспутники также несли довольно значительный набор научной аппаратуры. Они были запущены вместе с основными спутниками и совершали свой полет, находясь на сравнительно небольших расстояниях (в пределах от 100 до 1000 км) от основных КА (*Кремнев Р.С., Смирнов А.И., Горкин С.С.*, 1996). Наличие одновременных измерений параметров межпланетной среды с помощью однотипной аппаратуры в двух точках позволяло решить извечную дилемму – являются ли наблюдаемые вариации параметров следствием их изменения во времени или проявлением пространственной неоднородности среды.



SPS, MPS – спектрометры электронов и протонов;
VDP – монитор потоков плазмы;
RF – рентгеновский фотометр.

рисунок 2. Схематическое изображение субспутника «МАГИОН-4»

2. Прием данных в ИКИ, их обработка и архивация

Для систематической оперативной работы со спутниками серии «ПРОГНОЗ», как и с другими КА для изучения солнечно-земных связей, и работы с получаемыми от них данными в ИКИ был создан ЦОНИ – центр обработки научной информации, осуществлявший функции оперативного управления научной аппаратурой и получения научной информации от КА в сеансах связи, архивирования этой информации, проведения ее экспресс-обработки и оперативного анализа и передачи этой информации группам экспериментаторов для дальнейшей ее обработки.

3. Некоторые результаты по изучению солнечного ветра, полученные в экспериментах на спутниках «ПРОГНОЗ» – «ПРОГНОЗ-9»

Регулярные измерения с аппаратурой ИКИ РАН в межпланетной среде (в первую очередь измерения солнечного ветра и энергичных частиц) начались с 1972 года и продолжаются до сих пор. Здесь мы дадим очень краткий обзор наиболее важных результатов, полученных в этом направлении.

3.1. Экстремальные события 1972 года

Измерения солнечного ветра, проведенные ИКИ в 1972 году, оказались весьма важными в том смысле, что они столкнулись с экстремальными, ранее не наблюдавшимися условиями в межпланетной среде. Эти условия были созданы серией последовательности из четырех экстремально сильных солнечных вспышек со 2 по 7 августа 1972 года и последующим приходом к Земле 4 и 8 августа серии сильных межпланетных ударных волн (МУВ). Параметры плазмы солнечного ветра при прохождении этих МУВ были успешно зарегистрированы аппаратурой наших спутников «ПРОГНОЗ» и «ПРОГНОЗ-2», а также американских спутников «ПИОНЕР-9» и «ПИОНЕР-10» (*Вайсберг О.Л., Камбу Ф., Застенкер Г.Н. и др*., 1976; *Cambou F., Vaisberg O., Espagne H. et al.*,1975).

На рисунке 3 представлена картина изменения параметров солнечного ветра (переносной скорости, температуры и плотности ионов) в виде среднечасовых значений этих параметров для периода 4–12 августа 1972 года.

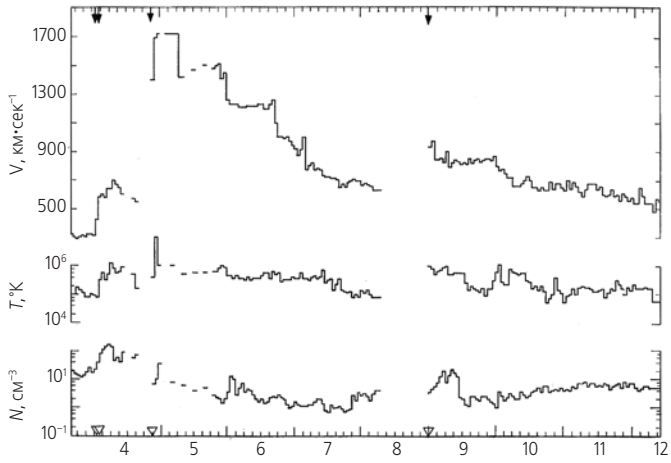


рисунок 3. Среднечасовые значения параметров солнечного ветра в период 4–12 августа 1972 года по данным спутников «ПРОГНОЗ» и «ПРОГНОЗ-2». Стрелками вверху отмечены моменты прихода межпланетных ударных волн от четырех сильных солнечных вспышек

Обращают на себя внимание экстремальные значения параметров ветра в отдельные моменты рассматриваемого интервала: возрастание плотности до 150 част. $см^{-3}$; увеличение температуры ионов выше 10 млн. К; повышение среднечасовой переносной скорости СВ выше 1700 км/с (а на отдельных временных интервалах скорость ветра достигала почти 2000 км/с – величины, никогда ранее не наблюдавшейся).

По нашим измерениям были сделаны оценки энергии и массы, переносимых за этими ударными волнами: для энергии были получены значения от 3 до 26·10^32 эрг, а для массы от 4 до 60·10^16 г. Эти оценки значительно превосходили максимальные значения, полученные ранее. Таким образом, сильные солнечные вспышки в августе 1972 года отметились рекордными значениями параметров солнечного ветра.

3.2. Некоторые другие результаты, полученные на спутниках серии «ПРОГНОЗ»

Измерения параметров солнечного ветра регулярно продолжались на спутниках «ПРОГНОЗ-3» – «ПРОГНОЗ-9». Не останавливаясь на деталях всех этих многочисленных экспериментов, отметим только результаты, полученные на спутнике «ПРОГНОЗ-7».

Особенностью этих измерений было использование селективных измерений протонов и альфа-частиц, что позволяло определять их энергетические спектры при любых значениях параметров (*Ермолаев Ю.И., Ступин В.В., Застенкер Г.Н. и др.*, 1990). По этим данным были изучены соотношения между скоростями и температурами отдельных компонент. Так, например, была получена зависимость отношения температур Ta/Tp от разности скоростей Va-Vp по данным «ПРОГНОЗА-7» в сравнении с данными аппаратов «IMP6-8» и «OGO-5».

Основное отличие данных «ПРОГНОЗА-7» от данных других экспериментов заключается в том, что по нашим данным отношение температур возрастает при увеличении модуля разности скоростей независимо от знака этой разности.

3.3. Регистрация тяжелых ионов солнечного ветра

Как известно, в солнечном ветре, кроме двух основных ионных компонент – протонов и ионов гелия, существует еще весьма небольшая (на уровне 0.01% и менее) примесь ионов более тяжелых элементов. Наблюдения этих тяжелых ионов представляют особый интерес, так как они позволяют самым прямым методом определить химический состав и оценить физическое состояние солнечной короны. При этом существенно, что в отличие от основных кинетических параметров солнечного ветра, которые заметно изменяются при его движении от Солнца до орбиты Земли, относительное содержание тяжелых ионов «замораживается» в нижней короне Солнца на том уровне, где еще происходят неупругие соударения, и далее при движении ветра в разреженной межпланетной среде остается неизменным.

В наших измерениях спектров потока ионов по энергии на заряд благодаря высокому энергетическому разрешению и высокой чувствительности спектрометра солнечного ветра на спутнике «ПРОГНОЗ-7» удалось впервые четко выделить в энергетических спектрах ионов, измеренных при низкой скорости и низкой температуре протонов, множество дополнительных пиков, принадлежащих ионам более тяжелых, чем водород и гелий, элементов с различной степенью ионизации (*Вайсберг О.Л., Ермолаев Ю.И., Застенкер Г.Н. и др.*, 1984).

В предположении, что все тяжелые ионы движутся с той же переносной скоростью, что и ионы гелия, такие энергетические спектры можно преобразовать в массовые спектры ионов солнечного ветра (точнее – в спектры по отношению массы к заряду). Пример такого спектра, синтезированного из набора измерений при изменяющейся скорости СВ, представлен на рисунке 4.

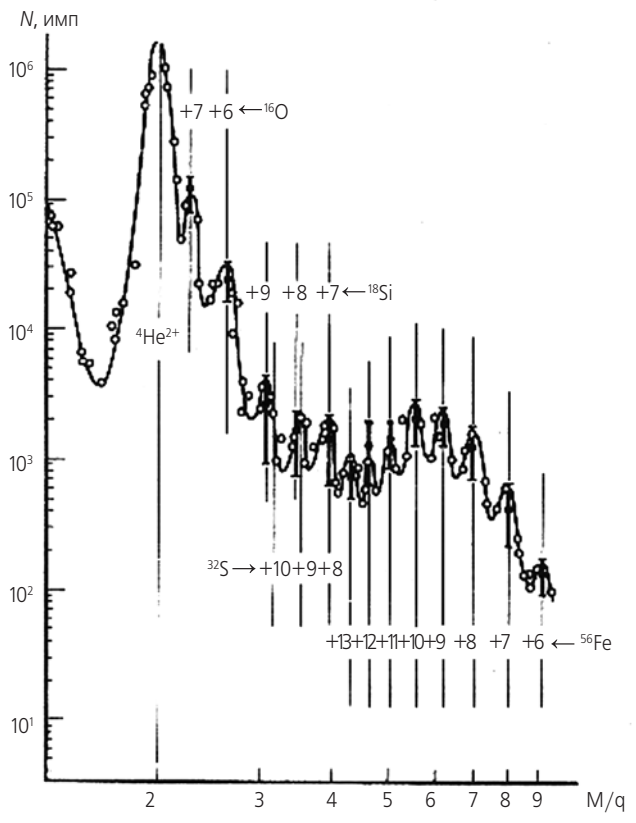


рисунок 4. Спектр солнечного ветра по массе на заряд. Видны пики гелия, кислорода, кремния, серы и железа с разной степенью ионизации, отмеченной цифрами у вертикальных линий

Показанные в этом спектре пики тяжелых ионов были идентифицированы как ионы кислорода O(16) с ионизацией +6 и +7, ионы кремния Si(18) с ионизацией +9, +8 и +7, ионы серы S(32) с ионизацией +9, +8 и +7 и многочисленные ионы железа Fe(56) с высокой степенью ионизации от +13 до +16.

При этом относительное (по отношению к протонам) содержание тяжелых ионов, полученное нами, составляет в этом событии около $5 \cdot 10^{-3}$ для кислорода и около $1 \cdot 10^{-4}$ для кремния и железа.

В наших измерениях было получено большое количество подобных спектров для периода спокойного солнечного ветра в течение четырех суток в декабре 1978 года с низкой переносной скоростью (260–310 км/с), низкой температурой протонов и альфа-частиц (2–4 эВ) и высокой концентрацией ионов (10–30 $см^{-3}$).

Динамика среднечасовых значений плотности тяжелых элементов за этот период показывает их вариации в пределах порядка величины, чего не было выявлено в предыдущих экспериментах. Отметим, что в таких областях с высоким содержанием тяжелых ионов их энергия может составлять значительную часть (до 30%) от кинетической энергии солнечного ветра.

Значения высоты пиков ионов разной массы и степени ионизации могут быть использованы для оценки температуры солнечной короны. В соответствии с имевшимися модельными расчетами из наших измерений были получены средние значения этой температуры для разных пар ионов от железа до кислорода в пределах от 0.8 до 2.8 млн. К, что неплохо соответствует данным других измерений и отражает то существенное обстоятельство, что разные ионы «замораживаются» на разных высотах в солнечной короне, т.е. при разных температурах.

3.4. Структура околоземной ударной волны (проект «ИНТЕРШОК»)

В 1985 году коллективы сотрудников ИКИ РАН и их чехословацких коллег, подготовили и осуществили большой совместный проект «ИНТЕРШОК», посвященный исследованию тонкой структуры околоземной ударной волны, образующейся при набегании солнечного ветра на магнитосферу Земли. Основная методическая трудность этой задачи заключалась в необходимости проведения детальных измерений как можно большего количества физических параметров плазмы, магнитного поля и энергичных частиц при весьма быстром (за несколько минут или даже за доли минуты) пересечении спутником фронта околоземной ударной волны.

Эта задача была успешно решена в эксперименте на спутнике «ПРОГНОЗ-10–ИНТЕРКОСМОС» в период с апреля по ноябрь 1985 года. Результаты эксперимента детально описаны в специальном выпуске журнала «Космические исследования» (*Застенкер Г.Н., Вайсберг О.Л., Немечек З. и др.*, 1986), а также в журнале «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (*Застенкер Г.Н…* Проект «ИНТЕРШОК», 2012) и в ряде последующих публикаций.

В комплекс научных приборов спутника «ПРОГНОЗ-10–ИНТЕРКОСМОС» входили:

- плазменный спектрометр с быстрым анализом энергетических спектров и угловых распределений протонов, альфа-частиц и электронов;
- анализатор низкочастотных (от 0.5 Гц до 30 Кгц) колебаний электрического и магнитного поля и потока ионов плазмы с обработкой спектров на борту;
- трехкомпонентный магнитометр;
- комплекс приборов для измерения потоков, спектров и анизотропии ускоренных ионов и электронов в диапазоне энергий от десятков Кэв до нескольких Мэв;
- рентгеновский фотометр для измерения всплесков солнечного излучения;
- анализатор километрового радиоизлучения Солнца;
- бортовая вычислительная машина с большой кольцевой памятью для организации быстрых измерений при пересечении спутником ударной волны.

Плазменный комплекс этой аппаратуры с помощью широкого набора электростатических анализаторов позволял измерять с высокими временным, энергетическим и угловым разрешениями различные сечения функции распределения ионов по скоростям. В качестве примера рассмотрим изменение функции распределения ионов солнечного ветра при пересечении околоземной ударной волны для перехода потока плазмы из межпланетной среды в магнитослой. Наблюдаемая при этом пространственная картина энергетических спектров потока плазмы представлена на рисунке 5.

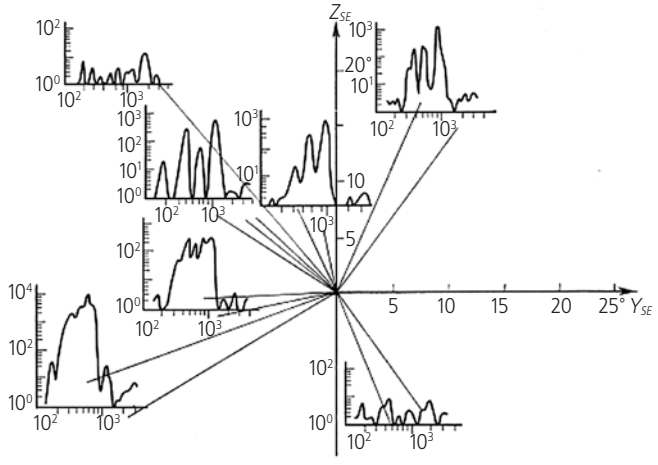


рисунок 5. Энергетические спектры потока ионов, наблюдаемые в разных направлениях сразу же за фронтом ударной волны. По оси абсцисс каждого графика отложены энергии ионов в эВ, по оси ординат – отсчеты в условных единицах

Схематически (по плазменным измерениям и измерениям вариаций магнитного поля) была выделена такая последовательность областей в структуре околоземной ударной волны со стороны солнечного ветра:

- область развития сравнительно высокочастотных колебаний потока плазмы и магнитного поля;
- более протяженная область низкочастотных колебаний плазмы и поля, в которой происходит постепенный разогрев электронной компоненты, возрастание магнитного поля и (в конце области) резкий и большой поворот потока ионов;
- узкая (порядка 1 с) область резкого скачка магнитного поля («рамп»), в которой функция распределения ионов разбивается на отдельные пучки или сгустки во всем диапазоне углов и энергий;
- весьма протяженная (несколько минут) область постепенной релаксации пучков и сглаживания функции распределения ионов.

Получение впервые такой картины тонкой структуры околоземной ударной волны и явилось основным результатом проекта «ИНТЕРШОК».

3.5. Некоторые результаты, полученные на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1»

Измерения солнечного ветра были продолжены в проекте «ИНТЕРБОЛ» на высокоапогейном спутнике «ИНТЕРБОЛ-1» в 1995–96 гг. Результаты этих систематических измерений вместе с одновременными данными по солнечному ветру, полученными на двух других космических аппаратах – «WIND» и «IMP-8», были использованы для изучения вопроса о количественном соответствии измерений СВ на разных аппаратах, сильно разнесенных в пространстве (*Застенкер Г.Н., Далин П.А., Лазарус А. Дж. и др.*, 1998; *Застенкер Г.Н…* Проект «ИНТЕРБОЛ», 2012).

В качестве количественного критерия соответствия различных измерений использовался коэффициент их кросс-корреляции на шестичасовых интервалах. При этом расстояния между аппаратами за рассматриваемый период варьировались от 20 до 200 Re по оси Xgse и от +35 до –25 Re по оси Ygse. Отметим, что ось Xgse направлена на Солнце, а ось Ygse перпендикулярна к ней и лежит в плоскости эклиптики.

Конечно, прежде всего, была проверена интеркалибровка разных приборов, и было показано, что между их показаниями имеется очень хорошее соответствие.

Усредненная по довольно большому ансамблю (более 1400 часов измерений) величина коэффициента кросс-корреляции потоков ионов составляет 0.73. Рассмотрено влияние различных факторов на эту корреляцию (скорости и величины потока, расстояния между аппаратами вдоль осей Xgse и Ygse, величины относительных вариаций потока) и показано, что воздействие последнего фактора наиболее сильное.

Корреляция временных рядов измерений скорости солнечного ветра оказывается значительно более высокой – до 0.88.

В качестве примера на рисунке 6 показана зависимость коэффициентов кросс-корреляции потоков ионов для пар «ИНТЕРБОЛ-1»/«IMP-8» (крестики) и «ИНТЕРБОЛ-1»/«WIND» (кружки) от средней по сегменту величины потоков ионов солнечного ветра. Видно, что с ростом средней величины потока корреляция измерений на двух КА заметно увеличивается.

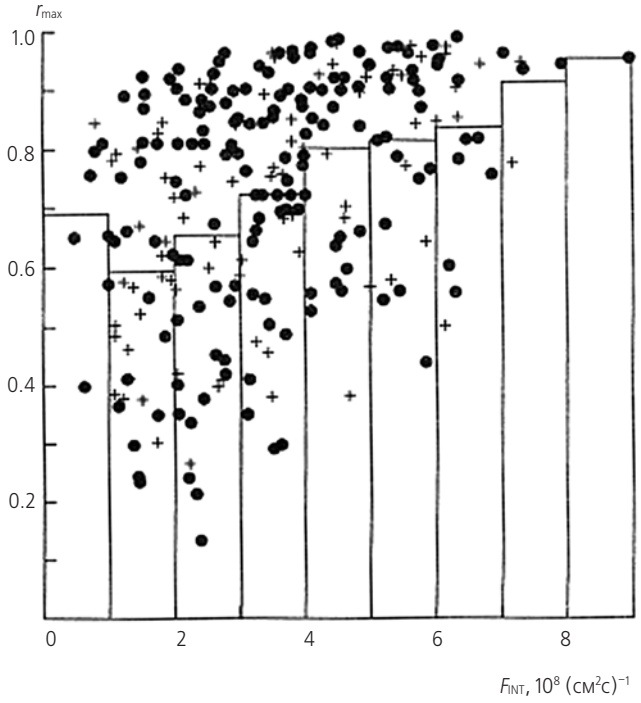


рисунок 6. Коэффициенты корреляции потоков ионов солнечного ветра, измеренных на аппаратах «ИНТЕРБОЛ-1» и «IMP-8» (крестики) и «ИНТЕРБОЛ-1» и «WIND» (кружки). Прямоугольниками показаны средние значения потоков ионов

Можно сделать вывод, что большие вариации потоков ионов солнечного ветра являются проявлением достаточно крупномасштабных структур, которые коррелируют и на довольно больших расстояниях между аппаратами.

3.6. Изучение магнитосферы по данным спутников «ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2»

Как уже говорилось, основной научной задачей проекта «ИНТЕРБОЛ» являлось изучение активных процессов в магнитосфере Земли и их связей, во-первых, с процессами в межпланетной среде и на Солнце, и, во-вторых, с явлениями в авроральной (полярной) магнитосфере. Эти работы были посвящены исследованиям следующих магнитосферных процессов и явлений:

- механизмы проникновения частиц солнечного ветра во внутренние области земной магнитосферы;
- изменение конфигурации магнитного поля в хвосте магнитосферы при накоплении в нем магнитной энергии;
- генерация продольных токов, поддерживающих связь ионосферных токовых систем с магнитосферой;
- особенности функций распределения частиц и их ускорение в хвосте магнитосферы и в полярных областях;
- генерация аврорального километрового излучения;
- высвобождение и диссипация энергии, накопленной в магнитосферном хвосте.

В этом подразделе будет приведена некоторая часть результатов по ускорению и транспорту энергичных частиц и сверхтепловой плазмы.

3.6.1. Пучки моноэнергетических ионов около границ магнитосферы

Ранее считалось общепризнанным, что спектры энергичных частиц имеют гладкую форму с отрицательным наклоном. Эксперимент ДОК-2 на спутниках «ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2» подтвердил, что в большинстве случаев это соответствует действительности, особенно для усредненных по времени спектров. Однако нами впервые было установлено, что существуют и спектры совсем иного типа. В солнечном ветре перед фронтом околоземной ударной волны, в магнитослое перед магнитопаузой и на границе плазменного слоя хвоста магнитосферы были обнаружены пучки почти моноэнергетических ионов (ПМИ) (*Lutsenko V.N., Gavrilova E.A.*, 2011). В наиболее общем случае в этих спектрах наблюдались три линии с характерным отношением энергий 1:2:(5–6), рисунок 7.

Открытое нами явление может быть связано с ускорением ионов солнечного ветра (H^+, He^{+2}, CNO^{+5-6}) во всплесках электростатического поля, возникающих при разрыве волокон в токовых слоях, образующих границы магнитосферы. Ускорение должно происходить в достаточно малой области (~1000 км

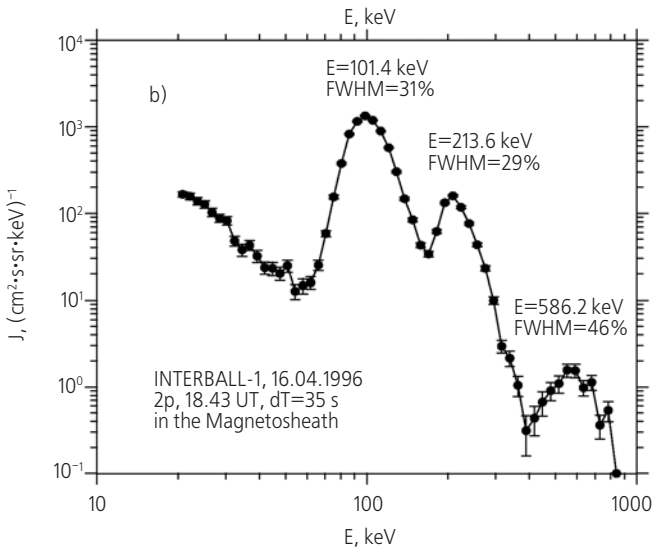


рисунок 7. Типичный энергетический спектр потоков ускоренных ионов в магнитослое

на магнитопаузе) с взаимно перпендикулярными магнитным и электрическим полями. Здесь электроны замагничены и не могут ускоряться, а ионы могут свободно ускоряться до энергии, пропорциональной их заряду. Можно ожидать, что разность потенциалов на разрыве будет равна полному падению потенциала на магнитосфере, равному примерно 80–100 кэВ. Это значение совпадает с полученным нами средним значением энергии протонной линии.

Разрыв токовых волокон может возникнуть в результате неустойчивости в токовом слое, разделяющем противоположно направленные магнитные поля, например в нейтральном слое. Ток здесь является средством концентрации в малой области пространства энергии и разности потенциалов, распределенных ранее в большом объеме (*Lutsenko V.N., Gavrilova E.A.*, 2011).

3.6.2. Дисперсионные структуры ионов (VDIS и TDIS) в авроральной магнитосфере

Для механизмов нагрева и ускорения плазмы в хвосте магнитосферы определяющее значение имеют процессы пересоединения межпланетного и геомагнитного полей и процессы развития крупномасштабных неустойчивостей при реконфигурации магнитного поля в ходе развития вспышечных явлений во время суббурь. Поиски свидетельств этих процессов привели к обнаружению двух различных типов энергодисперсионных структур ионов (VDIS и TDIS), являющихся автографами ускоренных пучков ионов и позволяющих «лоцировать» активные области в плазменном слое (*Kovrazhkin R.A., Sauvaud J.A.*, 2004).

Первый тип структур (VDIS) представляет собой длительные (5–20 мин), квазистабильные во времени дисперсионные структуры с энергией 1–20 кэВ на полярном краю авроральной зоны; энергия в них увеличивается с геомагнитной широтой. Детальный анализ показал, что такая структура состоит из субструктур, сформированных при распространении в магнитосфере ионных пучков («бимлетов»), ускоренных в выделенных резонансных областях пограничного плазменного слоя. Экспериментальная проверка теоретически предсказанной (*Зеленый Л.М., Долгоносов М.С., Григоренко Е.Е., Сово Ж.А.*, 2007) масштабной инвариантности энергии пучков, т.е. скейлинга: $W_N \sim N^A$, (W_N – энергия на N-резонансе, A~1.33), показала, что скейлинг резонансных энергий по данным эксперимента имеет широкие вариации $A \in [0.61; 1.75]$ и не зависит от геомагнитных индексов Kp и AE. Модельные расчеты с учетом электрического поля E_z, перпендикулярного токовому слою, хорошо согласуются с экспериментальными данными и свидетельствуют (*Ковражкин Р.А., Долгоносов М.С., Сово Ж.А.*, 2012) об увеличении скейлинга при доминировании ионного тока и его уменьшении при доминировании электронного тока (A>1.33 либо A<1.33 соответственно).

Второй тип структур (TDIS) – это спорадические повторяющиеся кратковременные (1–3 мин) инжекции ионов с энергиями 2–30 кэВ, наблюдаемые практически на одной широте; энергия в них зависит от времени пересечения TDIS спутником.

Образование VDIS интерпретируется как процесс, связанный с формированием и распространением пучков ускоренных ионов из области пограничного плазменного слоя в поле конвекции (50–120 R_E, R_E – радиус Земли) при квазистационарном пересоединении в хвосте, в то время как процесс формирования TDIS может быть связан с генерацией и инжекцией ионов из области более близкого плазменного слоя (8–30 R_E), ускоренных на фронте неустойчивости вблизи полярного края области аврорального овала в период повышения активности или суббури.

На рисунке 8 представлены два типа энергодисперсионных структур частиц на двух сечениях авроральной зоны. Сверху вниз: вариации AE- и AO-индексов; энерговременная спектрограмма электронов с измеренными питч-углами; энерговременная спектрограмма протонов с измеренными питч-углами (AE- и AO-индексы даны в nT; стрелками помечены времена прохождения спутником «ИНТЕРБОЛ-2» полярных границ двух сечений авроральной зоны; квадратами обозначены субструктуры VDIS; треугольниками – инжекции TDIS; e^- – электроны; H^+ – протоны; ПУ – питч-угол; черно-белым кодом показано изменение логарифма дифференциальных потоков энергии в кэВ/см^2 с стер кэВ; H – высота в км; ILAT – инвариантная широта в градусах; MLT – местное магнитное время в часах).

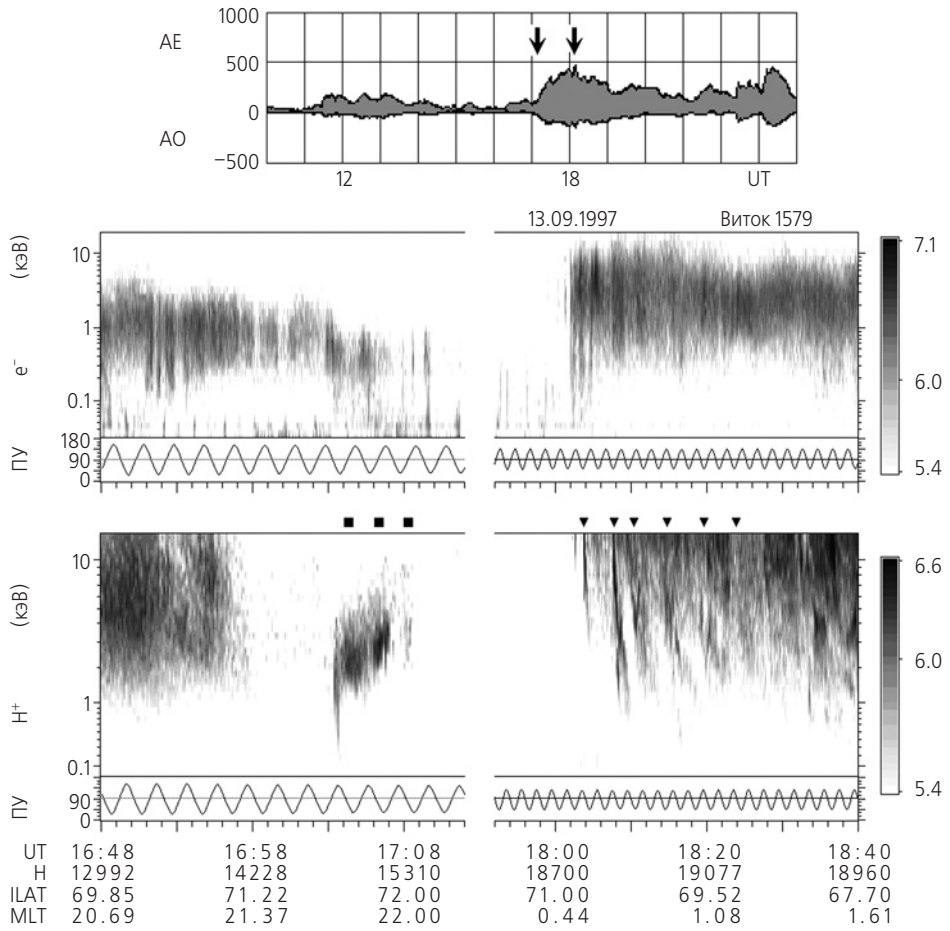


рисунок 8. Энергодисперсионные структуры

3.7. Разные типы солнечного ветра и магнитные бури

Были предприняты систематические исследования связи магнитных бурь на Земле с характеристиками солнечного ветра (*Ермолаев Ю.И., Ермолаев М.Ю., Лодкина И.Г. и др.*, 2007).

Действительно, солнечный ветер играет ключевую роль в переносе возмущений от Солнца к Земле и в возбуждении магнитных бурь и суббурь. Эти возмущения обычно связывают с появлением в солнечном ветре южной (Bz<0) компоненты ММП, так как в этом случае магнитосфера становится открытой для поступления энергии СВ вовнутрь магнитосферы. Обычный стационарный солнечный ветер содержит ММП, лежащее в плоскости солнечного экватора, и поэтому не является геоэффективным, только возмущенные типы солнечного ветра могут содержать *Bz*-компоненту ММП, включая и южную.

На рисунке 9 в качестве примера приведена взятая из работы (*Котова Г.А., Грингауз К.И., Безруких В.В. и др.*, 1987) картина зависимости интенсивности магнитосферного возмущения (описываемой Dst-индексом) от амплитуды отрицательной компоненты Bz ММП для различных типов солнечного ветра (быстрый ветер, медленный ветер, области сжатия и т.п.). Не вдаваясь в детали, отметим, что для всех типов ветра интенсивность магнитной бури (или суббури) сильнейшим образом (но в разных пределах) возрастает при увеличении амплитуды компоненты Bz<0.

Несмотря на довольно большой разброс данных, из аппроксимирующей кривой этого графика четко видно, что значения скорости ветра в среднем заметно увеличиваются, когда спутник отклоняется на значительный угол от токового слоя. В работе (*Котова Г.А., Грингауз К.И., Безруких В.В. и др.*, 1987) выдвинуто предположение, что это явление отражает глобальную гидродинамику расширения солнечной короны в целом.

Раздельное изучение в (*Ермолаев Ю.И., Ермолаев М.Ю., Лодкина И.Г. и др.*, 2007) влияния различных типов солнечного ветра позволило, во-первых, более надежно предсказывать появление магнитосферных возмущений, так как различные источники возмущений имеют различную вероятность обладания южной компонентой ММП (т.е. разной «геоэффективностью»), и, во-вторых, исследовать различия механизмов генерации магнитосферных возмущений разными источниками, так как при одной и той

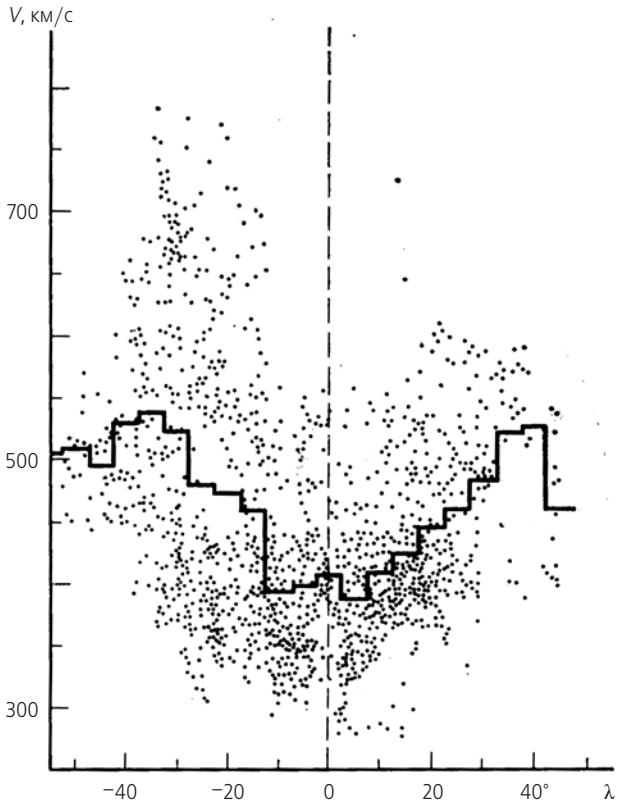


рисунок 9. Зависимость скорости солнечного ветра от углового расстояния от токового слоя

же Bz<0 отклик магнитосферы (т.е. «эффективность процесса») оказывается разным в зависимости от типа источника.

Указанные исследования показывают, что «геоэффективность» (т.е. вероятность содержать Bz<0) выше в магнитных облаках, а «эффективность процесса» (т.е. возбуждение бурь и суббурь) оказывается более сильной в слоях сжатия или при взаимодействии быстрого и медленного потоков. Геоэффективность (вероятность процесса генерации магнитной бури) для *CME* (выброса корональной массы) и вспышек составляет 40–60% , что лишь немного превышает вероятность случайных процессов. Из этого следует, что прогноз геомагнитных бурь на основании лишь солнечных наблюдений может содержать большой процент «ложных тревог».

3.8. Быстрые вариации солнечного ветра – эксперимент «ПЛАЗМА-Ф» на спутнике «СПЕКТР-Р»

Новая страница в исследовании солнечного ветра была открыта экспериментом «ПЛАЗМА-Ф» на спутнике «СПЕКТР-Р», запущенном в 2011 году. Если во всех предыдущих наших экспериментах, как и в ныне функционирующих зарубежных экспериментах, временное разрешение измерений параметров солнечного ветра составляло от нескольких десятков секунд до нескольких секунд, то с помощью нашего плазменного спектрометра БМСВ на спутнике «СПЕКТР-Р» это временное разрешение было уменьшено вплоть до 30 мсек (*Застенкер Г.Н., Шафранкова Я., Немечек З. и др.*, 2013). Другой особенностью прибора БМСВ была возможность непрерывного определения направления вектора потока ионов. Это позволило получить качественно новые и важные результаты (*Застенкер Г.Н., Шафранкова Я., Немечек З. и др.*, 2013; *Зеленый Л.М., Застенкер Г.Н., Петрукович А.А. и др.*, 2013; *Застенкер Г.Н., Зеленый Л.М., Петрукович А.А.* Эксперимент «ПЛАЗМА-Ф»…, 2012).

Прежде всего, был показан струйный характер солнечного ветра, заключающийся в том, что поток ионов не однороден, а состоит из отдельных струек с постоянно меняющимся направлением движения. В качестве типичного примера на рисунке 10 показан временной ход величины и направления потока ионов солнечного ветра.

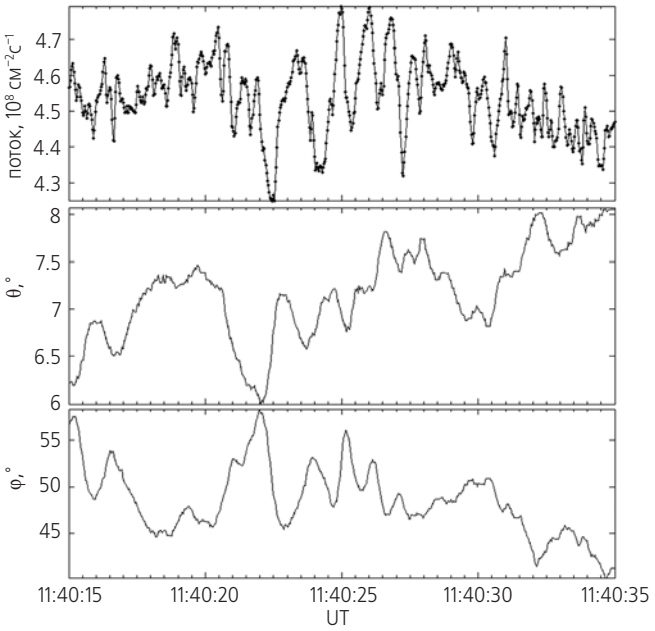


рисунок 10. Вариации вектора потока ионов солнечного ветра

На графике хорошо видны вариации не только величины, но и полярного и азимутального углов потока с временными изменениями в масштабах примерно от 1 секунды до 5 секунд.

Впервые было показано, что частотные спектры флуктуаций потока ионов (см. пример на рисунке 11) как для величины потока, так и для его полярного угла имеют две ветви с разными наклонами – низкочастотную (показатель наклона p1) и высокочастотную (показатель наклона p2) – и граница между этими ветвями находится на частоте примерно 1–3 Гц.

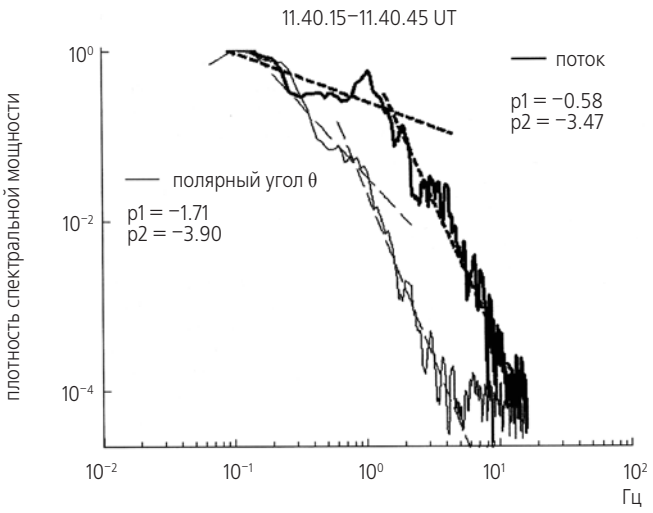


рисунок 11. Спектры флуктуаций потока и углов

Существенное продвижение было достигнуто в вопросе о толщине фронтов межпланетных ударных волн (МУВ). В прежних экспериментах эта толщина не могла быть измерена из-за недостаточного временного разрешения, так как вследствие высокой скорости движения МУВ (300–600 км/с) ее фронт пробегает мимо космического аппарата за доли секунды.

В качестве примера на рисунке 12 показана регистрация фронта МУВ прибором БМСВ на спутнике «СПЕКТР-Р» – изменение величины потока ионов и полярного угла его направления.

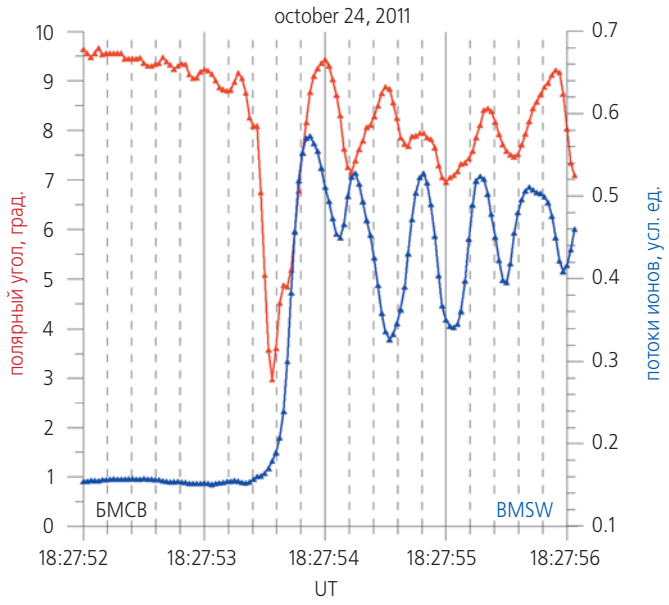


рисунок 12. Пример фронта МУВ

Видно, что резкое возрастание потока ионов солнечного ветра и резкий поворот этого потока происходят за время около 0.2 с. Прибор также регистрирует большие и постепенно затухающие квази-гармонические колебания величины потока и полярного угла с периодом около 0.4 с за фронтом МУВ, что, по нашим данным, является весьма типичной картиной.

На довольно высокой статистике (более 30 МУВ, зарегистрированных прибором БМСВ) впервые была проведена оценка толщины их фронтов, которая составила от 50 до 500 км при средней ее величине около 200 км. Эта величина близка по порядку к значению гирорадиуса протонов, вычисленному для тепловой скорости ионов перед фронтом МУВ.

Еще одним интересным обстоятельством, выявленным в наших измерениях (*Застенкер Г.Н., Шафранкова Я., Немечек З. и др.*, 2013), явилось обнаружение довольно быстрых вариаций относительного содержания двукратно ионизованных ионов гелия (альфа-частиц) – второй по обилию после протонов ионной компоненты в солнечном ветре. Прибор БМСВ благодаря высокому энергетическому разрешению мог выделять ионы гелия, используя селекцию частиц по энергии на единицу заряда, которая у альфа-частиц в два раза больше, чем у протонов. Оценки содержания ионов гелия делались во множестве прежних экспериментов, но временное разрешение этих оценок было, как правило, не меньше нескольких минут. В наших же измерениях величина содержания ионов гелия в солнечном ветре определялась с разрешением в 3 с.

На рисунке 13 приведен довольно типичный пример 40-минутного интервала измерений, на котором относительное содержание ионов гелия менялось очень сильно – от 2.5% до 8%. Точки на этом графике стоят через 3 с.

Видно, что весьма большие изменения содержания гелия временами могут происходить так быстро, как всего лишь за несколько (3–10) секунд.

Если предположить, что эти изменения являются следствием перехода спутника от наблюдения одной струи солнечного ветра, испущенной в одном участке солнечной короны, к другой струе, испущенной уже другим участком короны, то мы придем к заключению, что участки короны, сильно отличающиеся содержанием ионов гелия, могут иметь столь малый размер, как примерно 1000 км, что, конечно, очень немного в масштабах Солнца.

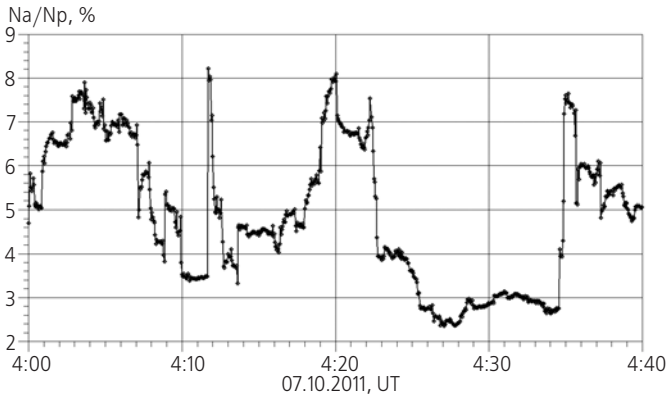


рисунок 13. Быстрые вариации содержания гелия

заключение

Представленный выше краткий обзор результатов и указанные в ссылках многочисленные публикации по этой тематике дают основание заключить, что систематические эксперименты по изучению солнечно-земных связей, успешно проведенные на протяжении последних четырех десятилетий с использованием серии космических аппаратов, созданных в НПО имени С.А. Лавочкина, позволили получить множество важных и приоритетных сведений о плазме солнечного ветра и, в первую очередь, о быстропротекающих процессах, определяющих ее динамику.

Это позволяет существенно продвинуться в части понимания структуры и свойств разреженной бесстолкновительной плазмы, возможность непосредственного изучения которой предоставила нам межпланетная среда, и которую очень трудно (или невозможно) получить другим путем.

В заключение авторы сердечно благодарят своих многочисленных коллег в ИКИ РАН и НПО имени С.А. Лавочкина за неоценимую помощь и содействие в подготовке и проведении экспериментов, результаты которых описаны в данной статье.

список литературы

Агафонов Ю.И., Войта Я., Триска П., Храпченков В.В. // Субспутники проекта «ИНТЕРБОЛ» // Космические исследования. 1996. Т. 34, № 4. С. 371-380.

Вайсберг О.Л., Ермолаев Ю.И., Застенкер Г.Н. и др. Потоки тяжелых ионов в солнечном ветре и их использование для диагностики солнечной короны // Исследования солнечной активности и космическая система «ПРОГНОЗ». М.: Наука, 1984. С. 73-80.

Вайсберг О.Л., Камбу Ф., Застенкер Г.Н. и др. Регистрация на орбите Земли плазмы от солнечных вспышек в августе 1972 года // Проблемы солнечной активности и космическая система «ПРОГНОЗ». М.: Наука, 1977. С.155-174.

Ермолаев Ю.И., Ермолаев М.Ю., Лодкина И.Г. и др. Статистическое исследование гелиосферных условий, приводящих к магнитным бурям // Космические исследования. 2007. Т. 45, № 6. С. 489-498.

Ермолаев Ю.И., Ступин В.В., Застенкер Г.Н. и др. Вариации гидродинамических параметров протонов и альфа-частиц солнечного ветра по измерениям на спутнике «ПРОГНОЗ-7» // Космические исследования. 1990. Т. 28, № 2. С. 218-225.

Застенкер Г.Н. Исследования по солнечно-земной физике, выполненные с помощью КА, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина. Часть 1. Проект «ИНТЕРБОЛ» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 24-38.

Застенкер Г.Н. Исследования по солнечно-земной физике, выполненные с помощью КА, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина. Часть 2. Проект «ИНТЕРШОК» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 4-11.

Застенкер Г.Н., Вайсберг О.Л., Немечек З. и др. Изучение тонкой структуры ударных волн с помощью комплекса плазменных спектрометров БИФРАМ // Космические исследования. 1986. Т. 24, № 2. С.151-165.

Застенкер Г.Н., Далин П.А., Лазарус А.Дж. и др. Сопоставление параметров солнечного ветра, измеренных одновременно на нескольких космических аппаратах // Космические исследования. 1998. Т. 36, № 3. С. 228-240.

Застенкер Г.Н., Зеленый Л.М., Петрукович А.А., Чесалин Л.С. и др., Эксперимент «ПЛАЗМА-Ф» – первые результаты работы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3. С. 22-27.

Застенкер Г.Н., Шафранкова Я., Немечек З. и др. Быстрые измерения параметров солнечного ветра с помощью прибора БМСВ // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 2. С.1-12.

Зеленый Л.М., Долгоносов М.С., Григоренко Е.Е., Сово Ж.А. Универсальные закономерности неадиабатического ускорения ионов в токовых слоях // Письма в ЖЭТФ. 2007. Т. 85, вып. 4. С. 225-231.

Зеленый Л.М., Застенкер Г.Н., Петрукович А.А. и др. Эксперимент «ПЛАЗМА-Ф» на спутнике «СПЕКТР-Р» // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 2. С. 83-87.

Ковражкин Р.А., Долгоносов М.С., Сово Ж.А. Скейлинг энергии ионных пучков в низковысотном пограничном плазменном слое // Письма в ЖЭТФ. 2012. Т. 95, вып. 5. С. 258-262.

Котова Г.А., Грингауз К.И., Безруких В.В. и др. Зависимость скорости солнечного ветра от расстояния до гелиосферного токового слоя по данным спутника «ПРОГНОЗ-9» // Космические исследования. 1987. Т. 25, № 1. С.93-102.

Кремнев Р.С., Смирнов А.И., Горкин С.С. Краткое описание космического аппарата Прогноз-М2 в проекте «ИНТЕРБОЛ» // Космические исследования. 1996. Т. 34, № 4. С. 363-370.

Cambou F., Vaisberg O., Espagne H. et al. Characteristics of interplanetary plasma near the Earth observed during the solar events of August 1972 // Space Research. 1975. V. 15. P. 461.

Kovrazhkin R.A., Sauvaud J.A. Energy dispersed auroral structures from magnetotail ion beams, in Auroral phenomena and Solar-terrestrial relations // CAWSES Handbook-1, Boulder, 2004. P. 165-171.

Lutsenko V.N., Gavrilova E.A. Properties and the origin of Almost Monoenergetic ion (AMI) beams observed near the Earth's bow shock // Ann. Geophys. 2011. V. 29. P. 1439-1454.

Статья поступила в редакцию 06.05.2015 г.

УДК 629.78(091)

ПОКОРИМ КОСМОС ВМЕСТЕ (О СОТРУДНИЧЕСТВЕ ИНСТИТУТА ТЕПЛО- И МАССООБМЕНА ИМЕНИ А.В. ЛЫКОВА НАН БЕЛАРУСИ И НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА)

LET'S CONQUER SPACE TOGETHER (ON COOPERATION BETWEEN A.V. LUIKOV HEAT AND MASS TRANSFER INSTITUTE OF THE NAS OF BELARUS AND LAVOCHKIN ASSOCIATION)

О.Г. Пенязьков,
академик НАН Беларуси,
penyaz@dnp.itmo.by;
O.G. Penyazkov

В.М. Асташинский[1],
член-корреспондент НАН Беларуси, ast@hmti.ac.by;
V.M. Astashynski

С.М. Данилова-Третьяк[1],
кандидат технических наук,
dts@hmti.ac.by;
S.M. Danilova-Tretiak

В статье приведена обзорная информация о совместных работах Института тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси и НПО имени С.А. Лавочкина, начиная с 70-х годов, а также о перспективах сотрудничества.

Ключевые слова: Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси; НПО имени С.А. Лавочкина; теплозащитные материалы; тепловые трубы; противометеорная защита.

Издревле человек пытался разобраться в загадках Вселенной, мечтал постичь ее тайны. Шли века, развитие научной мысли и техники делало эту мечту всё более реальной. В середине XX века ведущие мировые державы развернули активные программы по освоению космоса, в том числе Советский Союз, который стал первой страной, запустившей искусственный спутник Земли и доказавшей возможность полета человека в космос. Дальнейшие планы по покорению межпланетных просторов потребовали еще более активного взаимодействия науки и производства, имеющих отношение к аэрокосмическим технологиям.

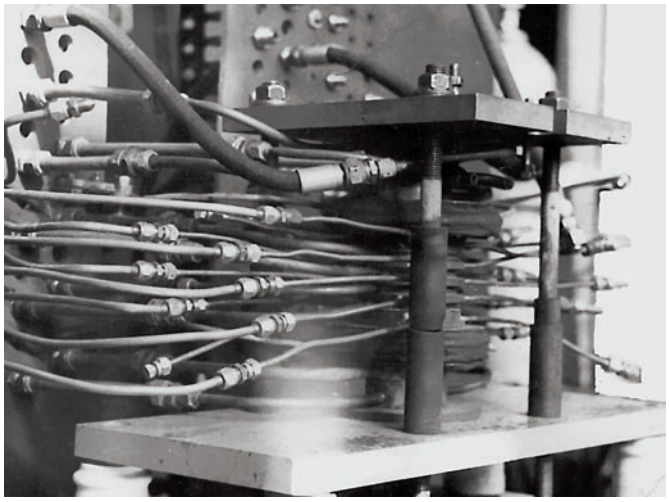
[1] Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси, Беларусь, г. Минск.

The article summarizes the generic information about the joint activities of A.V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of the NAS of Belarus and Lavochkin Association since the 70s as well about the cooperation perspectives.

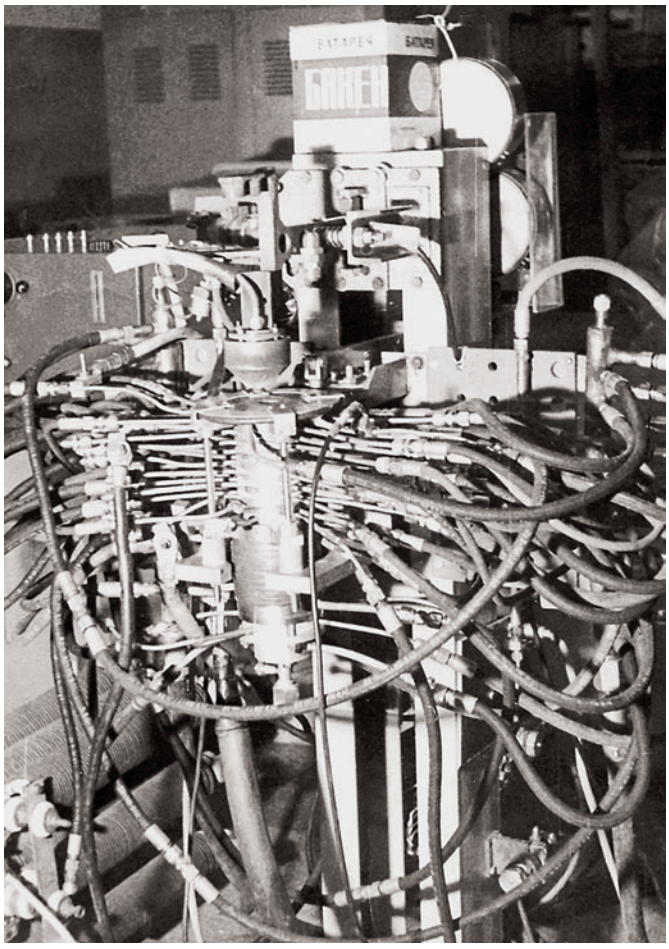
Key words: A.V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of the NAS of Belarus; Lavochkin Association; thermal protection materials; heat pipes; meteoroid protection.

Совместные работы Института тепло- и массообмена (ИТМО) имени А.В. Лыкова АН БССР с НПО имени С.А. Лавочкина в области тепловой защиты космических аппаратов начались в середине семидесятых годов. Для испытания теплозащитных материалов (ТЗМ) различных классов были разработаны секционированные плазмотроны с вихревой стабилизацией электрической дугой ЭДП-1М (рисунок 1а) и ПД-4М (рисунок 1б) мощностью свыше 1 МВт. Тепловой поток к преграде на установке ЭДП-1М составлял до 9 кВт/см^2. На установке ПД-4М вклад лучистой составляющей в тепловой поток составил 15%.

A.V. Luikov Heat and Mass Transfer Institute of the NAS of Belarus, Belarus, Minsk.



а



б

рисунок 1. Секционированные плазмотроны с вихревой стабилизацией электрической дугой ЭДП-1М (**а**) и ПД-4М (**б**)

В 1980-х годах на Воткинском машиностроительном заводе силами НПО имени С.А. Лавочкина совместно с ИТМО имени А.В. Лыкова АН БССР был создан плазменный стенд для испытания теплозащитных материалов в плазменных струях различных газов, включая водород, углекислый газ и др. Установленная максимальная электрическая мощность источников питания стенда составляла 28 МВт. Оба источника и стенд находятся в технической исправности и при необходимости и по согласованию с электросетями могут быть использованы на полную мощность. На стенде проводились испытания ТЗМ на высокоэнтальпийных вихревых плазмотронах высокого давления разработки ИТМО типов ПД-5, ПД-11, ПД-14 и на вихревом плазмотроне УП-47 с боковым истечением плазменной струи и газодинамическим окном для ввода лазерного излучения соосно плазменной струе при испытаниях материалов в условиях лучисто-конвективного нагрева лазером и плазменной струей одновременно. Вместо этого окна также может устанавливаться сверхзвуковое сопло, подводящее двухфазный поток газа с твердыми частицами соосно основной струе плазмы для теплоэрозионных испытаний теплозащитных материалов.

В плазмотронах ПД-5, ПД-11 и ПД-14 для эффективной вихревой стабилизации и термоизоляции дугового разряда в разрядном канале при высоком давлении применена усовершенствованная аэродинамическая схема с распределенным вихревым вдувом и отсосом части газа после его использования для стабилизации разряда без нагрева. Это позволило интенсифицировать вихревую закрутку в разрядном канале и обеспечить эффективную термоизоляцию дугового разряда с получением высокой энтальпии на оси плазменной струи при умеренных тепловых нагрузках на стенки разрядного канала и высоком термическом КПД за счет снижения температуры вблизи стенок.

Даже при ограничении потребляемой мощности на уровне 5 МВт на плазмотроне ПД-5 была достигнута энтальпия на оси плазменной струи (при работе на воздухе и углекислом газе) 45–50 МДж/кг, а на водородном плазмотроне ПД-11 – 400–450 МДж/кг. Соответствующие плотности тепловых потоков составили до 14 кВт/см^2 на воздухе и до 20 кВт/см^2 на водороде. Тепловая нагрузка на стенки разрядного канала составляла при этом 2–3 кВт/см^2 (*Шараховский Л.И. и др*., 1989; *Костин Н.А. и др*., 1989; *Шараховский Л.И. и др*., 1991).

После распада СССР совместные работы по созданию плазменной техники и исследованиям теплозащитных композиций в плазменных струях прекратились, и только с 2007 года, по разрешению Роскосмоса, возобновились на контрактной основе. Выполнены работы по экспериментальному исследованию особенностей разрушения и свойств материалов теплозащиты для спускаемого аппарата «ФОБОС-ГРУНТ» на заданных режимах работы электродугового подогревателя газа (стенд «Луч-2») при повышенном давлении в разрядной камере (*Чупрасов В.В. и др*., 2011; *Третьяк М.С.,* 2013; *Полищук Г.М. и др*., 2009).

На рисунке 2 показан образец из материала-претендента для изготовления тепловой защиты спускаемого аппарата «ФОБОС-ГРУНТ» во время испытания при тепловом потоке q_w=0.45 кВт/см^2, на рисунке 3 – внешний вид центрального элемента натурного образца после испытания.

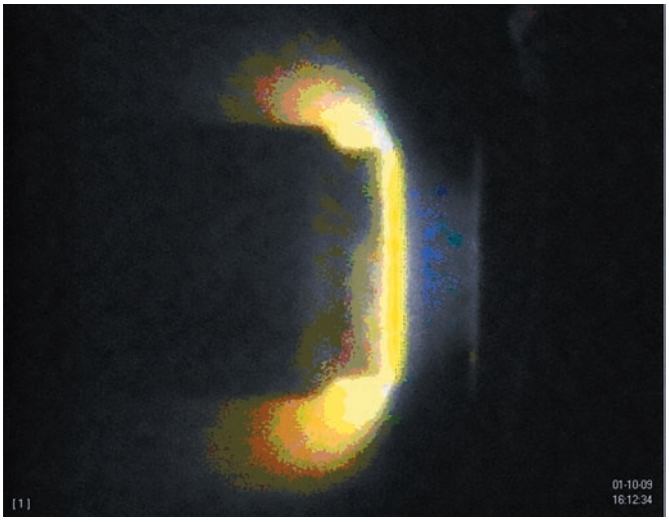


рисунок 2. Вид образца во время эксперимента

рисунок 3. Внешний вид центрального элемента натурного образца после испытания

С 2009 по 2012 гг. выполнялись совместные исследования в рамках научно-технической программы Союзного государства «Нанотехнология-СГ», целью которой являлась разработка лабораторной технологии получения и методики контроля параметров углеродного наноматериала, а также создание в НПО имени С.А. Лавочкина теплозащитных нанокомпозитов с присадкой полученных в Институте тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси углеродных наноматериалов и исследование теплозащитных и теплофизических свойств вновь созданных теплозащитных нанокомпозиций средней плотности и легковесов. Были получены образцы нанокомпозитов с пониженной на 25–30% линейной скоростью разрушения (*Третьяк М.С. и др.*, 2014), упрочненной структурой и повышенной (от 5 до 100%) теплопроводностью (*Евсеева Л.Е. и др.*, 2013). В результате проделанной работы создан существенный задел в создании наноматериалов, обладающих улучшенными теплозащитными характеристиками.

Дальнейшие исследования по изучению влияния наноструктур в композитах позволят определить научные основы создания нового поколения материалов, выработать рекомендации для технологов, создать справочные таблицы по теплофизическим свойствам нанокомпозитов для практического использования.

В настоящее время проводятся экспериментальные исследования в потоках плазмы – как при атмосферном давлении на стенде «Луч-2», так и в вакууме на торцевом холловском ускорителе, абляционных характеристик и динамики прогрева образцов композиционных материалов-претендентов, охлажденных до минус 150°С для теплозащиты десантных модулей проекта «ЭКЗОМАРС» (*Хартов В.В. и др.*, 2014). На рисунке 4а–г показан процесс разрушения материалов М1 и М2 во время эксперимента в конкретный момент времени процесса испытаний $q^0\Sigma$=1750 кВт/м^2 (x=30 мм).

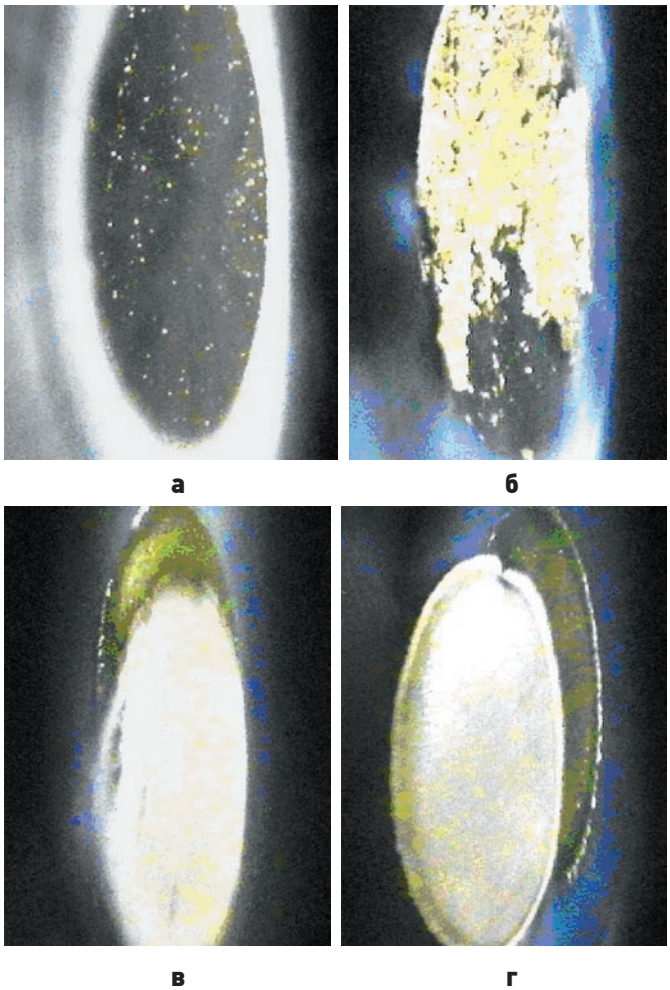


рисунок 4. Вид на рабочий торец образцов М1: **а** – 3,7 с; **б** – 9,6 с. М2: **в** – 3,3 с; **г** – 7,3 с

Проводятся исследования по определению теплофизических свойств этих материалов в диапазоне температур от –150°С до температуры разложения композиций.

Важной задачей создания космических аппаратов, работающих в жёстких термических условиях, является обеспечение тепловых режимов оборудования, гарантирующих его безотказную работу в течение длительного времени. Строгим требованиям по ограничению массы и габаритов охлаждающих устройств удовлетворяют системы на основе тепловых труб. Впервые тепловые трубы, разработанные в ИТМО, были испытаны в составе космических аппаратов в начале 1970-х гг. В 1970–90 гг. в СССР более 20 организаций включились в разработку и производство тепловых труб космического назначения. ИТМО был инициатором работ по созданию новых конструкций тепловых труб и организатором регулярно проводимых конференций по тепловым трубам в СССР (очередная конференция состоится осенью 2015 года). В ИТМО разработан ряд оригинальных конструкций тепловых труб, испарителей, конденсаторов и сублиматоров космического назначения, многие из которых нашли применение в разработках НПО имени С.А. Лавочкина.

Еще одним перспективным направлением сотрудничества с НПО имени С.А. Лавочкина является исследование и испытание на ударную стойкость опытных образцов экранов противометеорной защиты, разработанных и созданных в НПОЛ, при воздействии на них микро- и макрочастиц диаметром 2–4 мм со скоростью 4–10 км/с. Для проведения таких исследований в ИТМО разработана и создана комбинированная легкогазовая магнитоплазменная установка нового типа (КУМ-3) для ускорения макрочастиц, обеспечивающая получение в условиях вакуумной камеры требуемых параметров метаемых частиц. В отличие от большинства метательных систем, комбинированное магнитоплазменное устройство имеет высокий эксплуатационный ресурс, обеспечивая проведение многократных экспериментов без существенного повреждения основных узлов экспериментальной установки. Для определения скорости метаемых тел разработан нечувствительный к электромагнитным наводкам оптический метод ее измерения, позволяющий проводить исследования с достаточно высокой точностью в присутствии сильных электрических и магнитных полей, характерных для работы комбинированной установки.

Совместные исследования ИТМО имени А.В. Лыкова НАН Беларуси и НПО имени С.А. Лавочкина продолжаются, и, мы надеемся, будут продолжаться, что позволит получить новые значимые результаты, направленные на создание перспективных космических аппаратов для изучения еще неизведанных просторов Вселенной.

В заключение хотелось бы поблагодарить руководство и сотрудников НПО имени С.А. Лавочкина за многолетнее плодотворное сотрудничество, а также коллег из ИТМО имени А.В. Лыкова НАН Беларуси за предоставленные для подготовки статьи материалы.

список литературы

Евсеева Л.Е., Клишин А.Ф., Никитин А.М., Танаева С.А. Теплофизические свойства асбопластиков, модифицированных углеродными наноматериалами // Тез. докл. X Междунар. науч.-техн. конф. «Энерго- и материалосберегающие экологически чистые технологии». 2013. С. 59-61.

Костин Н.А., Клишин А.Ф., Оленович А.С., Поденок Л.П. и др. Высокоэффективный плазмотрон с МЭВ // Тез. докл. XI Всесоюзн. конф. по генераторам низкотемпературной плазмы. 1989. Ч. 1. С. 6-7.

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.

Третьяк М.С., Чупрасов В.В., Клишин А.Ф., Никитин А.М. Исследование термостойкости традиционных и модифицированных материалов малой плотности в условиях плазмотрона // Материалы шестого Белорусского космического конгресса. 2014. Т. 1. С. 119-122.

Третьяк М.С., Чупрасов В.В., Клишин А.Ф., Никитин А.М. Экспериментальный стенд для испытаний ТЗМ «ЛУЧ-2» // Сб. докладов Междунар. науч.-техн. конф. «Развитие фундаментальных основ материаловедения легких сплавов и композиционных материалов на их основе для создания изделий аэрокосмической и атомной техники». Научное электронное издание. 2013.

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.

Чупрасов В.В., Третьяк М.С., Клишин А.В. Особенности диагностики параметров сверхзвуковой высокотемпературной струи // ИФЖ. 2011. Т. 84, № 5. С. 1040-1045.

Шараховский Л.И., Клишин А.Ф., Оленович А.С., Поденок Л.П. Вихревая термоизоляция электрической дуги в потоке воздуха и водорода // Тез. докл. VIII Всесоюзн. конф. по физике низкотемпературной плазмы. 1991. Ч. 2. С. 146-147.

Шараховский Л.И., Костин Н.А., Клишин А.Ф., Оленович А.С. и др. Об эффективности вихревой термоизоляции электрической дуги // Изв. АН БССР. Сер. физ.-энерг. наук. 1989. № 2. С. 28-31.

Статья поступила в редакцию 14.04.2015 г.

УДК 629.78.05.062.036

О НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОМ СОТРУДНИЧЕСТВЕ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА И ОКБ «ФАКЕЛ». К 50-ЛЕТНЕМУ ЮБИЛЕЮ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

ON SCIENTIFIC AND TECHNICAL COOPERATION BETWEEN LAVOCHKIN ASSOCIATION AND «FAKEL» EDB. IN COMMEMORATION OF THE 50TH ANNIVERSARY OF LAVOCHKIN ASSOCIATION SPACE ACTIVITIES

В.М. Мурашко[1],
кандидат технических наук,
info@fakel-russia.com;
V.M. Murashko

К.Н. Козубский[1],
кандидат технических наук,
info@fakel-russia.com;
K.N. Kozubskiy

Н.М. Вертаков[1],
info@fakel-russia.com;
N.M. Vertakov

А.И. Корякин[1],
info@fakel-russia.com;
A.I. Koryakin

В статье приводятся основные результаты сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина – головной организации по созданию автоматических космических аппаратов для исследований в ближнем и дальнем космосе и ОКБ «Факел» – ведущей организации по созданию электрореактивных двигателей малой тяги для управления движением в космосе.

Ключевые слова: НПО имени С.А. Лавочкина; ЛУНОХОД; электрореактивные двигатели; гидразиновые двигатели; ОКБ «Факел».

The article summarizes the main results of the cooperation between Lavochkin Association, the prime for design and development of automated spacecraft for research in near and deep space, and «Fakel» EDB, the leading organization on development of low-thrust electrojet engines for motion control in space.

Key words: Lavochkin Association; LUNOKHOD; electrojet engines; hydrazine engines; «Fakel» EDB.

введение

В 2014 году ОКБ «Факел» принимал участие в юбилейных мероприятиях, посвященных 100-летию со дня рождения Георгия Николаевича Бабакина – участника и руководителя работ по созданию первых автоматических станций для полетов к Луне, Венере, Марсу в 60-х годах XX столетия. С этого периода начинается отсчет и нашего сотрудничества с НПО имени С.А. Лавочкина.

Отмечающее в этом году свой 60-летний юбилей, ОКБ «Факел» продолжает оставаться надежным партнером головных космических КБ в России и за рубежом по созданию электрореактивных двигателей (ЭРД) малой тяги для управления движением автоматических космических аппаратов.

1. Из глубин океана в космос

Небольшая справка о дорожной карте ОКБ «Факел»: от филиала Лаборатории двигателей АН СССР, созданного в 1956 году для отработки дизельных двигателей для подводных лодок в г. Калининграде на Балтике, до ОКБ – мирового лидера в области кос-

[1] ФГУП «Опытное конструкторское бюро «Факел», Россия, г. Калининград.

[1] FSUE «Experimental Design Bureau «Fakel», Russia, Kaliningrad.

мического двигателестроения, в частности стационарных плазменных двигателей (СПД).

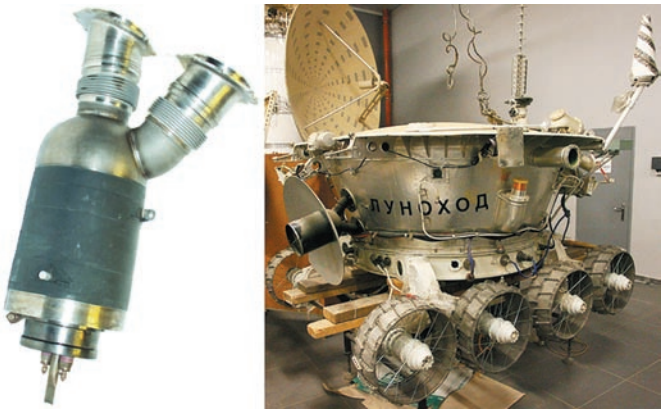
В 60-е годы мы участвовали в марсианских проектах ОКБ-1 с ЭРД мегаваттной мощности. В это же время для ОКБ-1, а затем для НПО ПМ были созданы в ИАЭ имени И.В. Курчатова с нашим участием импульсные плазменные двигатели. Эти двигатели были применены в 1964 году для управления ориентацией космического аппарата «ЗОНД»: ЭРД впервые работали в космосе, и с этого года началась Эра космических электрореактивных двигателей по классификации одного из пионеров создания ЭРД доктора технических наук В.А. Храброва, приведенной в докладе на XIX Королевских чтениях (1998).

Еще через несколько лет академиком А.П. Александровым и Главным конструктором А.Г. Иосифьяном было принято историческое решение о проведении космических испытаний в составе космического аппарата (КА) «МЕТЕОР» стационарных плазменных двигателей – двигателей А.И. Морозова. В 70-е годы эти двигатели успешно эксплуатировались для точной коррекции орбиты КА «МЕТЕОР» (*Арцимович Л.А. и др.*, 1974; *Козубский К.Н. и др.*, 2003). В дальнейшем СПД малой мощности стали использоваться на малых КА «КАНОПУС», «МОНИТОР», разработанных в ВНИИЭМ и ГКНПЦ имени М.В. Хруничева соответственно. С начала 80-х годов мы стали основным партнером НПО ПМ в части космической двигательной установки для ориентации и коррекции орбиты телекоммуникационных спутников на геостационарной орбите, которая включала ксеноновые СПД для коррекции орбиты по долготе и электротермокаталитические гидразиновые двигатели (ЭТКД) для ориентации. На космическом аппарате «ГАЛС» двигатели СПД-100 были применены для стабилизации орбиты в направлении Север – Юг для увеличения ресурса не менее 15 лет (*Bober A.S. et al.*, 1993). Для ориентации и коррекции СПД впервые были применены на геостационарных искусственных спутниках Земли РКК «ЭНЕРГИЯ» (*Платонов В.Н.*, 2013).

Гидразиновые ЭТКД ОКБ «Факел» и КБ КБхиммаш имени А.М. Исаева более 30 лет эксплуатируются в составе КА «ГЛОНАСС». К настоящему времени в составе российских и зарубежных КА эксплуатировались и эксплуатируются 352 ксеноновых СПД с суммарной наработкой более 100 000 часов и не менее 3000 гидразиновых двигателей малой тяги. Сегодня более 60% отечественных космических аппаратов оснащены электрореактивными двигателями ОКБ «Факел». Три из пяти крупнейших западных производителей космических аппаратов покупают стационарные плазменные двигатели в Калининграде. Успешно началась эксплуатация 24-х западных телекоммуникационных спутников с двигателями ОКБ «Факел» для коррекции их орбиты.

2. Сотрудничество ОКБ «Факел» и НПО имени С.А. Лавочкина. «ЛУНОХОДЫ»

В конце 60-х годов XX века наше ОКБ (в то время Филиал ОКБ «Заря») принимало участие в создании теплообменника «Камин» для изотопной «печки» «ЛУНОХОДОВ» (рисунок 1). В ОКБ были изготовлены, отработаны и проведен полный комплекс наземных испытаний «Каминов». Продолжительность 300-суточных ресурсных испытаний совпала с длительностью путешествия «ЛУНОХОДА» по поверхности Луны. 17 ноября 1970 года наш «Камин» в составе «ЛУНОХОДА-1» отправился в путешествие по лунному Морю Дождей.



а **б**

а – общий вид;
б – расположение в составе «ЛУНОХОДА».

рисунок 1. Теплообменник «Камин» для изотопной печки «ЛУНОХОДА»

3. Стационарные плазменные двигатели

Мы надеемся на продолжение совместных работ по Лунной программе с нашими ЭРД для создания Лунных паромов. Идея Лунных паромов с ЭРД появилась в конце 50-х годов прошлого века (*Stuhlinger E.*, 1960). В настоящее время специалистами НПО имени С.А. Лавочкина в кооперации с НИИ ПМЭ выполнены расчеты для перелетов Земля – Луна с использованием маршевой двигательной электроракетной установки (*Кульков В.М. и др.*, 2013). Траектории тракта для парома к Луне уже опробованы с применением ксеноновых СПД. На рисунке 2 приведена траектория многомесячного полета в 2003 году к Луне европейского космического аппарата «SMART-1». В этой экспедиции для создания тягового импульса использовался стационарный плазменный двигатель PPS-1350 совместной разработки ОКБ «Факел» и SEP (Франция). На этом же рисунке приведена фотография первого двигательного блока с СПД-70 для КА «КУПОН» НПО имени С.А. Лавочкина.

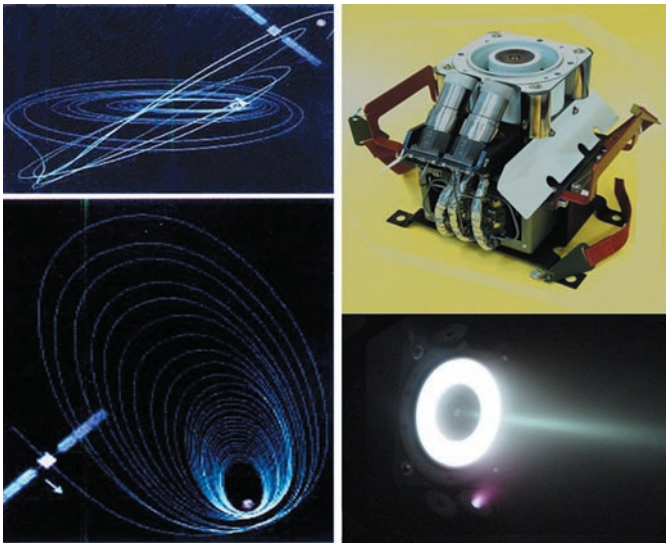


рисунок 2. Траектория полета к Луне космического аппарата «SMART-1» с ЭРД, 2003 год. Двигательный блок с ксеноновым СПД-70 для КА «КУПОН» НПО имени С.А. Лавочкина, 1997 год

В ОКБ «Факел» создан научно-технический задел по ЭРД различной мощности для реализации полетов космических аппаратов в ближнем и дальнем космосе. Для транспортировки грузов могут быть использованы двигатели СПД-140 мощностью 4,5 кВт, квалификация которых практически закончена. Продолжаются ресурсные испытания, достигнутый ресурс – 9000 часов. Изготавливаются первые летные изделия.

НПО имени С.А. Лавочкина и ОКБ «Факел» активно сотрудничали при разработке проектов КА с маршевыми электроракетными двигательными установками. В кооперации с НИИ ПМЭ МАИ, АНО «Техком», ЦНИИмаш на базе двигателя СПД-140Д в рамках опытно-конструкторских работ (ОКР) «Двина-ТМ» осуществлялась разработка ЭРДУ универсального транспортного модуля (УТМ) с электропитанием от солнечной батареи (*Бойкачев В.Н. и др.*, 2014). При разработке УТМ был создан модуль ориентации двигателей СПД-140Д, позволяющий изменять направление вектора тяги в двух взаимно перпендикулярных плоскостях: в пределах –34...+14° в одной плоскости и в пределах ±15° – во второй. Для автоматической межпланетной станции (АМС) «ФОБОС-ГРУНТ» также рассматривался вариант с использованием маршевой двигательной установки с многорежимными двигателями СПД-140. На рисунке 3 приведены фотографии двигательного блока с модулем управления вектором тяги для проекта «Двина», а также 3D-модель маршевой двигательной установки для АМС «ФОБОС-ГРУНТ».

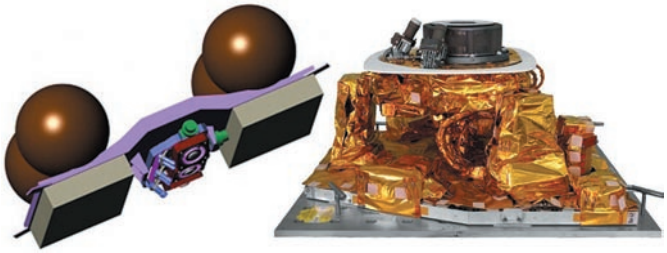


рисунок 3. 3D-модель варианта маршевой двигательной установки для АМС «ФОБОС-ГРУНТ». Двигательный блок для проекта «Двина»

Для транспортировки больших полезных нагрузок разрабатываются СПД большей мощности. Для малых КА предлагаются интегрированные модули микро-ЭРДУ с СПД мощностью от 150 Вт при стационарной работе с возможностью работы в импульсных режимах для уменьшения энергопотребления (*Ткачук А.В. и др.*, 2014). На рисунке 4 приведены фотографии двигателей СПД-290 и ПлаС-40, двигателя СПД-140 с центральным катодом в рабочем режиме, а также микро-ЭРДУ для малых КА.

рисунок 4. Двигатели СПД-290 и ПлаС-40, двигатель СПД-140 с центральным катодом в рабочем режиме, а также микро-ЭРДУ для малых КА

4. Электротермокаталитические гидразиновые двигатели

Электротермокаталитические гидразиновые двигатели малой тяги были разработаны в конце 70-х годов XX века ОКБ «Факел» для ориентации геостационарных телекоммуникационных КА НПО ПМ (ОАО «ИСС» имени А.Ф. Решетнева). В этих двигателях электрическая мощность используется для

разогрева каталитического пакета до температуры не менее 350°С. Для выполнения требований по ресурсу, быстродействию такая температура катализаторов поддерживается электрическими нагревателями в течение всего срока активного существования КА.

В этот же период в ОКБ «Факел» были разработаны двигательные установки с гидразиновыми ЭТКД и системами хранения на основе баков с сильфонным разделителем, изготовленные в НПО имени С.А. Лавочкина.

В 2012 году отмечалось 30-летие запуска первого КА для космической навигационной системы «ГЛОНАСС». На аппаратах серии «ГЛОНАСС» применялись и применяются гидразиновые ЭТКД типа К10 и маршевые двигатели типа ТК500М (*Вертаков Н.М.*, 2007). На первые аппараты маршевые двигатели поставлялись КБхиммаш, а затем они были заменены на аналогичные двигатели разработки ОКБ «Факел». Более 30-ти лет ОКБ «Факел» успешно сотрудничает с НПО имени С.А. Лавочкина в части поставки баков для блоков хранения и подачи гидразина. На рисунке 5 приведены фотографии модуля гидразиновой ДУ в составе КА «ГЛОНАСС», а также блока хранения и подачи гидразина с баком НПО имени С.А. Лавочкина.

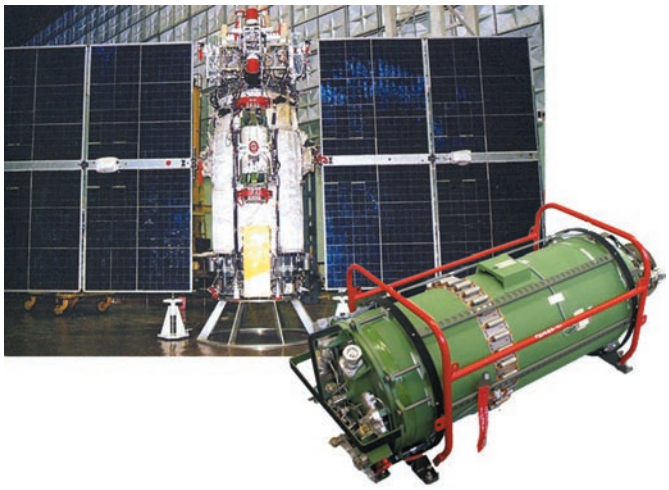


рисунок 5. Модуль гидразиновой ДУ в составе КА «ГЛОНАСС». Блок хранения и подачи с баком НПО имени С.А. Лавочкина

В начале нынешнего века в сотрудничестве наших организаций начался новый этап по разработке гидразиновых двигательных блоков ориентации и коррекции для серии научных спутников НПО имени С.А. Лавочкина, начиная с геостационарного гидрометеорологического космического комплекса второго поколения КА «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-Р» для международной орбитальной астрофизической обсерватории проекта «РАДИОАСТРОН».

На базе созданных в ОКБ «Факел» заделов были квалифицированы варианты исполнения двигателей К50-10.1, ТК500М и на их основе – двигательные блоки стабилизации (ДБС) и коррекции (ДБК) под новые требования технических заданий НПО имени С.А. Лавочкина (рисунки 6, 7).

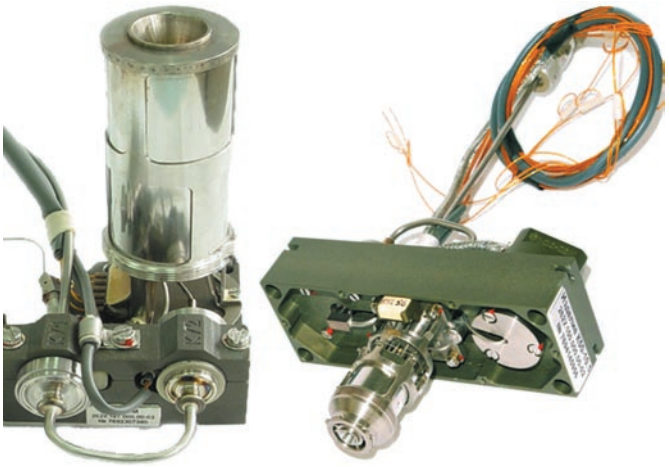


рисунок 6. Электрокаталитические гидразиновые двигатели ТК500М и К50-10.6

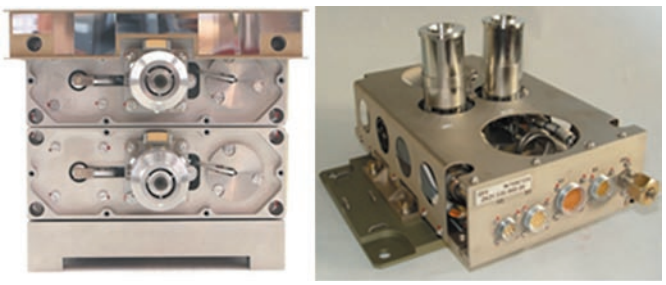


рисунок 7. Двигательные блоки ДБС и ДБК для КА «СПЕКТР-Р», «ЭЛЕКТРО-Л», «АРКТИКА»

С учетом возросших требований к сроку эксплуатации КА до 10 лет в ходе разработки были решены задачи многократного повышения ресурсных характеристик двигателей. Так, гарантированный ресурс по количеству рабочего тела двигателя К50-10.1 был увеличен в 2,5 раза, ТК500М – в 7,5 раз по сравнению с прототипами. Одновременно была решена задача по внедрению в состав двигателей малогабаритных клапанов разработки ОКБ «Факел», что повысило их эксплуатационные характеристики. Опыт летной эксплуатации двигательных блоков ДБС и ДБК в составе КА «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-Р» подтверждает высокую надежность и технические характеристики двигателей ОКБ «Факел». Их применение также запланировано на серии новых научных космических аппаратов НПО имени С.А. Лавочкина.

Следующим существенным шагом во взаимовыгодном сотрудничестве НПО имени С.А. Лавочкина и ОКБ «Факел» стали разработка и квалификация варианта исполнения двигателя К50-10.5 и двигательных блоков на его базе для КА типа «РЕЗОНАНС»

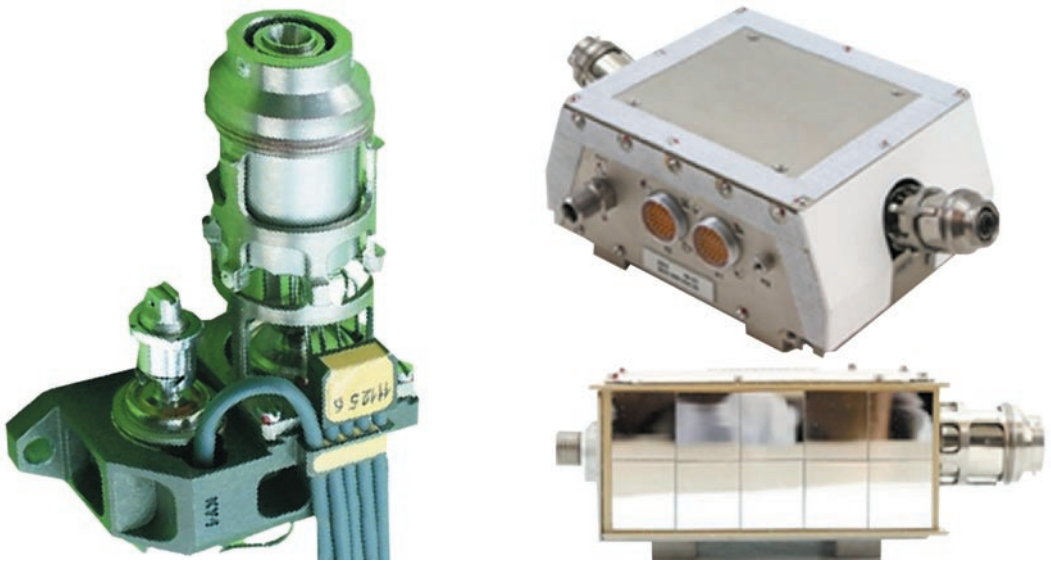


рисунок 8. Гидразиновый двигатель К50-10.5. Двигательные блоки для малых КА «РЕЗОНАНС», «МКА-ФКИ (ПН3)», «ЭОКА»

(рисунок 8). Технические требования на разработку однодвигательного блока (ДБ1) и трехдвигательного блока (ДБ3) были существенно ужесточены, ключевое из них – максимально возможная минимизация конструкции и массы двигателей и двигательных блоков в целом. И эти задачи были успешно решены: двигатель К50-10.5 стал более чем в полтора раза легче по сравнению со своим прототипом К50-10.1, обеспечивая не хуже параметры и характеристики как в режимах ориентации, так и в режимах коррекции.

Летные двигательные блоки ДБ1 и ДБ3 поставлены для первых КА новой серии – «МКА-ФКИ (ПН3)», «ЭОКА».

заключение

Опыт многолетнего сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина и ОКБ «Факел», плодотворный и успешный, базируется на конструктивном взаимодействии, начиная с этапа разработки технических заданий на изделия в ходе выполнения ОКР с учетом получаемых результатов поэтапной отработки как изделий, так и КА, а также на оперативном обмене между предприятиями необходимой информацией по координации совместных действий.

список литературы

Арцимович Л.А., Андронов А.М., Морозов А.И., Снарский Р.К. и др. // Космические исследования. 1974. Т. 12, № 3. С. 451-468.

Бойкачев В.Н., Гусев Ю.Г., Жасан В.С., Ким В.П. и др. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10…30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 48-59.

Вертаков Н.М. Создание и модернизация ГНС «ГЛОНАСС» – стимул к разработке и совершенствованию гидразиновых двигателей и двигательных установок // Доклад на Всероссийской научно-технической конференции «Навигационные спутниковые системы, их роль и значение в жизни современного человека». НПО ПМ. 2007.

Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Крайнов А.М., Шаханов А.Е. и др. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с маршевой электроракетной двигательной установкой для исследования окололунного пространства // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 68-74.

Козубский К.Н., Мурашко В.М., Рылов Ю.П., Трифонов Ю.В. и др. СПД работают в космосе // Физика плазмы. 2003. Т. 29, № 3. С. 277-292.

Платонов В.Н. Одновременное управление движением центра масс при маневрах космических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптических орбитах с использованием электрореактивных двигателей // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 56-64.

Ткачук А.В., Козубский К.Н., Румянцев А.В. Двигательная установка с плазменными двигателями для космических микроаппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21, № 2. С. 49-54.

Bober A.S., Kozubskii K.N., Komarov G.A., Kozlov A.G. et al. Development and Qualification Test of an SPT Electric Propulsion System for «Gals» Spacecraft // IEPC, 23rd International Electric Propulsion Conference, Seattle, Washington, 1993. P. 108-115. URL: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/1993index/IEPC1993-008.pdf (дата обращения: 16.03.2015).

Stuhlinger E. Lunar Ferry with Electrical Propulsion System // Japanese Rocket Society. Tokyo, Japan. 1959. Proceedings of the first international symposium, held in Tokyo, in 1959. Published by Yokendo, Tokyo, 1960, 224 p.

Статья поступила в редакцию 24.03.2015 г.

УСПЕШНЫЙ ОПЫТ СОТРУДНИЧЕСТВА

THE SUCCESSFUL EXPERIENCE OF COOPERATION

С.Г. Кочура[1],
кандидат технических наук,
kochura@iss-reshetnev.ru;
S.G. Kochura

В.И. Кузоро[1],
kvi@iss-reshetnev.ru;
V.I. Kuzoro

В.С. Шанаврин[1],
shanavrin@iss-reshetnev.ru;
V.S. Shanavrin

В статье говорится об успешном опыте сотрудничества предприятий космической отрасли России в области создания солнечных батарей для космических аппаратов.

Ключевые слова:
космический аппарат;
солнечная батарея;
арсенид галлия;
энергетическая эффективность.

The article overviews the successful experience of the cooperation between the space industry enterprises in Russia in the field of development of solar arrays for spacecraft.

Key words:
spacecraft;
solar array;
gallium arsenide;
power efficiency.

Взаимодействие АО «ИСС» и НПО имени С.А. Лавочкина (НПОЛ) имеет более чем 30-летнюю историю. Вначале это было использование АО «ИСС» средств выведения с разгонными блоками и головными обтекателями изготовления НПОЛ и применение НПОЛ изделий точной механики разработки и изготовления АО «ИСС».

Однако по-настоящему новый этап сотрудничества двух предприятий начался в 2004 году.

НПО имени С.А. Лавочкина обратилось к АО «ИСС» с предложением о разработке и поставке солнечных батарей для своих космических аппаратов (КА). Первыми КА этого заказа были «СПЕКТР-Р» – космический радиоинтерферометр и «ЭЛЕКТРО-Л» – метеорологический спутник (*Александров Ю.А. и др.*, 2011; *Бабышкин В.Е.*, 2011). Если солнечная батарея для КА «СПЕКТР-Р» изготавливалась из хорошо освоенных кремниевых фотопреобразователей, то солнечная батарея для КА «ЭЛЕКТРО-Л» могла быть изготовлена только из новых высокоэффективных фотопреобразователей на основе трехкаскадного арсенид галлия.

До сотрудничества с НПО имени С.А. Лавочкина ОАО «ИСС» даже в отдаленной перспективе не рассматривало возможность применения арсенид галлия. Текущие потребности АО «ИСС» вполне закрывались солнечными батареями (БС) на основе кремния, применение БС из арсенид галлия из-за его дороговизны считалось экономически необоснованным. Пример использования другим предприятием БС на основе нового, гораздо более эффективного, материала заставил АО «ИСС» пересмотреть концепцию построения БС. Тщательное изучение этого вопроса показало, что, если рассматривать стоимость не квадратного метра БС, а 1 Вт электрической

[1] Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева», Россия, Красноярский край, г. Железногорск.

Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems, Russia, Krasnoyarsk region, Zheleznogorsk.

энергии, то соотношение цена/результат становится более приемлемым.

Таким образом, первую БС на основе арсенид галлия АО «ИСС» изготовило не для себя, а для другого предприятия, но благодаря этому опыту в настоящее время все новые разработки солнечных батарей в АО «ИСС» проводятся только из арсенид галлия.

Освоение производства БС для внешней поставки заставило пересмотреть технологию производства солнечных батарей. Особенностью данной работы являлось изготовление и поставка солнечной батареи как полностью законченного изделия (так называемая поставка «под ключ»), при этом потребовалось:

- изготовление шарнирных узлов БС в полной комплектации, включая кабели, и сдача, как готового изделия;
- разработка и изготовление системы обезвешивания и стенда раскрытия для крыла БС, готовых к поставке для другого предприятия;
- разработка и изготовление автономного малогабаритного пульта для проверки раскрытия крыла БС;
- выпуск полного комплекта эксплуатационной документации на солнечную батарею.

При разработке БС для изделий НПО имени С.А. Лавочкина была решена задача минимизации механических интерфейсов с КА, что позволило провести квалификационные испытания солнечной батареи автономно на имитаторе корпуса КА. Этот подход позволяет унифицировать как отдельные узлы, так и в целом механические устройства БС.

Приобретение такого опыта показало целесообразность внедрения аналогичной технологии при производстве солнечных батарей для своих КА, что позволило экономить время и повысить качество выпускаемой продукции.

Первый положительный опыт такого сотрудничества позволяет заявить, что АО «ИСС» готово поставлять солнечные батареи для КА других предприятий отрасли.

Говоря о сотрудничестве АО «ИСС» и НПО имени С.А. Лавочкина, нельзя не сказать и о третьем участнике этой кооперации – ПАО «Сатурн», который разрабатывает и изготавливает фотоэлектрическую часть БС. Выполнение заказов для НПО имени С.А. Лавочкина позволило и этому предприятию выйти на новый уровень современных технологий:

- изготовление фотопреобразователей из трехкаскадного арсенид галлия;
- внедрение в практику измерения световых характеристик БС импульсного метода засветки с помощью ксеноновых ламп со спектром, близким к солнечному;
- внедрение автоматизированного метода измерения параметров БС во время засветки, что позволило существенно увеличить точность измерения.

Таким образом, данную кооперацию можно рассматривать как пример успешного сотрудничества отечественных предприятий. Следует отметить, что удельные массовые и энергетические характеристики солнечных батарей находятся на уровне лучших мировых образцов.

В настоящее время наше сотрудничество продолжается:

- с 2011 года проходит летная эксплуатация КА «СПЕКТР-Р», «ЭЛЕКТРО-Л» № 1;
- изготовлены солнечные батареи для КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, № 3, «СПЕКТР-УФ», «СПЕКТР-РГ», «АРКТИКА-М»;
- разработаны и защищены эскизные проекты БС для КА «СПЕКТР-М», «ГАММА-400», «ЭЛЕКТРО-М».

Отдельно следует отметить начало работ по проектированию высоковольтной БС для низкоорбитального КА большой мощности. Существенная новизна данной работы определяется новой для АО «ИСС» компоновкой спутника, типом орбиты, условиями эксплуатации солнечной батареи. Сроки выполнения поставлены очень жесткие, но в то же время есть уверенность, что наша кооперация справится с поставленными задачами.

список литературы

Александров Ю.А., Андреянов В.В., Бабакин Н.Г., Бабышкин В.Е. и др. «Радиоастрон» (проект «СПЕКТР-Р») – радиотелескоп много больше Земли. Основные параметры и испытания // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 11-18.

Бабышкин В.Е. Инновационный гидрометеорологический космический комплекс «ЭЛЕКТРО» нового поколения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 1. С. 3-8.

Статья поступила в редакцию 03.04.2015 г.

ПЯТЬДЕСЯТ ЛЕТ СОТРУДНИЧЕСТВА В КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА И ЦЕНТРА КЕЛДЫША

FIFTY YEAR COLLABORATION IN SPACE AREA BETWEEN LAVOCHKIN ASSOCIATION AND KELDYSH CENTER

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

Н.Б. Пономарев[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

Совместные усилия двух организаций позволили решить сложные проблемы обеспечения тепловых режимов, разработки бортовой аппаратуры для различных космических аппаратов, обеспечения радиационной безопасности при использовании радиоизотопной энергетики. Плодотворное сотрудничество продолжается и развивается.

Ключевые слова: космический аппарат; тепловые режимы; бортовая аппаратура; тепловакуумные испытания; радиоизотопный блок обогрева; обеспечение радиационной безопасности.

The joint efforts of the two enterprises have allowed solving of the complex problems of providing the thermal conditions, development of onboard equipment for spacecraft for various applications, radiation safety assurance of radioisotope power devices. The fruitful collaboration is being continued and developed.

Key words: spacecraft; thermal conditions; onboard equipment; thermal vacuum tests; radioisotope heat unit; radiation safety assurance.

Наследник созданного в 1933 году первого в мире Реактивного научно-исследовательского института – РНИИ, Государственный научный центр Российской Федерации – федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша» (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша») тесно сотрудничает с Научно-производственным объединением имени Семена Алексеевича Лавочкина на всем его долгом и плодотворном пути – от создания авиационной до ракетной, а затем и космической техники. Первенец знаменитого ОКБ С.А. Лавочкина истребитель ЛаГГ-3 во время Великой Отечественной войны успешно действовал как по воздушным, так и наземным целям реактивными снарядами разработки РНИИ. Вершиной сотрудничества наших предприятий в области ракетной техники были работы по созданию межконтинентальной крылатой ракеты «Буря» *(Исследовательский центр имени М.В. Келдыша*, 2003; *Головин Ю.М., Гафаров А.А.*, 2012).

Начало творческого сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина в космической деятельности с Центром Келдыша (в то время НИИ тепловых процессов – НИИТП) относится ко второй половине 1960-х, когда были решены сложные проблемы обеспечения тепловых режимов, теплозащиты и разработки бортовой аппаратуры для автоматических

[1] ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», Россия, г. Москва.

[1] SSC FSUE «Keldysh Research Centre», Russia, Moscow.

межпланетных станций (АМС) «ВЕНЕРА» (*Головин Ю.М., Гафаров А.А.*, 2012; *Головин Ю.М.*, 2014).

На спускаемых аппаратах (СА) АМС «ВЕНЕРА-4, -5, -6», созданных в НПО имени С.А. Лавочкина под руководством Г.Н. Бабакина и запущенных в 1967–1969 гг., были проведены измерения температуры, давления и плотности атмосферы. Измеритель плотности атмосферы камертонного типа был создан в Центре Келдыша. Научными руководителями работ по исследованию Венеры были Всеволод Сергеевич Авдуевский – заместитель директора НИИТП и Михаил Яковлевич Маров. Эти измерения стали ключевыми для понимания физики атмосферы планеты, разработки первой модели атмосферы, принятия важных конструктивных решений при проектировании АМС «ВЕНЕРА» следующих поколений.

В 1970 году перед Центром Келдыша была поставлена задача разработать аппаратуру для измерения освещенности в атмосфере и на поверхности Венеры, работающую в чрезвычайно жестких условиях: температура до 770 К, давление до 10 МПа, перегрузка на участке торможения до 400 g.

Для специфических условий Венеры с ее плотной атмосферой и наличием облаков прямые измерения светового потока от Солнца представляют, по существу, единственную возможность надежного определения зависимости его ослабления от высоты. Это имеет принципиально важное значение для установления энергетического баланса атмосферы и причин ее разогрева, выяснения оптических свойств атмосферы на разных уровнях и структуры облаков, определения величины освещенности 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 измерителя освещенности ИОВ-72 (рисунок 1).

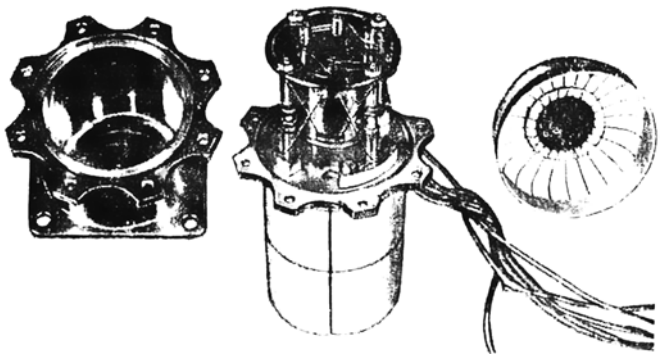


рисунок 1. Измеритель освещенности Венеры ИОВ-72

Фотометрический эксперимент на СА «ВЕНЕРА-8» позволил получить принципиально важные пионерские результаты. При высоте Солнца над горизонтом 5,5°±2,5° освещенность на поверхности планеты оказалась равной 400 люкс. На высоте 32±3 км была зафиксирована нижняя граница облачного слоя. Выполненные на поверхности измерения освещенности послужили основой для создания световой модели Венеры и показали возможность проведения фотографической съемки поверхности, что было реализовано на следующем поколении СА «ВЕНЕРА».

На СА АМС «ВЕНЕРА-9, -10» была установлена существенно более сложная фотометрическая аппаратура ИОВ-75 (рисунок 2), с помощью которой 22 и 25 октября 1975 года в атмосфере и на поверхности были успешно осуществлены фотометрические эксперименты. Лучистые потоки измерялись в пяти спектральных интервалах по трем направлениям (из верхней полусферы, из зенита и снизу под углом 23° к вертикали). Прибор располагался снаружи спускаемого аппарата и имел собственную систему теплозащиты, которая обеспечивала работоспособность фотоприемников в течение всего спуска и на поверхности Венеры. Свет на фотоприемники подводился с помощью волоконных световодов, специальная технология склейки и отжига которых расширила их диапазон рабочих температур со 120°С до 500°С. Контроль параметров прибора при наземных условиях и во время спуска в атмосфере Венеры осуществлялся при помощи миниатюрных ламп накаливания, установленных вблизи наружных торцов световодов.

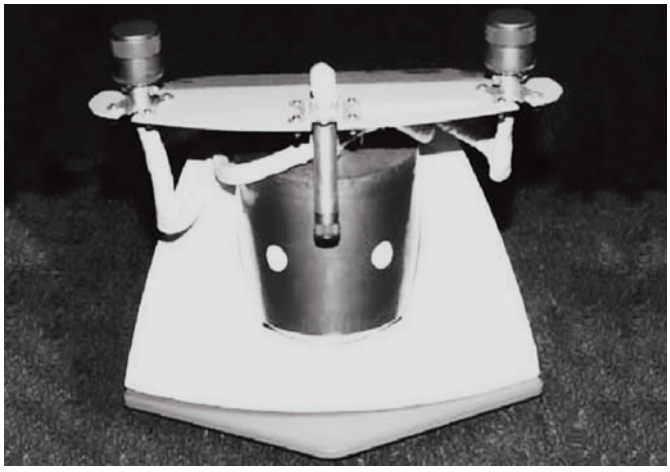


рисунок 2. ИОВ-75 – прибор для измерения освещенности в атмосфере и на поверхности Венеры

В результате проведенного эксперимента была получена новая информация об атмосфере и поверхности планеты. Исследован характер изменения по высоте от 63 км до поверхности лучистых потоков в различных спектральных интервалах. 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 пла-

неты. Обнаружен облачный слой, расположенный на высотах 65–50 км, и присутствие аэрозоля на высотах 50–10 км. Впервые экспериментально обнаружено наличие свободной пыли на поверхности. Впервые получена зависимость отражательных свойств грунта от длины волны, что позволило сравнить поверхностные породы Венеры с земными аналогами (*Авдуевский В.С. и др.*, 1976; *Головин Ю.М.*, 1979; *Golovin Yu.M. et al.*, 1980; *Ekonomov A.P. et al.*, 1980).

Одновременно с фотометрическими измерениями с борта СА «ВЕНЕРА-9, -10» с помощью созданной в Центре Келдыша анемометрической системы (прибор ИСВ) впервые были проведены измерения скорости ветра на поверхности планеты (рисунок 3).

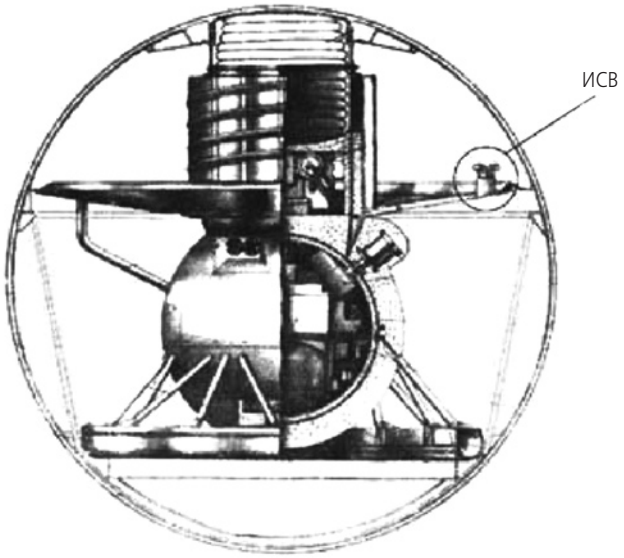


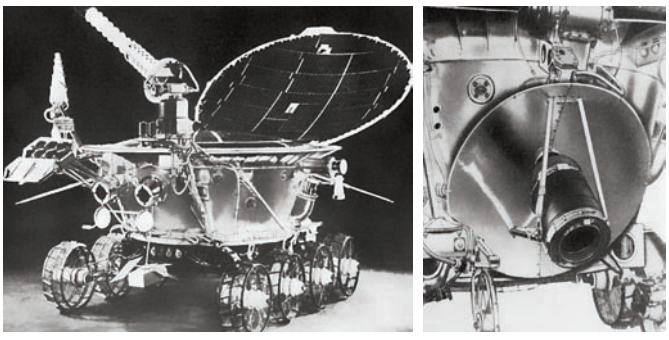
рисунок 3. СА АМС «ВЕНЕРА» с измерителем скорости ветра ИСВ

Прибор ИСВ включал в себя два датчика, электронный блок и коммутатор. Датчик представляет собой чашечный анемометр (диаметр чашечки 37 мм) с электромеханическим модулятором, приспособленный к работе в условиях атмосферы Венеры. Он не имел теплозащитного покрытия, был негерметичным и работал при температуре 500°С и давлении 10 МПа после воздействия ударных перегрузок до 400 g. Два однотипных датчика были установлены над тормозным щитком СА на высоте 1,3 м от основания посадочной шины. Электронный блок и коммутатор размещались в гермоотсеке СА. Прибор позволял измерять модуль скорости ветра независимо от его направления. Выбор рациональной компоновки анемометра на СА в условиях жестких весовых, габаритных и функциональных ограничений и калибровка прибора потребовали проведения комплекса аэрогазодинамических исследований.

Измерения, выполненные в районах, отстоящих друг от друга почти на 2000 км, дали близкие результаты. На высоте около 1 м от поверхности был обнаружен ветер со скоростью 0,5...1 м/с незначительно меняющийся от средней величины. Полученные результаты оказались принципиальными для представления о структуре и степени эрозии поверхностных пород Венеры, динамике атмосферы и ее запыленности, оценок устойчивости СА при посадке.

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».

Проведенными в Центре расчетными и экспериментальными исследованиями была обоснована конструкция теплозащиты для установленного в задней части «ЛУНОХОДА» радиоизотопного блока обогрева (рисунок 4). Эта теплозащита обеспечивала сохранение целостности ампул с радиоизотопом полоний-210 даже при аварийном возвращении на Землю со второй космической скоростью. Надежность этой защиты была подтверждена во время аварийного запуска «ЛУНОХОДА» в феврале 1969 года. 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**

рисунок 4. «ЛУНОХОД» с радиоизотопным блоком обогрева: **а** – «ЛУНОХОД»; **б** – радиоизотопный блок обогрева

Многолетнее сотрудничество связывает НПО имени С.А. Лавочкина с Центром Келдыша в области тепловакуумных испытаний. Стенд тепловакуумных испытаний (СТВИ) Центра Келдыша (рисунок 5), имеющий в своем составе вакуумную камеру объемом 25 м^3 с имитаторами Солнца и Земли, позволя-

рисунок 5. Общий вид стенда СТВИ

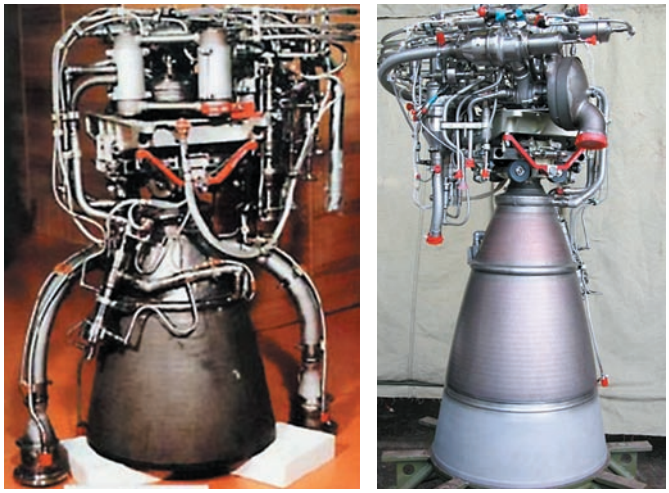
ет при умеренной стоимости с высоким качеством проводить испытания как отдельно бортовой аппаратуры, так и фрагментов космических аппаратов. Последним из таких испытаний было тестирование аппаратуры МСУ-ГС для КА «ЭЛЕКТРО-М» в конце 2014 года.

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 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 6а). 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 6б). Этот насадок обеспечил прирост удельного импульса тяги этого ЖРД на 2,6 с, подтверждённый всей дальнейшей эксплуатацией (более 40 полётов) этого ЖРД на различных МКБ. В настоящее время этот 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.

С целью оценки возможности дальнейшего повышения удельного импульса тяги этого ЖРД в 2005 году нашим предприятием по заданию НПО имени С.А. Лавочкина была проведена оптимизация сопла этого ЖРД 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 оптимизации места этого 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. 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.

После нескольких лет перерыва сотрудничество НПО имени С.А. Лавочкина с Центром Келдыша по созданию бортовой аппаратуры для перспективных



а **б**

рисунок 6. Маршевый ЖРД С5.92, используемый на МКБФ: **а** – без НРО; **б** – с НРО длиной 200 мм

космических аппаратов было продолжено и 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 разрабатывает принципиально новую аппаратуру – гиперспектральный ИК-зондировщик (фурье-спектрометр) ИКФС-ГС.

Инфракрасный фурье-спектрометр ИКФС-ГС должен обеспечивать получение информации для решения следующих задач:

- повышение достоверности краткосрочного и долгосрочного прогнозов погоды за счет ведения глобального мониторинга атмосферы и подстилающей поверхности в ИК-диапазоне спектра;
- высокоточное определение трехмерных 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 полетов 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 $см^{-1}$).

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; *Полищук Г.М. и.др.*, 2009). В частности, специалистами Центра выполнены расчеты теплового состояния элементов конструкции двигателей и двигательного отсека космического аппарата «ЛУНА-ГЛОБ». Предстоит совместно решать проблемы обеспечения радиационной безопасности при использовании радиоизотопной энергетики на перспективных КА разработки НПО имени С.А. Лавочкина.

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 (рисунок 7).

В частности, применение лазерного излучения для энергоснабжения малых спутников при выполнении материаловедческих программ обусловлено следующими особенностями:

- большой энергоемкостью процессов выращивания материалов (печи кристаллизации), энергоемкими системами терморегулирования для минимизации температурных градиентов;
- необходимостью минимизации микроускорений, негативно влияющих на качество выращиваемого материала.

Для малых КА большая энергетика приводит к увеличению площади и размеров солнечных батарей, движение которых приводит к значительным возмущениям, приводящим к микроускорениям. Поэтому для успешной реализации применения малых аппаратов в технологии выращивания материалов в космосе необходимо идти по следующему алгоритму:

- уменьшить площадь фотобатарей;
- установить лазерную приемную систему;
- создать компоновку аппарата с минимальным микровозмущением;
- использовать лазерную станцию, размещенную в составе КА с ТЭМ, для энергоснабжения технологического малого космического аппарата.

В ходе совместных работ на пути реализации данной технологии проводятся экспериментальные работы, изготовлены узлы аппаратуры для модельных

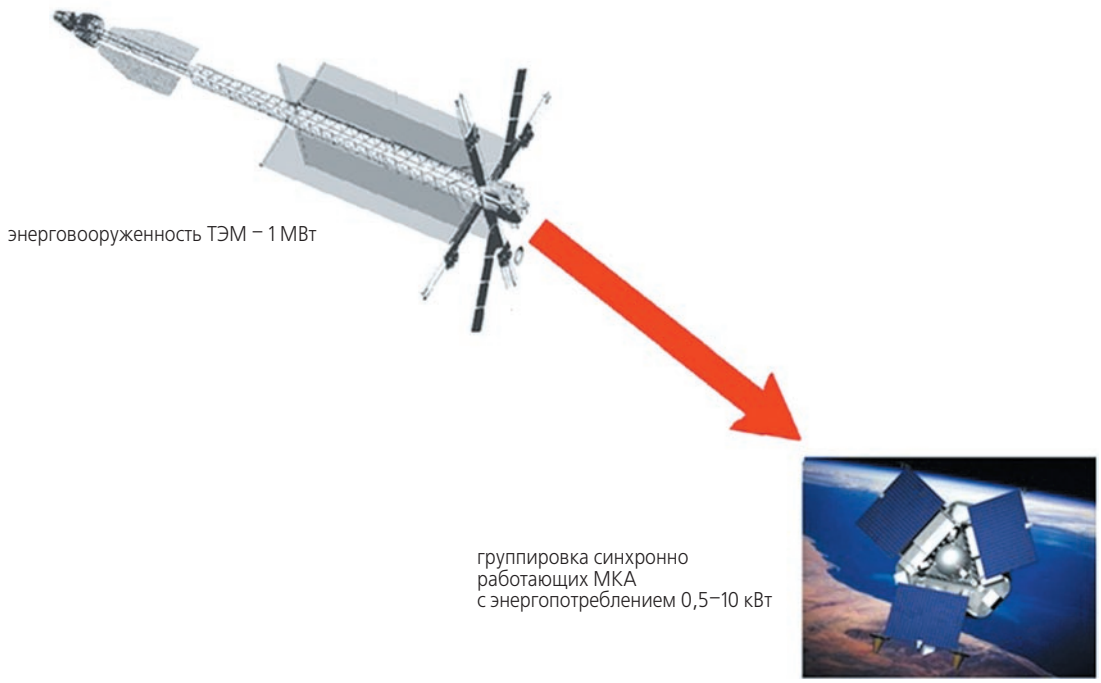


рисунок 7. Схема использования ТЭМ для энергоснабжения малых спутников

экспериментов, проведена сравнительная оценка эффективности различных фотоприемных устройств при засветке лазерным излучением варьируемой мощности, проведена практическая отработка вариантов построения информационно-измерительных систем для передачи лазерного излучения.

Научно-технический задел, высококвалифицированный коллектив, экспериментальная база, созданный в составе нашего предприятия Центр по применению нанотехнологий в ракетно-космической технике являются надежной основой для развития сотрудничества по широкому спектру разработок, выполняемых НПО имени С.А. Лавочкина – одним из ведущих российских предприятий по созданию и практическому использованию автоматических аппаратов для исследования космического пространства.

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.

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 ФГУП 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.

Исследовательский центр имени 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.

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. Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Вестник ФГУП НПО им С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С.3-10.

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 23.03.2015 г.

О СОТРУДНИЧЕСТВЕ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА И КБ «ЮЖНОЕ» ИМЕНИ М.К. ЯНГЕЛЯ

ON THE COOPERATION BETWEEN LAVOCHKIN ASSOCIATION AND M.K. YANGEL YUZHNOYE DESIGN OFFICE

А.Ю. Тимченко[1],
info@yuzhnoye.com;
A.Yu. Timchenko

В статье приведена краткая история сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина и ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля».

Ключевые слова: КБ «Южное»; НПО имени С.А. Лавочкина; комплекс «ЗЕНИТ»; КА «ЭЛЕКТРО-Л».

The article summarizes the history of cooperation between Lavochkin Association and M.K. Yangel Yuzhnoye State Design Office.

Key words: Yuzhnoye Design Office; Lavochkin Association; ZENIT complex; ELECTRO-LSC.

Сотрудники ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля», сердечно поздравляют коллег из НПО имени С.А. Лавочкина с памятной датой в истории предприятия – 50-летием космической деятельности!

Нам понятна гордость «лавочкинцев» за созданные в эти годы многочисленные уникальные автоматические космические системы и аппараты. Доставка на Землю образцов лунного грунта, снимков панорам лунных ландшафтов, исследования Венеры и Марса вызывали у сотрудников КБ «Южное» восхищение и желание сотрудничать с НПО имени С.А. Лавочкина. 13 апреля 1985 года произошло событие, которое со временем привело к началу исключительно плодотворного сотрудничества между нашими предприятиями.

Прошло уже тридцать лет с того апрельского дня, когда был осуществлен первый пуск новой ракеты-носителя 11К77, позднее названной «ЗЕНИТОМ». Уникальные характеристики этой ракеты и космического ракетного комплекса «ЗЕНИТ»: полная автоматизация всех процессов предстартовой подготовки и пуска, высокие энергетические характеристики (возможность вывода на круговые орбиты до 14 тонн полезного груза), экологическая чистота, высокая точность выведения и другие – позволили назвать этот комплекс комплексом XXI века. Появление такого носителя вызвало большой интерес у ведущих разработчиков космических аппаратов.

С 1986 года у КБ «Южное» установились тесные связи с основными создателями аппаратов: «ЦСКБ-Прогресс» (г. Самара), НПО ПМ (г. Железногорск), НПО «Арсенал» (г. Санкт-Петербург), ВНИИЭМ (г. Искра), РКК «Энергия» (г. Королев). Были выпущены эскизные проекты по интеграции с «ЗЕНИТОМ» более двадцати аппаратов, в том числе пилотируемых кораблей «СОЮЗ» и «ЗАРЯ».

Высоко оценивался комплекс «ЗЕНИТ» и в НПО имени С.А. Лавочкина. Однако для межпланетных космических станций, создаваемых НПОЛ, необходима была третья ступень (разгонный блок), а «ЗЕ-

[1] Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля», Украина, г. Днепропетровск.

M.K. Yangel Yuzhnoye State Design Office, Ukraine, Dnepropetrovsk.

НИТ» на тот момент был двухступенчатым. В КБ «Южное» велись работы по такой ступени, однако они не нашли поддержки в вышестоящих органах. Вячеслав Михайлович Ковтуненко, глубоко осознавая перспективность космического комплекса «ЗЕНИТ», активно поддерживал эти работы (*Дегтярев А.В., Кавелин С.С.*, 2011; *Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В.*, 2014). Ю.А. Сметанин, в то время первый заместитель Генерального конструктора по системным исследованиям и научной работе, рассказывал: «Вячеслав Михайлович настоятельно советовал Владимиру Федоровичу Уткину, используя право Генерального конструктора, продолжать создание разгонного блока, поскольку трехступенчатый «ЗЕНИТ» откроет широчайшие перспективы в исследованиях планет и дальнего космоса».

Распад Советского Союза нанес тяжелый удар и по ракетно-космической отрасли, и по судьбе «ЗЕНИТА».

В этих условиях руководством КБ «Южное» было принято судьбоносное решение: пуститься с «ЗЕНИТОМ» в самостоятельное плавание по мировому космическому рынку. Генеральный конструктор – генеральный директор С.Н. Конюхов, первый заместитель Генерального конструктора КБ Ю.А. Сметанин посещали самые известные ракетно-космические центры, рекламируя наши изделия, в том числе «ЗЕНИТ». Результатом этой деятельности стало участие в программе «Морской старт» и использование в ее рамках двухступенчатой ракеты-носителя «ЗЕНИТ», укомплектованной разгонным блоком ДМ (разработки РКК «Энергия») и надкалиберным головным обтекателем разработки фирмы «Боинг».

Успешная работа в рамках программы «Морской старт» способствовала реализации еще одной программы – модернизации существующей на Байконуре инфраструктуры космического ракетного комплекса «ЗЕНИТ» под коммерческие запуски. Эта программа получила название «Наземный старт». Для нее были определены следующие конфигурации трехступенчатой ракеты-носителя:

- трехступенчатый носитель «ЗЕНИТ-3SLБ» с модернизированным разгонным блоком ДМ-SLБ (разработки РКК «Энергия») и головным обтекателем (разработки НПО имени С.А. Лавочкина);
- трехступенчатый носитель «ЗЕНИТ-3SLБФ» с разгонным блоком «ФРЕГАТ-СБ» и головным обтекателем – оба разработки НПО имени С.А. Лавочкина.

Трехступенчатый носитель «ЗЕНИТ-3SLБФ» позволял по своим энергетическим характеристикам обеспечивать запуски космических аппаратов, разработанных НПОЛ – «ЭЛЕКТРО-Л», «СПЕКТР-Р» и других (рисунок 1).

рисунок 1. Работы с КА «СПЕКТР-Р» на техническом комплексе КА

В рамках конфигурации «ЗЕНИТ-3SLБФ» НПО имени С.А. Лавочкина для каждой конкретной миссии формировало космическую головную часть – совокупность космического аппарата, головного обтекателя и разгонного блока. Аналитическая увязка каждой конкретной космической головной части с двухступенчатой ракетой-носителем осуществлялась в рамках эскизного проекта, разрабатываемого КБ «Южное» на основе исходных данных по космической головной части (КГЧ) НПО имени С.А. Лавочкина (рисунок 2). После выпуска эскизные проекты направлялись НПОЛ на рассмотрение и согласование.

О том, как проходили эти работы, рассказывают их участники.

Е.Д. Ерис, начальник проектно-конструкторского сектора: «К моменту начала работ по увязке с КГЧ, оснащаемой аппаратом «ЭЛЕКТРО-Л», я уже имел богатый опыт такого рода работ. Первая, и весьма сложная проблема в этом деле – получение необходимого объема исходных данных. Зачастую в предшествовавших работах приходилось по нескольку раз запрашивать дополнительные данные, что затягивало разработку проекта.

рисунок 2. Ракета космического назначения на СК

Исходные данные по КГЧ с космическим аппаратом «ЭЛЕКТРО-Л», полученные из НПО имени С.А. Лавочкина, нас просто поразили – в них содержалась вся необходимая информация. Было ясно – эти данные сформированы профессионалами высочайшего класса, людьми, которые ценят и свой, и чужой труд. Оперативно сформировав эскизный проект, мы направили его на согласование в НПО имени С.А. Лавочкина. Согласование проекта с сотрудниками НПО также прошло оперативно, без излишних эмоций и конфликтов. В кратчайшие сроки совместными усилиями был создан переходный отсек оригинальной конструкции, обеспечивающий интеграцию РН и КГЧ (рисунок 3). Такое взаимодействие вызвало у нас глубочайшее уважение к НПО имени С.А. Лавочкина и его сотрудникам. С теплым чувством вспоминаю В.А. Асюшкина, С.В. Ишина, В.А. Жаворонкова, И.М. Морского и многих других».

А.Е. Полюдов, ведущий инженер проектного отдела: «Хотелось бы отметить высокую квалификацию, компетентность, прекрасные деловые и человеческие качества сотрудников НПО имени С.А. Лавочкина, а также глубоко продуманную организацию работ в НПО. Так, ответственным в НПО имени С.А. Лавочкина за формирование и выдачу исходных данных по КГЧ являлся В.А. Жаворонков. Мне в процессе работ приходилось обращаться к Вячеславу Александровичу по телефону, и на все мои вопросы он давал исчерпывающую информацию. Мы даже узнавали друг друга по голосу, хотя лично никогда не виделись, и при встрече, скорее всего, друг друга не узнаем. А жаль!»

рисунок 3. Сборка КГЧ

А.В. Агарков, заместитель Генерального конструктора: «Сотрудничество с работниками НПО имени С.А. Лавочкина при подготовке и проведении пусков ракеты-носителя «ЗЕНИТ-3SLБФ» на космодроме Байконур было исключительно теплым, творческим и плодотворным. С первых же дней между сотрудниками наших предприятий на всех уровнях установилась дружеская деловая атмосфера. Хочу отметить, что для всех сотрудников НПО имени С.А. Лавочкина характерны уважительное отношение к коллегам-смежникам, умение не допускать конфликтных ситуаций, деловитость и надежность в выполнении работ. Все технические вопросы, возникающие при подготовке к пуску, решались оперативно, чему способствовала доступность необходимых для их решения сотрудников НПО имени С.А. Лавочкина – от Генерального до инженера (рисунок 4). Мне приятно отметить сотрудничество – именно сотрудничество с «лавочкинцами»: Виктором Владимировичем Хартовым, Андреем Семеновичем Золотовым, Виктором Дмитриевичем Архиповым и многими другими».

рисунок 4. Старт ракеты космического назначения

Сотрудники КБ «Южное», которым довелось работать с НПО имени С.А. Лавочкина, единодушны в том, что для НПОЛ присущ свой особый стиль в работе. Этот стиль формировали Семен Алексеевич Лавочкин, Георгий Николаевич Бабакин, Вячеслав Михайлович Ковтуненко и их сподвижники, следуют ему и наши сегодняшние российские коллеги.

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.

Дегтярев А.В., Кавелин С.С. Ковтуненко Вячеслав Михайлович – ученый, творец, энтузиаст // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 4. С. 3-7.

Статья поступила в редакцию 02.04.2015 г.

УДК 629.78:621.43.019.8

НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ СИСТЕМ ПИРОАВТОМАТИКИ КА – РЕЗУЛЬТАТ УСПЕШНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА

A NEW GENERATION OF SPACECRAFT PYROAUTOMATIC SYSTEMS AS THE RESULT OF SUCCESSFUL COOPERATION

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

Д.Б. Демьяненко[1],
доктор технических наук,
demdb@mail.ru;
D.B. Demyanenko

В.В. Ефанов[2,3],
профессор, доктор технических наук,
vladimir_efanov@laspace.ru;
V.V. Efanov

В.В. Горовцов[2],
gvv@laspace.ru;
V.V. Gorovtsov

В результате многолетнего сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина, СПбГТИ(ТУ) и СКТБ «Технолог» создано новое поколение систем пироавтоматики КА. Системы разделения на основе эластичных взрывчатых материалов подтвердили свою высокую эффективность и надежность в ряде российских и международных межпланетных и астрофизических космических проектов. Разработаны перспективные устройства на основе новых пиротехнических композиций.

Ключевые слова: космический аппарат; устройство и система разделения; детонационный замок; транслятор детонации; высокоэнергетический материал.

As a result of the long-term cooperation between Federal Enterprise «Lavochkin Association», Saint-Petersburg State Technological Institute (Technical University) and SKTB «Technolog» a new generation of spacecraft pyroautomatic systems has been designed. The separation systems on the basis of elastic explosive materials have proved their high efficiency and reliability in the frame of a number of Russian and international interplanetary space and astrophysical programs. The promising devices based on the new pyrotechnic compositions have been developed.

Key words: spacecraft; separation device and system; pyro lock; detonation translator; high-energy material.

введение

Сотрудничество специалистов НПО имени С.А. Лавочкина, СПбГТИ (ТУ) и СКТБ «Технолог» началось в 1978 году после доклада А.А. Котомина на научном семинаре в Военной академии им. Петра Великого и последующей беседы с Генеральным конструктором НПО имени С.А. Лавочкина В.М. Ковтуненко В первые годы совместные работы проводились по созданию новых систем пироавтоматики в рамках проекта «Венера – комета Галлея».

1. Системы разделения на основе эластичных ВВ

Все современные летательные аппараты имеют в своем составе устройства и системы для разделения и трансформации различных элементов конструкции. В авиации они обеспечивают катапультирование кресел с членами экипажа (или кабины пилота в целом), ввод тормозных парашютов и т.д., но особо заметную роль эти устройства и системы играют в ракетно-космической технике. Они используются для разделения ступеней ракет-носителей, отделения разгонных блоков и космических аппаратов (КА) после вывода на заданную орбиту полета, отделения от КА в процессе полета отработавших крупногабаритных частей или специальных агрегатов, предназначенных для автономной работы в космосе – субспутников, десантных аппаратов, посадочных капсул, исследовательских зондов и др. (*Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B.*, 2011). Развертывание панелей фотопреобразователей, антенн, штанг с оборудованием, разрезание электрических кабелей, отстрел парашютов, пробой мембран, запуск приборов и т.д. также производится с помощью этих устройств.

---

[1] Санкт-Петербургский государственный технологический институт (технический университет), Россия, Санкт-Петербург.

Saint-Petersburg State Technological Institute (Technical University), Russia, Saint-Petersburg.

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

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

[3] ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

Наиболее эффективно указанные операции осуществляются с помощью пиромеханических или детонационных устройств и систем разделения. Пиромеханические устройства используют энергию сгорания порохов или пиротехнических составов в системах пироавтоматики. Детонационная автоматика на основе взрывчатых веществ (ВВ) обеспечивает быстродействие и синхронность работы исполнительных элементов, независимость их действия от давления и температуры. Недостатками большинства известных устройств, снаряженных традиционными кристаллическими ВВ, являются высокие динамические воздействия на конструкцию и аппаратуру, а также негерметичность и разрушение устройств в процессе их функционирования.

Успешным решением проблемы снижения динамического воздействия на летательный аппарат при срабатывании импульсных систем разделения является использование нового вида ВВ – эластичных взрывчатых веществ (ЭВВ). Они позволяют изготавливать монолитные миниатюрные заряды сложной конфигурации, работающие с высокой надежностью и точностью, создавать на их основе принципиально новые конструкции исполнительных и передаточных устройств, существенно уменьшать массу и размеры элементов и узлов и, как следствие, снижать уровень их динамического воздействия на КА (*Котомин А.А. и др*., 2001; *Ефанов В.В. и др*., 2002).

ЭВВ представляют собой сложные высоконаполненные полидисперсные системы на основе кристаллических бризантных ВВ и полимерных связующих различных классов, содержащие также пластификаторы, структурообразователи, армирующие и вулканизующие добавки, сенсибилизаторы, антиоксиданты, пламегасители, красители, ПАВ и другие компоненты. Повышенный интерес к ЭВВ обусловлен их уникальными структурно-механическими свойствами, с возможностью изготовления из них зарядов любой формы (листы, пленки, 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.

При проведении теоретических и экспериментальных исследований с целью установления взаимосвязи свойств ЭВВ с их составом и структурой были изучены:

- особенности детонации ЭВВ как гетерогенных взрывчатых систем с различными видами инертных органических и неорганических добавок (связующие, флегматизаторы, пластификаторы, порошкообразные металлы, оксиды, соли и др.);
- реология высоконаполненных композиций: кристаллическое ВВ – полимерная матрица;
- физико-механические свойства ЭВВ;
- термодинамическая и химическая совместимость компонентов;
- физико-химическая стабильность систем (химическая стойкость и тепловое старение);
- способы изготовления ЭВВ и зарядов из них.

Главным требованием к взрывчатым материалам, используемым в аэрокосмической технике, в частности в системах разделения КА, является высокая детонационная способность, критерием которой служит критический диаметр детонации d_k. Для обычно используемых в промышленности зарядов традиционных ВВ d_k равен 1–10 мм, в то время как для решения задач в аэрокосмической технике он должен составлять 0,1–1,0 мм. Величина d_k определяется совокупностью кинетических, термодинамических и газодинамических факторов при детонации заряда ВВ. При разработке систем, включающих заряды с малым поперечным сечением (средства инициирования, детонирующие шнуры и разводки, элементы взрывной логики, устройства детонационной автоматики), необходимы прогнозирование и расчет d_k.

Для гомогенных взрывчатых систем (жидкости, монокристаллы)

$$d_k \sim L \sim D\tau,$$

где L – протяженность зоны химической реакции за фронтом детонационной волны; D – скорость детонации; τ – время задержки адиабатического взрыва.

Для гетерогенных систем d_k не является константой. Для индивидуальных ВВ d_k зависит от ряда факторов: химической природы, дисперсности и дефектности кристаллов ВВ, плотности заряда, начальной температуры, наличия и характера оболочки. Для смесевых ВВ, включая ЭВВ, d_k зависит также от концентрации взрывчатого наполнителя, физических свойств и дисперсности инертных компонентов (добавок), микроструктуры заряда и от технологических факторов. Наличие многих факторов, оказывающих влияние на d_k ВВ, существенно затрудняет его прогнозирование. Это предполагает необходимость установления наиболее эффективных способов регулирования детонационной способности взрывчатых материалов, в частности ЭВВ, и разработки метода расчета их критического диаметра детонации.

В связи с этим были проведены систематические целенаправленные экспериментальные исследования детонационной способности штатных и перспективных индивидуальных ВВ различных классов, их смесей и композиций на их основе, используемых в современной технике. Приведём основные результаты этих исследований (*Котомин А.А. и др*., 2003; *Котомин А.А. и др*., 2007; *Котомин А.А. и др*., 2013).

1. Выявлена и описана математически зависимость критических диаметров детонации ряда индивидуальных ВВ от их удельной поверхности. При этом показана роль дефектности кристаллов ВВ. Для бинарных смесей, содержащих высокодисперсные (микронные) ВВ, установлено, что зависимость их критических диаметров детонации от соотношения ВВ является неаддитивной и свидетельствует о преимущественном влиянии кинетики разложения компонента с большей детонационной способностью в зоне химической реакции детонационной волны. Предложены уравнения для расчета критических диаметров детонации таких смесей и составов на их основе.

2. Изучена детонационная способность взрывчатых композиций на основе ряда ВВ (ТЭН, гексоген, октоген, тротил, тетрил, бензотрифуроксан, CL-20, DNTF, FOX-7) с различными видами инертных добавок. Установлено, что зависимость критических диаметров детонации ВВ от степени их разбавления инертными веществами, как органическими, так и неорганическими, имеет единый вид. Для органических инертных компонентов (связующих) определяющей физической характеристикой является их акустическая жесткость, связанная с ударной сжимаемостью, для неорганических (металлов, оксидов и солей) – плотность и размер частиц, что связано с характером ускорения частиц продуктами взрыва и изменением скоростей волн разрежения при расширении продуктов.

3. Впервые получена система уравнений, описывающих зависимость критических диаметров детонации гетерогенных полидисперсных композиций, которые содержат кристаллические ВВ и инертные органические и неорганические вещества различных классов, от физических свойств компонентов, их дисперсности и соотношения. Разработан метод расчета и прогнозирования критических диаметров детонации сложных реальных взрывчатых композиций, включая ЭВВ.

Проведенные исследования позволили установить общие закономерности детонационного процесса ЭВВ с различными видами невзрывчатых компонентов и разработать комплекс методов расчета и прогноза их энергетических характеристик и параметров детонации, а также детонационной и метательной способности. Результаты исследований открывают новые пути создания перспективных высокоэнергетических материалов для аэрокосмической техники.

ЭВВ, разработанные для применения в аэрокосмической технике, обладают специальным комплексом характеристик: исключительно высокой детонационной способностью (критический диаметр 0,2–0,4 мм), радиационной ($2 \cdot 10^6$ рад) и термической (до 150°С) стойкостью, а также возможностью формирования из них зарядов малой массы (0,1–0,5 г) и сложной формы (шнуры, диски, кольца, шары и др.) с заданными структурно-механическими характеристиками и стабильными параметрами детонации.

На основе разработанных ЭВВ созданы высокоэффективные неразрушаемые безосколочные устройства и системы разделения КА, обеспечивающие существенное снижение ударного воздействия на конструкцию КА и аппаратуру при их срабатывании.

Разработан и находится в эксплуатации комплект детонационных замков и разрывных болтов поршневого типа с усилием разрыва от 20 до 250 кН и массой 0,1–1,4 кг, практически не создающих импульса при срабатывании. Сконструированы и применяются в различных системах бортовой автоматики детонационные ножи, чеки, клапаны и другие устройства на основе ЭВВ.

Разработаны методики расчета работоспособности и надежности этих устройств по двум критериям: «развиваемое усилие» и «совершаемая работа». Использование указанных методик при проектировании зарядов ЭВВ и конструкций устройств обеспечивает существенное ускорение проектирования и снижение объема отработки систем разделения КА.

Для передачи детонационного импульса исполнительным устройствам в системах разделения КА потребовалось создать надежные неразрушаемые герметичные трансляторы детонации, исключающие при функционировании истечение газообразных продуктов взрыва в окружающую среду. Применение ЭВВ «Транелит», обладающего исключительно высокими детонационной способностью и физико-химической стабильностью в широком интервале температур, позволило разработать неразрушаемые гибкие многослойные трансляторы детонации – транеры с наружным диаметром 3,6–4,5 мм и небольшой удельной массой 20–60 г/м, содержащие нить ЭВВ (0,3–0,5 г/м).

Транеры выпускаются двух видов: в пластичной металлической оболочке (алюминий, нержавеющая сталь), удобной для монтажа в космическом аппарате, и кабельный вариант. Эти трансляторы детонации широко используются в новых проектах космических аппаратов, создаваемых в настоящее время.

На рисунках 1, 2 в качестве примеров представлены фотографии детонационного замка и детонационного ножа на основе ЭВВ.

рисунок 1. Детонационный замок на основе ЭВВ

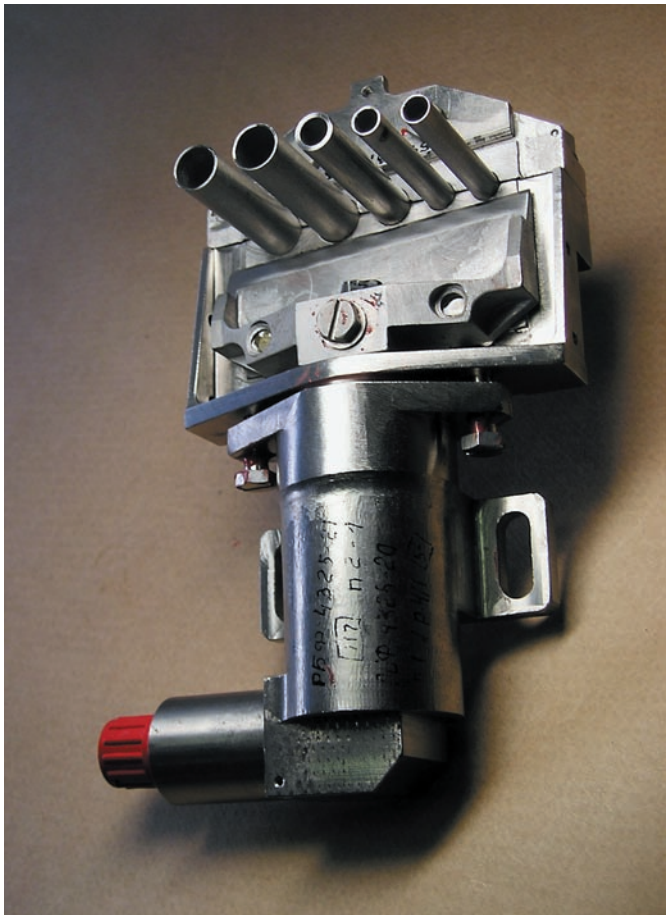


рисунок 2. Детонационный нож на основе ЭВВ

Применение эластичных взрывчатых материалов привело также к повышению надежности и безопасности систем разделения, снижению их массы и габаритов; обеспечен быстрый синхронный разрыв множества механических связей; исключены выпуск продуктов взрыва в космический аппарат и образование осколков.

Таким образом, в результате многолетнего сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина, СПбГТИ(ТУ) и СКТБ «Технолог» на основе ЭВВ создано новое поколение систем детонационной автоматики КА (*Ефанов В.В. и др*., 2007; *Котомин А.А. и др*., 2010). Эти системы обеспечили высокую надежность в ряде отечественных и международных межпланетных и астрофизических космических проектов.

В НПО имени С.А. Лавочкина и СКТБ «Технолог» организовано совместное производство разработанных устройств и систем детонационной автоматики для выполнения российских и международных космических программ и коммерческих проектов. Созданные системы успешно прошли государственные испытания, приняты в штатную эксплуатацию и используются в различных автоматических космических аппаратах. Они подтвердили свою высокую эффективность в ряде международных космических проектов, начиная с 1984 года: «Венера – комета Галлея», «ФОБОС», «СКИППЕР», «МАРС-96», «ИНТЕРБОЛ-1, -2», «СПЕКТР-РАДИОАСТРОН», «ЭЛЕКТРО-Л», в межорбитальном космическом буксире «ФРЕГАТ» и др. (*Ефанов В.В. и др*., 2010). Это научно-техническое направление интенсивно развивается, разрабатываются новые ЭВВ, устройства и системы детонационной автоматики на их основе в рамках космических проектов «СПЕКТР-РГ», «СПЕКТР-УФ», «ЛУНА-ГЛОБ», «ЛУНА-РЕСУРС», «ЭКЗОМАРС-2018» и др. (*Ефанов В.В. и др*., 2014).

В настоящее время для инновационного развития этого направления планируются работы по решению следующих актуальных задач:

- создание эластичных высокоэнергетических материалов с повышенными энергетическими и эксплуатационными характеристиками и более широким температурным интервалом их применения;
- миниатюризация детонационных устройств разделения на основе эластичных высокоэнергетических материалов;
- разработка ряда унифицированных типоразмеров неразрушаемых детонационных замков, ножей и чек, а также трансляторов детонации с минимальным ударным воздействием на конструкцию и аппаратуру для космических аппаратов различного назначения.

рисунок 3. Замедлительные модули

2. Системы пироавтоматики на основе пиротехнических композиций

Сотрудничество СПбГТИ(ТУ) и СКТБ «Технолог» со специалистами НПО имени С.А. Лавочкина по созданию новых пиротехнических средств и систем началось в рамках проекта «ФОБОС» в 1978 году. Одной из самых сложных проблем, возникших при проектировании возвращаемого аппарата для доставки на Землю пробы грунта, было создание системы пироавтоматики, способной в условиях малых габаритов и массы аппарата, а также отсутствия бортового источника электрического тока, обеспечить выполнение ряда автоматизированных операций по заданной программе. Выполненные исследования и проектные разработки показали принципиальную возможность и технико-экономическую целесообразность применения для обеспечения функционирования этого аппарата и целого ряда других автономных объектов космической техники систем пироавтоматики нового типа, функционирующих без внешнего источника электрического тока (*Демьяненко Д.Б. и др.*, 1994).

Работа средств пироавтоматики основывается на различных эффектах, которыми сопровождается горение пиротехнических композиций, представляющих собой гетерогенные конденсированные системы, содержащие в определенных соотношениях горючие, окислители и другие компоненты в виде высокодисперсных порошков. В устройствах пироавтоматики применяются разнообразные эффекты горения пирокомпозиций: движение фронта горения пирозарядов с определенной линейной скоростью, выделение сжатых газов, тепла, генерирование электрического тока, изменение электропроводности и другие.

Работу систем пироавтоматики автономных объектов обеспечивают следующие группы пиротехнических устройств: пусковые, транслирующие, программно-временные, исполнительные и преобразователи видов сигналов (*Демьяненко Д.Б. и др.*, 2007). К пусковым устройствам относится тепловой датчик, который срабатывает от кинетического нагрева при входе аппарата в атмосферу. Срабатывание его происходит в результате самовоспламенения при определенной температуре специального пиротехнического заряда. Запуск систем может производиться также пусковыми механизмами инерционного или барометрического типов с ударно-накольными устройствами, содержащими капсюли-воспламенители.

Трансляция команд между устройствами системы пироавтоматики может осуществляться огнепроводными шнурами или огневодами. Разработана система трансляции огневого импульса с помощью герметизированных огневодов эстафетного типа, представляющих собой набор пиротехнических зарядов, соединенных последовательно пустотелыми трубками – огневодами. При внутреннем диаметре канала огневода 3 мм и длине канала 1000 мм сигнал передается со скоростью 10,4 м/с, при диаметре 4 мм и длине 1530 мм – 15,1 м/с (*Демьяненко Д.Б. и др.*, 2003; *Демьяненко Д.Б. и др.*, 2001).

Заданная последовательность (программа, циклограмма) работы системы может быть обеспечена

рисунок 4. Пиротехническое программно-временное устройство блочного типа

замедлительными элементами (модулями), встроенными в огневые цепи систем пироавтоматики или программно-временным устройством блочного типа.

Замедлительные модули (рисунок 3) – это унифицированные по размерам и конструкции устройства, представляющие собой металлические корпуса (втулки), в которых размещены замедлительные и, при необходимости, концевые (исполнительные) заряды, предназначенные для генерации газообразных продуктов – рабочих тел пиромеханических устройств, коммутации электрических цепей, перехода от горения к детонации и выполнения других операций.

Программно-временное устройство (рисунок 4) может выдавать команды в виде огневых импульсов с интервалами от 0,01 с и с общей длительностью программы до 600 с и более. Точность выдачи команд при любой начальной температуре от –60°С до +60°С не хуже ±5%, а с учетом температурной зависимости в указанном диапазоне – не хуже ±12% (*Демьяненко Д.Б. и др*., 2012; *Демьяненко Д.Б. и др*., 2013).

Существенно расширяет функциональные возможности систем пироавтоматики новое пиротехническое средство – пиротехнический источник электрического тока (ПИТ) (*Демьяненко Д.Б. и др*., 2013), представляющий собой новый класс резервных химических источников тока, в котором происходит прямое преобразование химической энергии пиротехнических композиций в электрическую энергию. Особенностью ПИТ является его легкое интегрирование с огневыми и пиротехническими цепями систем пироавтоматики, что позволяет связать их с системами радиотелеметрии и радиоуправления, а также с устройствами с электрическим задействованием. Разработаны различные варианты ПИТ для работы как в импульсном, так и в длительном (до сотен секунд) режиме (*Демьяненко Д.Б. и др*., 2013).

Неэлектрические системы пироавтоматики могут применяться как в качестве основных, так и в качестве дублирующих командно-исполнительных систем. Основными преимуществами таких систем являются возможность их работы в автономном режиме без внешних источников электрического питания, высокая надежность и помехоустойчивость, широкий температурный интервал эксплуатации (от –100° до +200°С), радиационная стойкость (до 10^8 рад), длительные сроки существования в пригодном к работе состоянии (12 и более лет).

Для расширения возможностей применения систем и устройств пироавтоматики в настоящее время проводятся работы по следующим направлениям:

- разработка пиротехнических временных устройств и замедлительных композиций, обеспечивающих существенно более высокую точность отработки временных интервалов;

- расширение температурных диапазонов применения пиротехнических устройств;
- разработка новых исполнительных устройств, в том числе для резки и деструкции конструкционных материалов и элементов.

Мы уверены, что сотрудничество ученых и специалистов НПО имени С.А. Лавочкина, Санкт-Петербургского государственного технологического института (технического университета) и Специального конструкторско-технологического бюро будет и впредь успешно развиваться.

список литературы

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С. Средства пироавтоматики для автономных объектов // Современные проблемы технической химии: Матер. Всероссийской научн.-техн. конф. Казань, КГТУ, 2003. С. 142-153.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Андреева В.А., Ефанов В.В. и др. Перспективные пиротехнические средства и системы пироавтоматики космической техники // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2013. № 2. С. 49-54.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В. и др. Принципы проектирования малых космических аппаратов // Космические исследования. М.: Наука, 1994. Т. 32, вып. 1. С. 143-148.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В. Комплекс новых пиротехнических средств для обеспечения функционирования малых космических аппаратов // Известия Санкт-Петербургского государственного технологического института (технического университета). 2007. № 1 (27). С. 5-9.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В., Страхов И.Г. и др. Пиротехнические временные устройства для объектов космической техники // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3 (14). С. 35-39.

Демьяненко Д.Б., Ефанов В.В. Комплекс бортовых командно-исполнительных пиротехнических средств для малых космических аппаратов // Сб. научн. трудов / Под ред. С.Д. Куликова. М., НПО им. С.А. Лавочкина, 2001. Вып. 3. С. 212-218.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А. и др. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems: processes, models, experiment=Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2007. Т. 12. С. 18-25.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А. Современные системы детонационной автоматики космических аппаратов: проблемы, решения, основы проектирования // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2002. № 8. С. 37-41.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А. Детонационные устройства и системы разделения универсального космического разгонного блока «ФРЕГАТ» // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2010. № 2. С. 8-14.

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 (23). С. 120-123.

Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В., Козлов А.С. Регулирование параметров эффективности высокоэнергетических материалов, применяемых в системах детонационной автоматики космических аппаратов // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2013. № 2. С. 11-23.

Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В. Новое поколение систем детонационной автоматики космических аппаратов на основе высокоэнергетических эластичных материалов // Известия Санкт-Петербургского государственного технологического института (технического университета). 2010. № 9 (35). С. 69-74.

Котомин А.А., Душенок С.А., Козлов А.С., Ефанов В.В. Современные и перспективные высокоэнергетические материалы в системах детонационной автоматики аэрокосмических аппаратов // Полет. 2003. № 8. С. 51-60.

Котомин А.А., Душенок С.А., Козлов А.С., Ефанов В.В. Эластичные взрывчатые материалы в системах разделения космических аппаратов. В кн. Перспективные материалы и технологии для ракетно-космической техники. Т. 3 / Под ред. А.А. Берлина и И.Г. Ассовского. М.: Торус Пресс, 2007. С. 256-266.

Котомин А.А., Ефанов В.В., Душенок С.А., Тимофеев В.Н. Проблема снижения динамического воздействия на космические аппараты при срабатывании взрывных систем разделения // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2001. № 4. С. 34-39.

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 31.03.2015 г.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ СОТРУДНИЧЕСТВА

THE MAIN RESULTS OF THE COOPERATION

Н.Ф. Вербицкая[1],
d1152@samspace.ru;
N.F. Verbitskaya

В.В. Дмитриев[1],
кандидат технических наук,
d1152@samspace.ru;
V.V. Dmitriev

Ю.Н. Кобзев[1],
d1152@samspace.ru;
Yu.N. Kobzev

Б.В. Луптаков[1],
кандидат технических наук,
d1152@samspace.ru;
B.V. Luptakov

В настоящей статье представлены основные этапы сотрудничества РКЦ «ПРОГРЕСС» и НПО имени С.А. Лавочкина в рамках создания космической техники, отмечены основные события совместной эксплуатации РН типа «СОЮЗ» и межорбитального космического буксира типа «ФРЕГАТ».

Ключевые слова: ракета-носитель; межорбитальный космический буксир; геостационарная орбита.

The article presents the overview of the main milestones of joint cooperation between «PROGRESS» RSC and Lavochkin Association in frame of space technologies design and development. The main events of joint operations of the launch vehicle of «SOYUZ» type and «FREGAT» interorbital space tug are pointed out.

Key words: launch vehicle; interorbital space tug; geostationary orbit.

Совместные работы РКЦ «Прогресс» (ранее ФГУП ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс») и НПО имени С.А. Лавочкина начались в 1965 году, когда в НПО имени С.А. Лавочкина вместе с космической тематикой от ОКБ С.П. Королева было передано изготовление блока «Л». Блок «Л» представлял собой четвертую ступень ракеты-носителя (РН) «МОЛНИЯ-М», имел автономную систему управления и двигательную установку, запускаемую в невесомости. РН «МОЛНИЯ» в основном предназначалась для выведения космических аппаратов (КА) на высокоэллиптические орбиты и отлетные траектории к Луне, Венере, Марсу. При этом три ступени РН «МОЛНИЯ-М», изготавливаемые РКЦ «Прогресс», выводили блок «Л» с полезным грузом на замкнутую орбиту. Дальнейший перевод КА на рабочую орбиту осуществлялся четвертой ступенью. В течение 45 лет существования РН «МОЛНИЯ-М» (последний пуск состоялся 30.09.2010) было выполнено 270 успешных запусков КА различного назначения с космодромов Байконур и Плесецк. Среди них запуски КА в интересах безопасности страны, КА «ПРОГНОЗ», «ИНТЕРБОЛ», индийских ИРС 1А, ИРС 1Б, ИРС 1С.

За многие годы тесного и успешного сотрудничества в решении общих задач предприятия РКЦ «Прогресс» и НПО имени С.А. Лавочкина накопили значительный опыт проектирования и совместной эксплуатации ракетно-космических комплексов с различными типами космических головных частей. Одновременно совершенствовались как расчетные, так и экспериментальные методы наземной отработки конструкций. Ракетный комплекс РН «МОЛНИЯ-М» и блок «Л» показал свою высокую надежность.

Однако в связи с расширяющимися целями и задачами современных космических исследований появилась потребность в реализации многофункциональных

[1] Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс» (АО «РКЦ «Прогресс»), Россия, г. Самара.

[1] Joint Stock Company «Rocket and Space Center «Progress» (JSC «RSC «Progress»), Russia, Samara.

проектов и соответственно в разработке межорбитального космического буксира (МКБ) с универсальными возможностями. Основными сформировавшимися к этому моменту времени требованиями к межорбитальному космическому буксиру были:

- обеспечение перевода головного блока (ГБ), состоящего из МКБ и полезного груза, с незамкнутой траектории на опорную орбиту, что должно было позволить увеличить массу полезного груза;
- обеспечение перевода одного или нескольких КА с опорной орбиты на рабочую орбиту КА или отлетную траекторию;
- разведение КА по рабочим орбитам в случае группового запуска;
- стабилизацию ГБ на активных и пассивных участках полета;
- необходимую ориентацию КА перед отделением;
- увод межорбитального космического буксира с рабочей орбиты или его затопление.

Учет этих требований, а также удачная конструктивно-компоновочная схема, передовые идеи и решения, заложенные в систему управления, были реализованы при разработке в НПО имени С.А. Лавочкина межорбитального космического буксира типа «ФРЕГАТ».

Отличительными особенностями этого межорбитального космического буксира является удовлетворение критериям по конструктивному совершенству и функциональному исполнению, возможность многократного включения двигательной установки МКБ, обеспечение значительного времени существования в космическом пространстве. Несущая способность конструкции МКБ типа «ФРЕГАТ» обеспечивает установку КА и полезных грузов (КА+адаптер или нескольких КА на диспенсере) большой массы с учетом частотных требований к головному блоку со стороны РН (*Александров Л.Г. и др.*, 2014). В процессе отработки вопросов совместимости РН и космических головных частей была создана структурная схема обмена между НПО имени С.А. Лавочкина и АО «РКЦ «Прогресс» исходными данными по расчетным динамическим моделям, разработанным с применением метода конечных элементов. Использование этих моделей для конструкций МКБ типа «ФРЕГАТ», переходного отсека, головного обтекателя диаметром 4,11 метра разработки АО «РКЦ «Прогресс», для переходного отсека и головного обтекателя разработки НПО имени С.А. Лавочкина позволило успешно решать задачи стыковки и вопросы динамики с учетом упругих колебаний конструкции.

Следует особо отметить возможность установки телеметрической системы измерений на МКБ типа «ФРЕГАТ», позволяющей проводить измерения и передачу на наземные средства регистрации большого объема данных по параметрам механического нагружения и тепловым процессам на элементах полезного груза, на конструкции головного обтекателя и на собственной конструкции разгонного блока. Получаемые данные телеметрической информации после инженерного анализа можно предоставлять клиентам-заказчикам миссии как свидетельство реальных динамических процессов с целью подтверждения правильности проводимых расчетов нагружения на этапе проектной увязки характеристик космической головной части с РН. С учетом этого стало возможным заранее разрабатывать план телеметрических измерений для каждой миссии.

Всё это во многом обеспечило возможность совместимости РН типа «СОЮЗ» с космическими головными блоками, в состав которых входил межорбитальный космический буксир типа «ФРЕГАТ». Создание «ФРЕГАТА» совпало по времени с началом российско-французского сотрудничества и с продвижением на мировом рынке услуг по запуску РН типа «СОЮЗ», как наиболее надёжного средства доставки полезных грузов в космическое пространство. Это также предопределило выбор и использование РН «СОЮЗ» и межорбитального космического буксира в первой миссии по проекту «КЛАСТЕР-2». В рамках проекта «КЛАСТЕР-2» РН «СОЮЗ» и МКБ «ФРЕГАТ» вывели с космодрома Байконур четыре европейских спутника «КЛАСТЕР-2» (по два в каждом запуске), предназначенных для исследований плазменных явлений в космическом пространстве (*Дерягин Ю.А. и др.*, 2014).

Первый старт РН «СОЮЗ» с МКБ «ФРЕГАТ» состоялся 9 февраля 2000 года с космодрома Байконур, и этот день можно по праву называть днем рождения нового этапа сотрудничества, обусловленного применением межорбитального космического буксира на РН разработки РКЦ «Прогресс». В процессе реализации проекта «КЛАСТЕР-2» впервые было принято и осуществлено решение о выведении головного блока большой массы на незамкнутую орбиту. В обоснование и оптимизацию схемы выведения большой вклад внесен специалистами по баллистике разгонного блока – И.М. Морским и В.И. Лясковской.

Следующим этапом была адаптация головных блоков, в составе которых находится МКБ «ФРЕГАТ», к РН «СОЮЗ-ФГ». «СОЮЗ-ФГ» является серийной РН с повышенными энергетическими характеристиками за счет улучшенных удельных характеристик двигателей на центральном и боковых блоках. С использованием этого комплекса 2 июня 2003 года с космодрома Байконур был осуществлён запуск европейского космического аппарата «МАРС-ЭКСПРЕСС» на межпланетную отлетную траекторию. В декабре 2003 года КА достиг планеты Марс и был переведен на орбиту искусственного спутника.

Из всех многочисленных миссий, реализованных в настоящее время с использованием РН типа «СОЮЗ» и МКБ «ФРЕГАТ», хочется особо отметить миссию по запуску американских телекоммуникационных спутников «GALAXY-14» с космодрома Байконур.

КА «GALAXY-14» создан компанией Orbital Science Corporation на основе спутниковой платформы STAR-2 и предназначен для функционирования на геостационарной орбите. Выбор средств выведения для запуска КА был продиктован экономической целесообразностью и надежностью средств выведения.

Первоначально КА «GALAXY-14» планировали вывести с использованием РН «ARIAN», но впоследствии компания Arianespace, российско-французская компания Starsem и PanAmSat решили перевести запуск на предоставляемый компанией Starsem комплекс РН «СОЮЗ-ФГ» с МКБ «ФРЕГАТ».

Эта миссия уникальна тем, что она была первой и единственной миссией комплекса РН типа «СОЮЗ» с межорбитальным космическим буксиром типа «ФРЕГАТ» по выведению КА на геопереходную орбиту. (Геопереходные орбиты (ГПО) – орбиты, с которых возможен переход КА на геостационарную орбиту с использованием собственной двигательной установки).

14 августа 2005 года РН «СОЮЗ-ФГ» вывела головной блок в составе разгонного блока «ФРЕГАТ» и КА «GALAXY-14» на незамкнутую орбиту. После отделения от третьей ступени РН «СОЮЗ-ФГ» МКБ «ФРЕГАТ» посредством двух маневров обеспечил сначала выведение головного блока с незамкнутой орбиты на опорную, а далее перевод на «суперсинхронную» ГПО, с высотой апогея значительно выше высоты геостационарной орбиты (ГСО). Проведенные совместно с НПО имени С.А. Лавочкина исследования показали, что для всех конфигураций РН типа «СОЮЗ» и МКБ «ФРЕГАТ» использование «суперсинхронной» ГПО по сравнению со стандартной дает возможность выведения КА большей массы (приблизительно на 100 кг) при одном и том же располагаемом импульсе скорости КА для перехода на ГСО.

Первый запуск модернизированного межорбитального космического буксира «ФРЕГАТ» на РН «СОЮЗ-2» этапа 1а, оснащенной новой цифровой системой управления, состоялся 19 октября 2006 года. Тогда с космодрома Байконур на солнечно-синхронную орбиту был запущен европейский метеорологический спутник «МЕТОП» по новой трассе запуска, соответствующей наклонению орбиты i=95,4 градуса. Требуемое наклонение целевой солнечно-синхронной орбиты обеспечивалось за счет пространственного разворота по рысканию на участке полета третьей ступени полёта РН. Для запуска КА «МЕТОП» в составе РН «СОЮЗ-2» впервые был использован головной обтекатель увеличенного размера, достигающего в длину 11,43 м и диаметром – 4,11 м, разработки РКЦ «Прогресс». Отличительной особенностью данного запуска является то, что РН «СОЮЗ-2» впервые стартовала с космодрома Байконур и это был первый пуск РН «СОЮЗ-2» с реальной полезной нагрузкой.

Повышенные энергетические возможности РН «СОЮЗ-2» этапа 1б потребовали увеличить рабочие запасы топлива на межорбитальном космическом буксире, следовательно, привели к необходимости увеличения объемов баков. В связи с этим, при непосредственном руководстве В.А. Асюшкина и при участии С.В. Ишина, был разработан вариант межорбитального космического буксира «ФРЕГАТ» с увеличенными топливными баками, получивший название «ФРЕГАТ-МТ».

26 октября 2011 года из Гвианского космического центра состоялся первый запуск РН «СОЮЗ-2» этапа 1б с межорбитальным космическим буксиром «ФРЕГАТ-МТ» (РН «СОЮЗ-СТ-Б»). Впервые РН и МКБ российского производства стартовали с иностранного космодрома и осуществили вывод КА навигационной системы Галилео на высокую круговую орбиту.

Из перспективных планов следует отметить проводимые в настоящее время совместные работы по созданию унифицированной платформы SYLDA-S, устанавливаемой на МКБ «ФРЕГАТ», обеспечивающей возможность одновременного запуска с помощью РН «СОЮЗ-СТ» двух КА большой массы в кластерной конфигурации.

Проводятся работы по возможности применения МКБ типа «ФРЕГАТ» на перспективной РН «СОЮЗ-5», работающей на сжиженном природном газе. Применение РН «СОЮЗ-5» в составе с МКБ типа «ФРЕГАТ» при запусках с космодрома Восточный позволит повысить массу полезного груза, выводимого на геостационарную орбиту, до 1 тонны.

Пользуясь случаем, поздравляем коллег с 50-летием космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина и надеемся на дальнейшее плодотворное сотрудничество.

список литературы

Александров Л.Г., Кузьмин О.А., Макаров В.П. Двигательная установка реактивной системы управления межорбитальным космическим буксиром «ФРЕГАТ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 47-49.

Дерягин Ю.А., Дубовицкий А.В. Маршевый двигатель межорбитальных космических буксиров «ФРЕГАТ», «ФРЕГАТ-СБ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 41-43.

Статья поступила в редакцию 30.03.2015 г.

УДК 629.78.051-5

БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ ПЛАТФОРМЫ «НАВИГАТОР»

THE «NAVIGATOR» PLATFORM ON-BOARD CONTROL SYSTEM

А.С. Сыров[1],
профессор, доктор технических наук, office@mars-mokb.ru;
A.S. Syrov

В.В. Смирнов[1],
office@mars-mokb.ru;
V.V. Smirnov

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

Г.С. Иодко[1],
office@mars-mokb.ru;
G.S. Iodko

В.В. Мищихин[1],
office@mars-mokb.ru;
V.V. Mischihin

В.Н. Кособоков[1],
office@mars-mokb.ru;
V.N. Kosobokov

М.А. Шатский[1],
кандидат технических наук, office@mars-mokb.ru;
M.A. Shatsky

Д.А. Добрынин[1],
кандидат технических наук, office@mars-mokb.ru;
D.A. Dobrynin

Представлено краткое описание принципов построения, состава и характеристик аппаратуры бортового комплекса управления платформы «НАВИГАТОР», на базе которой созданы космические аппараты «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-Р». Приведены результаты лётно-конструкторских испытаний бортового комплекса управления по точности стабилизации и определены подходы к дальнейшему развитию аппаратуры бортового комплекса управления в обеспечение перспективных проектов создания космических аппаратов различного назначения.

Ключевые слова: бортовой комплекс управления; негерметичное исполнение аппаратуры; бортовая вычислительная сеть; аппаратное резервирование; стабилизация на астродатчиках.

The article overviews a description of design concept, structure and performances of the on-board control system equipment of the «NAVIGATOR» platform, on which «ELECTRO-L» and «SPEKTR-R» spacecraft are based. The results of the on-board control system flight development test for stabilization accuracy are presented and approaches to further development of on-board control system equipment are defined for advanced projects on design and development of spacecraft for various applications.

Key words: on-board control system; non-pressurized equipment implementation; on-board computer network; hardware redundancy; star trackers stabilization.

Бортовой комплекс управления (БКУ) платформы «НАВИГАТОР» разрабатывался на базе технического задела, созданного к середине 2000-х гг. МОКБ «Марс» и его кооперацией в ходе разработки системы управления (СУ) для перспективных космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли и связи. Преемственность задела была обеспечена благодаря принятию совместного решения НПО имени С.А. Лавочкина и МОКБ «Марс» по развитию и использованию перспективных технических решений в части СУ (БКУ) КА.

БКУ платформы «НАВИГАТОР» создавался МОКБ «Марс» по техническому заданию НПО имени С.А. Лавочкина как универсальный комплекс управления для тяжёлых КА различного назначения (метеорология, космические телескопы и т.д.), функционирующих на геостационарных и высокоэллиптических орбитах, солнечно-синхронных орбитах, в том числе в окрестностях точки Лагранжа системы Земля–Солнце (*Хартов В.В.*, 2011; *Моишеев А.А. и др.*, 2014). БКУ предназначен как для решения задач управления движением на базе автономного определения ориентации КА и баллистического прогноза, так и для решения задач управления бортовыми смежными системами: двигательными установками, средствами обеспечения тепловых режимов, ориентации и раскрытия солнечных батарей, элементами бортового радиокомплекса, телеметрической станцией, целевой аппаратурой. БКУ должен обеспечивать как штатное функционирование по программам, задаваемым полётными заданиями и кодовыми командами от наземного комплекса управления (НКУ), так и длительное автономное функционирование при отсутствии связи с НКУ.

Заданный срок активного существования БКУ в полёте – десять и более лет. Базовыми требованиями к БКУ являются требования по точности ориентации и стабилизации при реализации целевых задач КА.

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

FSUE «Mars» Moscow Experimental Design Bureau, Russia, Moscow.

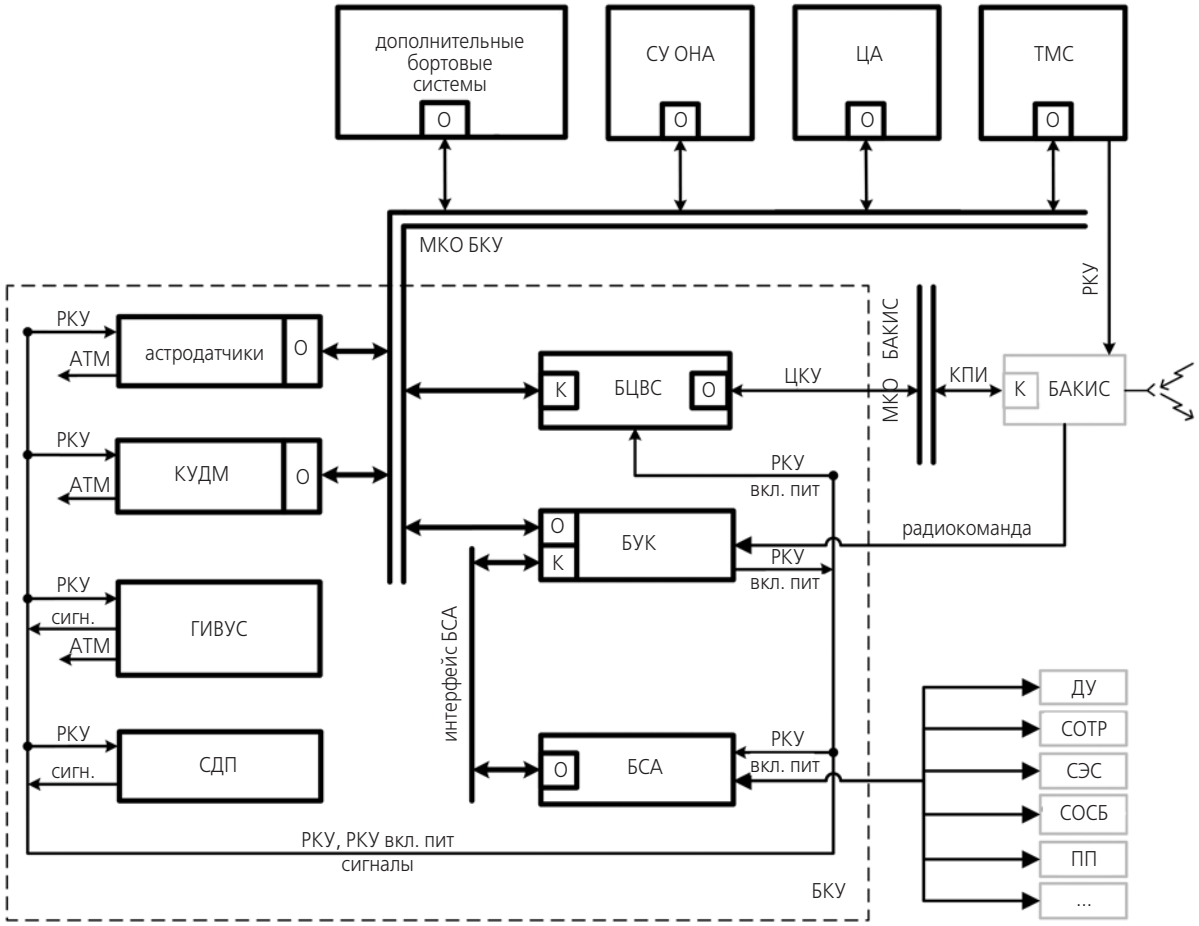


рисунок 1. Базовая структура БКУ платформы «НАВИГАТОР»

В том числе:

- стабилизационные отклонения по углам должны быть ±2,5 угл. с относительно среднего значения на интервале времени 120 с;
- для метеоспутников на геостационарной орбите (ГСО) погрешность фактической ориентации относительно программной не должна превышать ±1 угл. мин;
- для КА научного назначения (телескопы) предельная погрешность фактической ориентации не должна превышать ±18 угл. с;
- погрешность стабилизации программной угловой скорости не должна превышать $\pm 5 \cdot 10^{-4}$ град/с вокруг оси X и $\pm 2 \cdot 10^{-4}$ вокруг осей Y и Z.

Аппаратно БКУ платформы «НАВИГАТОР» реализован как резервированная модульная система (*Бровкин А.Г. и др.*, 2010), блоки которой выполнены в негерметичном исполнении (за исключением комплекса гироприборов) с применением вне гермоотсеков. Структура БКУ сформирована на базе центрального бортового вычислителя и цифровых интерфейсов, образующих бортовую вычислительную сеть, позволяющую гибко наращивать функции БКУ и, при необходимости, использовать различные по характеристикам измерительные приборы и исполнительные органы без значительных доработок БКУ.

Базовая структура БКУ платформы «НАВИГАТОР» во взаимодействии со смежными системами показана на рисунке 1, где обозначено:

- аппаратура БКУ:
  - БЦВС – бортовая цифровая вычислительная система;
  - БУК – блок управления и коммутации;
  - БСА – блоки силовой автоматики (состав и количество определяется конкретными задачами КА);
  - АД – астродатчики;
  - КУДМ – комплекс управляющих двигателей-маховиков;
  - ГИВУС – гироскопический измеритель вектора угловой скорости;
  - СДП – солнечные датчики положения;
- смежные бортовые системы:
  - БАКИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы;
  - ТМС – телеметрическая станция;
  - ЦА – целевая аппаратура;
  - СУОНА – СУ остронаправленной антенной;
  - ДУ – двигательная установка;
  - СОТР – средства обеспечения тепловых режимов;
  - СЭС – система электроснабжения;
  - СОСБ – система ориентации солнечных батарей;
  - ПП – пиропатроны.

БКУ создавался в традиционной для МОКБ «Марс» кооперации с ФГУП «НИИ командных приборов» (КУДМ) и НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова, филиал ЦЭНКИ (ГИВУС). Вся другая аппаратура и программное обеспечение (ПО) БКУ разрабатывались МОКБ «Марс».

При этом как КУДМ и ГИВУС, так и БЦВС, астродатчики АД-1 и СДП использовались по протоколам применения (лётная квалификация была получена на КА «МОНИТОР-Э», «КАЗСАТ» и «ЭКСПРЕСС-МД1»). Блок БУК заимствован с КА «КАЗСАТ» и «ЭКСПРЕСС-МД1» с доработками, определяемыми особенностями применения в составе платформы «НАВИГАТОР».

Блоки БСА (БУ3, 4, 5, 6, 7) проектировались непосредственно для нагрузок бортовых систем платформы «НАВИГАТОР». Исходно предполагалась унификация блоков БСА и их устройств для различных КА, создаваемых на базе платформы «НАВИГАТОР».

Внешний вид составных элементов аппаратуры базовой БКУ представлен на рисунках: 2 (БЦВС), 3 (блок управления), 4 (ГИВУС), 5 (астродатчик) и 6 (солнечный датчик положения) и 7 (КУДМ).

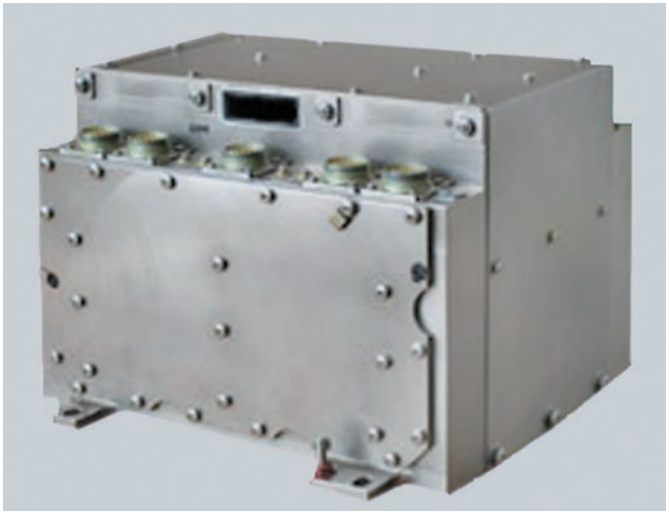


рисунок 2. БЦВС

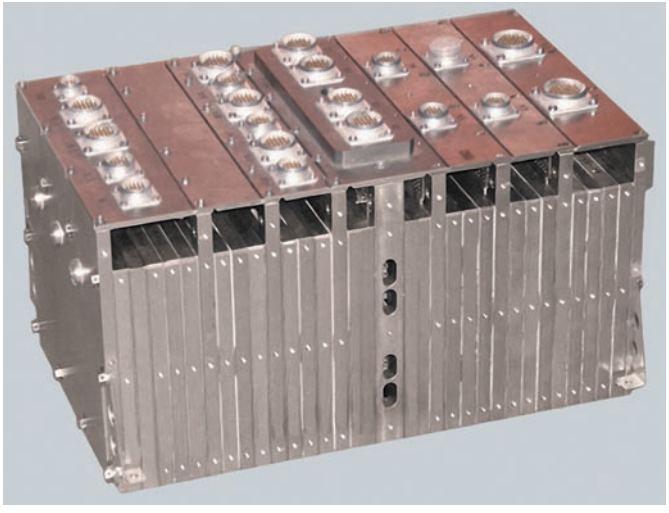


рисунок 3. Блок управления

рисунок 4. ГИВУС

рисунок 5. Астродатчик

Для обеспечения надёжной работы БКУ, помимо использования электронной компонентной базы (ЭКБ) с требуемым качеством, реализовано применение различных видов аппаратного резервирования (дублирование, троирование и четырёхкратное, в том числе горячее и холодное резервирование) с возможностью реконфигурации структуры как автоматически в ходе полёта, так и по специальным командам с Земли. Аппаратное резервирование обеспечивается работой специального бортового ПО системы контроля и диагностики и ПО функционального контроля, базирующегося на оперативной оценке качества реализуемых процессов управления.

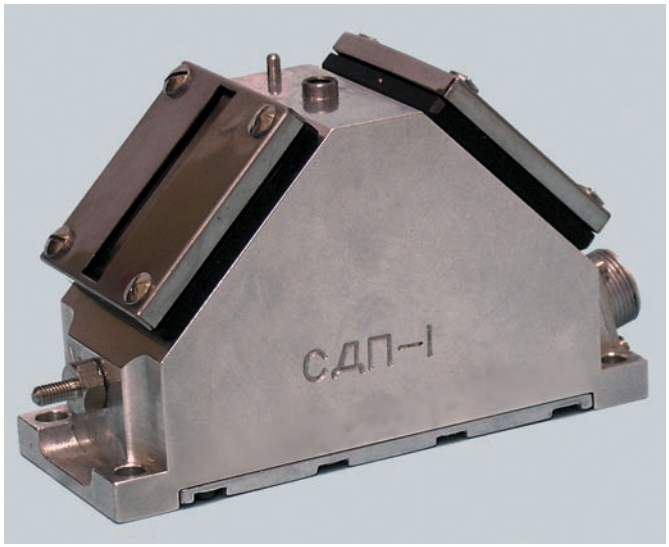


рисунок 6. Солнечный датчик положения

рисунок 7. КУДМ

Базовый состав измерительных приборов и исполнительных органов БКУ выбран из условия обеспечения высокопрецизионной точности ориентации и стабилизации КА, в том числе на основе непрерывной комплексной обработки информации с гироприборов и астродатчиков, учитывающей природу случайных погрешностей измерителей.

Использование непрерывно работающих астродатчиков обеспечило реализацию в БКУ функционального резерва (*Бровкин А.Г. и др.*, 2010) по задаче определения ориентации КА и соответствующего резервного контура управления – стабилизация на астродатчиках, что значительно повысило живучесть КА.

БЦВС БКУ является четырёхкратно резервированным бортовым вычислительным комплексом, предназначенным для работы в жёстких условиях эксплуатации на космических объектах с длительным сроком активного существования. Архитектура вычислительного комплекса (*Бровкин А.Г. и др.*, 2010) представляет собой фон-неймановскую двухпроцессорную 16-битовую структуру, построенную на базе микропроцессоров 1874ВЕО5Т (радиационностойкий) – российский аналог 8ХС196КС20 фирмы Intel с мультиплексированными системными шинами адрес/данные. Один из процессоров выполняет функции центрального, реализуя прикладные (управленческие) алгоритмы, другой работает в качестве контроллера ввода/вывода.

Процессоры работают параллельно и независимо, что позволяет достигнуть двойной производительности каждой грани БЦВС: при тактовой частоте 20 МГц производительность составляет до 4,5 млн. оп./с. Объём памяти каждой грани БЦВС:

- постоянной перепрограммируемой: центрального процессора – 4 Мб; процессора ввода/вывода – 512 Кб;
- оперативной: центрального процессора – 512 Кб; процессора ввода/вывода – 64 Кб.

Перепрограммируемая память центрального процессора делится на две части (два банка), что позволяет в полёте корректировать (перезаписывать) ПО в одном банке без нарушения текущих операций управления, реализуемых ПО другого банка. Выравнивание ПО в банках осуществляется после положительной проверки нового (откорректированного) ПО по выполнению полётных операций.

Четырёхкратно резервированная (4 грани) БЦВС может работать при трёх отказах граней. Начальная конфигурация БЦВС: 3 грани – рабочие с программным мажоритированием, одна грань – в холодном резерве. После завершения начальных необратимых операций по выведению КА (подрыв всех пиропатронов, раскрытие солнечных батарей и обеспечение необходимого энергопритока) БЦВС переводится в режим работы: 2 грани – активные, 2 грани – в холодном резерве, с периодической ротацией граней, что обеспечивает повышение надёжности в условиях ионизирующего излучения космического пространства.

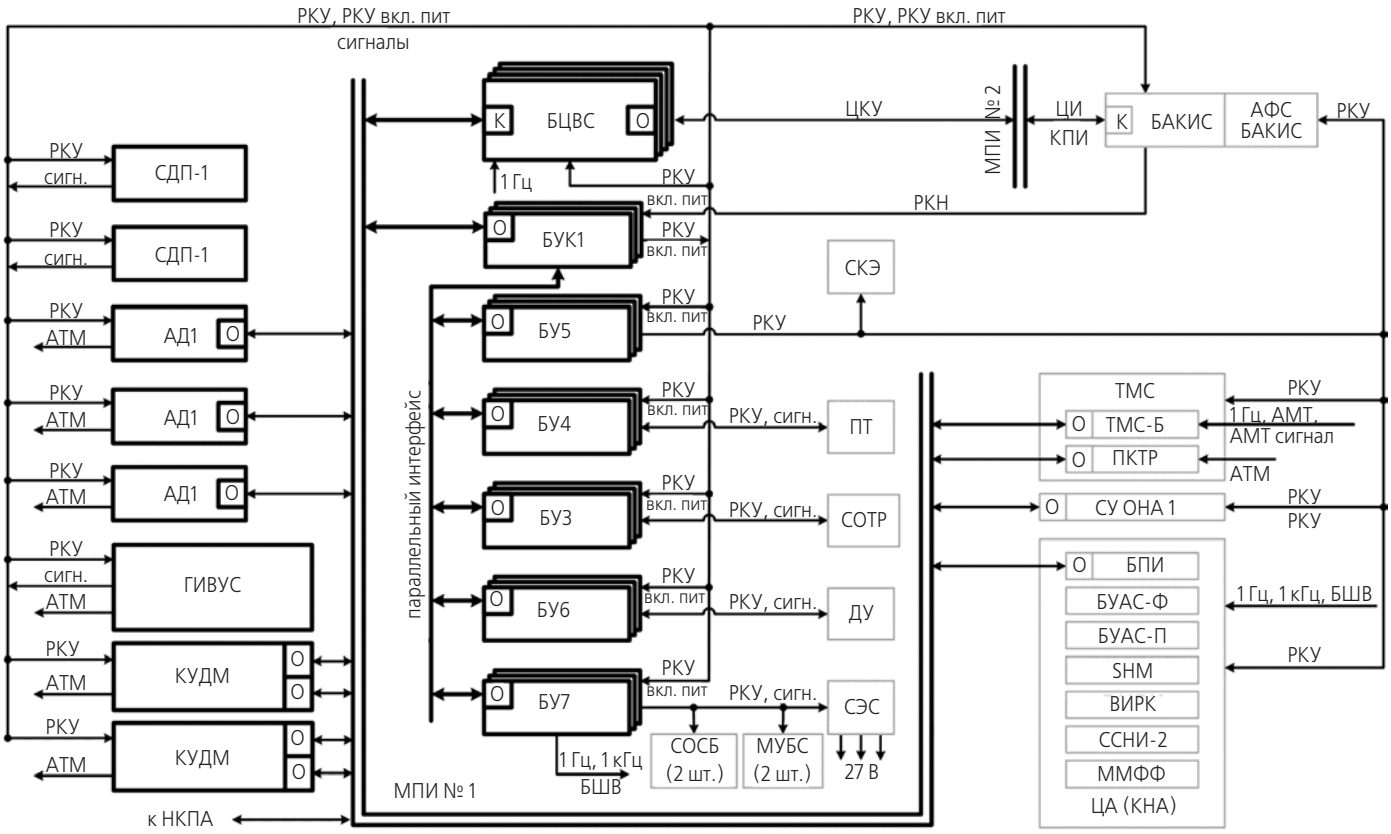


рисунок 8. Структурно-функциональная схема БКУ «СПЕКТР-Р»

БУК включает в себя четырёхкратно резервированное (4 грани) вычислительное ядро, обеспечивающее реализацию вычислений по задачам включения аппаратуры БКУ и взаимодействия с БАКИС по радиокомандам, а также по взаимодействию со смежными бортовыми системами, и трёхкратно резервированные исполнительные платы, обеспечивающие выдачу электрических команд и приём электрических (аналоговых) сигналов. Реконфигурация вычислительного ядра БУК осуществляется аналогично БЦВС.

Блоки силовой автоматики являются специализированными на определённых функциях электронными блоками с трёхкратно резервированными исполнительными платами. Например, блок БУ3 обеспечивает работу СОТР, блок БУ4 – подрыв пироустройств и срабатывание приводов раскрытия элементов КА.

В качестве базового в БКУ использовался астродатчик типа АД-1 (МОКБ «Марс») на ПЗС-матрице. Основными характеристиками АД-1 являются:

- угловое поле зрения 13°×13°;
- чувствительность Mv=5−6;
- количество одновременно отслеживаемых звёзд 15;
- частота измерений 0,5 Гц;
- точность до 2–15 угл. с;
- вес 3,85 кг.

Начиная с третьего КА, разработанного на базе платформы «НАВИГАТОР» («ЭЛЕКТРО-Л» № 2), для обеспечения непрерывных астроопределений на всём сроке активного существования в качестве астродатчиков используются астрокоординаторы фирмы Sodern (Франция) – SED-26. Предполагается в дальнейшем переход на аналогичные российские астрокоординаторы.

КУДМ включает в себя электронный прибор и четыре двигателя-маховика, устанавливаемые в пирамиду. Основные характеристики КУДМ «Колер-Э»:

- управляющий момент двигателя маховика ± 0,2 Н·м;
- кинетический момент ±20 Н·м·с;
- диапазон скорости вращения ±6000 об/мин;
- масса комплекса 32 кг.

ГИВУС представляет собой комплект четырёх гироскопических измерительных каналов, работающих независимо и устанавливаемых в пирамиду. Основные характеристики ГИВУС:

- диапазон измерения ±0,4 °/с;
- эквивалентный дрейф ±0,003 град/час;
- масса не более 13 кг.

Солнечный датчик положения представляет собой простейший щелевой солнечный прибор, работающий по схеме «есть засветка – нет засветки» и обеспечивающий автономный поиск направления на

Солнце за счёт вращения КА. Угловое поле зрения до $185^o \times 5^o$, погрешность до $\pm 2{,}5^o$.

Программное обеспечение БКУ детально структурировано по функциональным задачам, что обеспечивает значительную преемственность программных модулей при адаптации БКУ платформы «НАВИГАТОР» к функциям конкретного КА. ПО БКУ легко адаптируется (корректируется) в полёте путём закладки в БЦВС от НКУ массивов изменения программ, разрабатываемых при сопровождении полёта с учётом изменения внешних условий и проявления нерасчётных нештатных ситуаций. При этом используются как механизм коррекции репрограммируемые запоминающие устройства, так и возможность записи программных вставок в оперативное запоминающее устройство.

Разработка, отладка и испытания ПО БКУ реализуются в МОКБ «Марс» с использованием традиционной технологии, начало которой относится к периоду работ по ПО системы посадки орбитального корабля «БУРАН», а в настоящее время базируется на использовании специализированной системы автоматизированного проектирования и комплекса рабочих мест алгоритмистов и программистов, математических и полунатурных стендов, обеспечивающих замыкание контуров управления, а также комплексного стенда с реальной аппаратурой БКУ.

Платформа «НАВИГАТОР» и её БКУ были использованы при создании метеорологического КА «ЭЛЕКТРО-Л» на ГСО и радиотелескопа КА «СПЕКТР-Р» на высокоэллиптической орбите. Состав аппаратуры БКУ данных КА совпадает, несмотря на различие функций и орбит. С учётом большей массы и больших моментов инерции БКУ КА «СПЕКТР-Р» включает 2-й комплект КУДМ.

Структурно-функциональная схема БКУ КА «СПЕКТР-Р» представлена на рисунке 8. Схема БКУ КА «ЭЛЕКТРО-Л» практически идентична. КА «ЭЛЕКТРО-Л» был выведен на орбиту 20.01.2011 г., а КА «СПЕКТР-Р» – 18.07.2011 г. По результатам лётно-конструкторских испытаний подтверждено выполнение всех функций БКУ. На КА «ЭЛЕКТРО-Л» достигнуты точности стабилизации: при работе ЦА ошибки ориентации не превышают по углам 1,5 угл. с, по фильтрованным угловым скоростям $|\Delta\omega_x| \le 4 \cdot 10^{-4}$ град/с, $|\Delta\omega_y| = |\Delta\omega_x| \le 2 \cdot 10^{-4}$ град/с.

Особо следует отметить высокопрецизионные точности стабилизации, достигнутые с использованием рассматриваемой БКУ при выполнении сеансов научных наблюдений (*Лисаков М.М. и др.*, 2014) радиотелескопом КА «СПЕКТР-Р»:

- ошибка стабилизации не превышает 0,76 угл. с;
- амплитуда колебаний угловых скоростей не превышает 0,00015 град/с;
- точность определения ориентации не более 5 угл. с.

В настоящее время на базе платформы «НАВИГАТОР» реализуется создание КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, № 3, КА «СПЕКТР-РГ», «СПЕКТР-УФ» и КА «АРКТИКА-М». Следует отметить, что новый этап использования БКУ платформы «НАВИГАТОР» сопровождается модернизацией блоков БКУ с целью максимально возможного перехода на использование новой российской радиационно-стойкой ЭКБ. В результате в БКУ БЦВС заменена на бортовое вычислительное устройство (БВУ), структурно и по вычислительным возможностям аналогичное исходному БЦВС, но реализованное с заменой ЭКБ на российскую. Лётная квалификация БВУ осуществлена на КА «КАЗСАТ-2» (пуск 16.07.2011). Для обеспечения повышенной защиты от влияния космических высокоэнергетических частиц в блоки БКУ внедрён контроль токов и отключение блоков (устройств) по превышению токов. Очередной этап модернизации БКУ реализуется для КА «АРКТИКА-М». При этом уточняется логика использования резервов БСА (обеспечение работы после двух отказов) и проводится дальнейшая замена ЭКБ на российскую, в том числе реализуемую по заданию МОКБ «Марс».

список литературы

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

Лисаков М.М., Войнаков С.М., Сыров А.С., Соколов В.Н. и др. Работа системы ориентации космического аппарата «СПЕКТР-Р» // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 5. С. 399-407.

Моишеев А.А., Бабышкин В.Е., Мартынов Б.Н., Скрипунов Е.В. и др. Проектная концепция космического аппарата «СПЕКТР-УФ // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 16-19.

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.

Статья поступила в редакцию 02.04.2015 г.

УДК 629.762.2:629.782

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРАКТИЧЕСКИХ ПУСКОВ БРПЛ ДЛЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ И СОЗДАНИЯ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

USAGE OF SUBMARINE BALLISTIC ROCKETS PRACTICAL LAUNCHES FOR SCIENTIFIC STUDIES AND CREATION OF NEW TECHNOLOGIES

В.Г. Дегтярь[1],
профессор,
доктор технических наук,
член-корреспондент РАН,
src@makeyev.ru;
V.G. Degtyar

В статье рассматривается период взаимодействия ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина и АО «ГРЦ Макеева», связанный с практическими работами по проведению исследовательских экспериментов в космическом пространстве с новыми образцами космической техники.

Ключевые слова: космический эксперимент; космические технологии; РН «ВОЛНА»; «СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС»; «ДЕМОНСТРАТОР».

The article overviews a period of interaction between of Federal Enterprise «Lavochkin Association» and Academician Makeev State Rocket Center, related to the practical work on conducting of research experiments in space environment with new space technologies articles.

Key words: space experiment; space technologies; VOLNA LV; «SOLAR SAIL»; «DEMONSTRATOR».

Разработчики ракетно-космической техники должны быть в постоянном поиске, чтобы находиться на передовом крае научно-технического прогресса.

Акционерное общество «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева» (АО «ГРЦ Макеева») – стратегический холдинг оборонно-промышленного комплекса страны и ракетно-космической отрасли, 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 развертыванию эффективной морской составляющей стратегических ядерных сил страны.

Накопленный опыт в проектировании и отработке сложнейших технических систем вооружения позволил предприятию начиная с 90-х гг., приступить к освоению новых направлений ракетно-космической деятельности. Развертывание работ по созданию на основе переоборудованных баллистических ракет подводных лодок (БРПЛ) 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.

Инженеры и учёные ГРЦ в рамках российской и международной кооперации проводят исследования как в области фундаментальных задач аэротермодинамики, материаловедения, так и задач по отработке новых конструкторских решений и перспективных

[1] Акционерное общество «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева», Россия, Челябинская область, г. Миасс.

Open Joint Stock Company «Academician V.P. Makeyev State Rocket Centre», Russia, Chelyabinskaya oblast, Miass.

технологий. Важнейшим этапом этих исследований является их верификация в условиях реального полёта. Ракеты, созданные специалистами ГРЦ, способны доставить исследовательскую полезную нагрузку в космос с обеспечением различных траекторий возвращения на Землю.

В России, Европе, США, Японии разработаны экспериментальные малоразмерные аппараты-демонстраторы, которые и являются необходимым инструментом в проверке новых технических решений и сложных расчётных моделей. Так, задачи аппаратов-демонстраторов для исследования важных аспектов аэротермодинамики сконцентрированы на лётных экспериментах при скоростях 5–7 тыс. км/с. Сегодня обеспечение таких скоростей в реальном полёте возможно только на баллистических траекториях. Важным моментом в проведении таких экспериментов является посадка на специальные полигоны, которые оборудованы измерительными средствами, системами поиска и спасения. В то же время обеспечение входа аппарата в атмосферу Земли со скоростями 5–7 тыс. км/с с минимальными углами на уровне нескольких градусов требует дальности полёта по баллистической траектории от 1 до 6 тыс. км. Таким образом, при использовании одного и того же района посадки точки запуска ракеты-носителя должны соответственно меняться.

Наиболее гибкими возможностями по адаптации к требуемым траекториям полёта и, соответственно, к районам запуска ракет обладают баллистические ракеты, размещаемые на подводных лодках. При запусках морских баллистических ракет можно организовать падение отработавших ступеней в океан, избежав при этом многочисленных проблем, связанных с появлением новых зон падения на суше. Также по этой причине БРПЛ обладают широкими возможностями по обеспечению различных наклонений орбит при запусках космических аппаратов различного назначения. Одновременные запуски нескольких ракет позволяют оперативно разворачивать на орбите многоспутниковые группировки, активно создаваемые сегодня во всём мире.

В ГРЦ накоплен большой опыт использования переоборудованных БРПЛ РСМ-25, РСМ-50, РСМ-54 для проведения научных и технологических экспериментов по баллистическим траекториям и для запуска искусственных спутников Земли (*Дегтярь В.Г. и др.*, 1999). В период 1991–1993 гг. проведено три пуска переоборудованных ракет РСМ-25 (ракета-носитель (РН) «ЗЫБЬ»), которые наряду с конкретными уникальными результатами показали, что в России создана достаточно эффективная технология проведения экспериментов в условиях космоса с использованием выводимых из эксплуатации баллистических ракет. Достигнутые результаты и приобретённый опыт послужили основой для международного российско-германского проекта по запуску в 1995 году переоборудованной ракеты РСМ-50 (РН «ВОЛНА») с научной аппаратурой Бременского университета, предназначенной для исследования термодинамической конверсии в условиях микрогравитации (рисунок 1). Специалисты Германии дали высокую оценку техническому и организационному уровню реализации проекта. В 1998 году с помощью БРПЛ РСМ-54 (РН «ШТИЛЬ») успешно был запущен немецкий спутник TUBSAT.

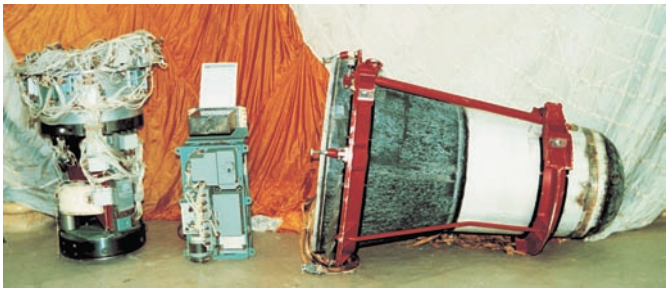


рисунок 1. Спускаемый аппарат и научная аппаратура

При поддержке Федерального космического агентства в 2000 году ГРЦ совместно с НПО имени С.А. Лавочкина – ведущей российской организацией по исследованию дальнего космоса приступил к работам по проведению серии исследовательских экспериментов в космическом пространстве с новыми образцами космической техники (*Из морских глубин…*, 2011).

Основными целями этих исследований являлись:

- отработка технологий создания малогабаритных космических аппаратов (КА) с «солнечным парусом» для межпланетных перелетов;
- 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.

Исходя из научного характера работ и малой размерности таких аппаратов, для выполнения запуска и обеспечения начальных условий функционирования аппаратов наиболее эффективным было признано использование РН «ВОЛНА», созданной на базе высоконадёжной баллистической ракеты РСМ-50 (рисунок 2).

В ходе подготовки аппаратов к пускам в ГРЦ был проведён целый комплекс расчётных, аналитических и экспериментальных работ. Для баллистического обеспечения пуска были определены параметры траектории полёта, зоны падения отделяемых частей ракеты для запуска аппарата на околоземную траекторию (запуск орбитального модуля) и для баллистической траектории, обеспечивающей заданную скорость и условия входа аппарата в атмосферу, ана-

рисунок 2. Погрузка ракеты РСМ-50 («ВОЛНА») в подводную лодку

логично условиям спуска с околоземной орбиты (запуск аппарата с надувным тормозным устройством).

Результаты расчётных оценок динамики отделения полезной нагрузки были подтверждены в процессе экспериментальных отработок систем отделения на полномасштабных макетах при испытаниях в вакуумно-динамическом стенде экспериментальной базы ГРЦ (рисунок 3). Были проведены расчёты и испытания сборок на статическую прочность, вибрационные, акустические и тепловые воздействия с имитацией всего спектра нагружений от наземных до полётных условий. По результатам проведённого комплекса работ было сделано заключение о готовности РН «Волна» и комплекса в целом к запускам экспериментальных аппаратов, разработанных специалистами НПО имени С.А. Лавочкина – «СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА» и надувного тормозного устройства.

«СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС»

Целью эксперимента с солнечным парусом являлось 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.

рисунок 3. Подготовка полезной нагрузки к испытаниям

В эксперименте РН «ВОЛНА» выводит на баллистическую траекторию разгонный модуль. В состав модуля входят космический аппарат «СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС» (рисунок 4) и разгонная двигательная установка. В момент достижения орбитальным модулем апогея баллистической траектории двигатель запускается и обеспечивает приращение скорости, необходимое для закрепления аппарата на круговой околоземной орбите. В процессе полёта на орбите аппарат «СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС» выполняет демонстрационные эксперименты по раскрытию сверхлёгких надувных панелей «СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА» и по возможности управление движением аппарата с помощью поворота панелей (см. рисунок 5).

рисунок 4. Подготовка КА «СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС» к запуску

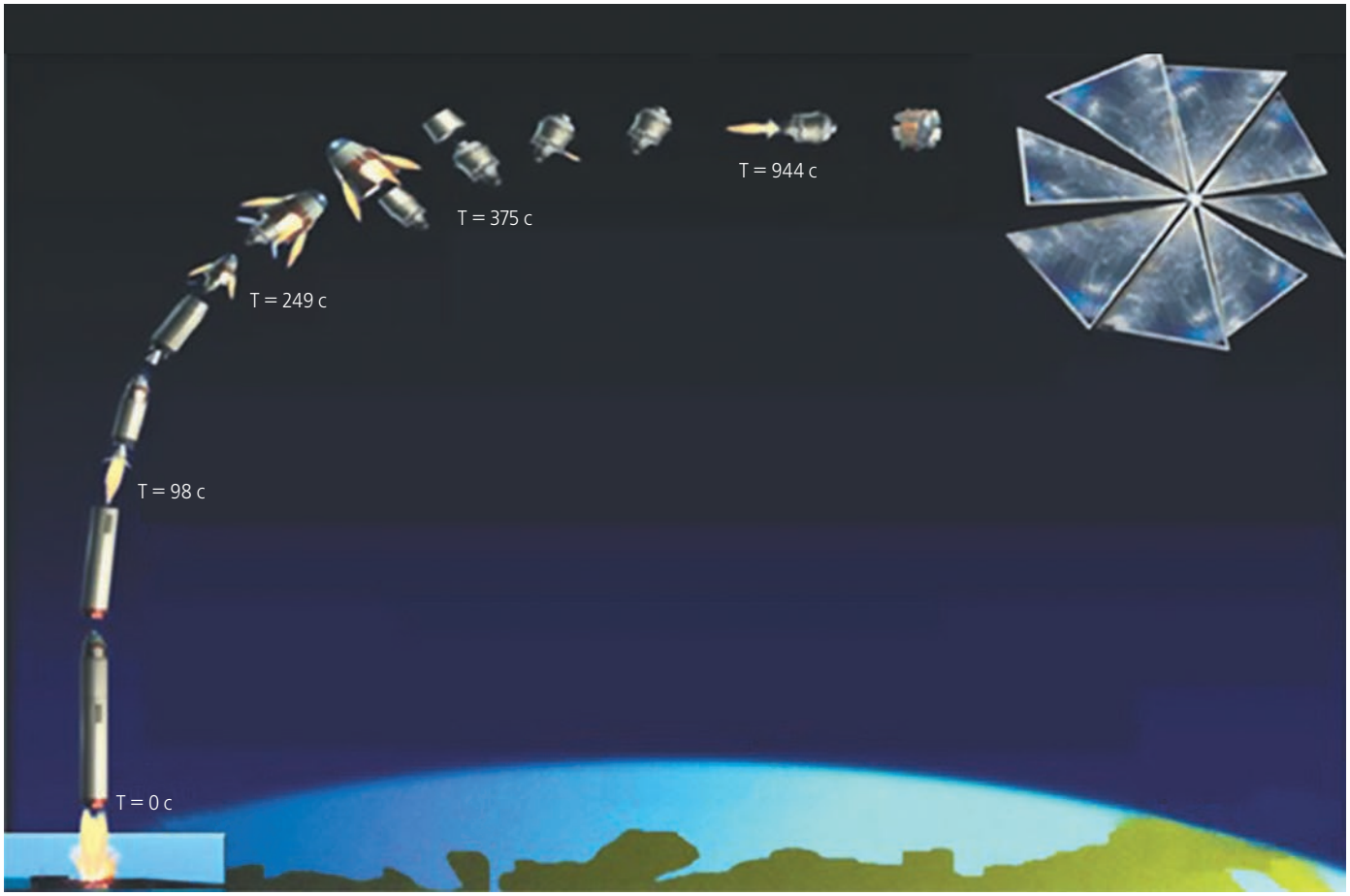


рисунок 5. Схема выведения аппарата «СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС» на орбиту

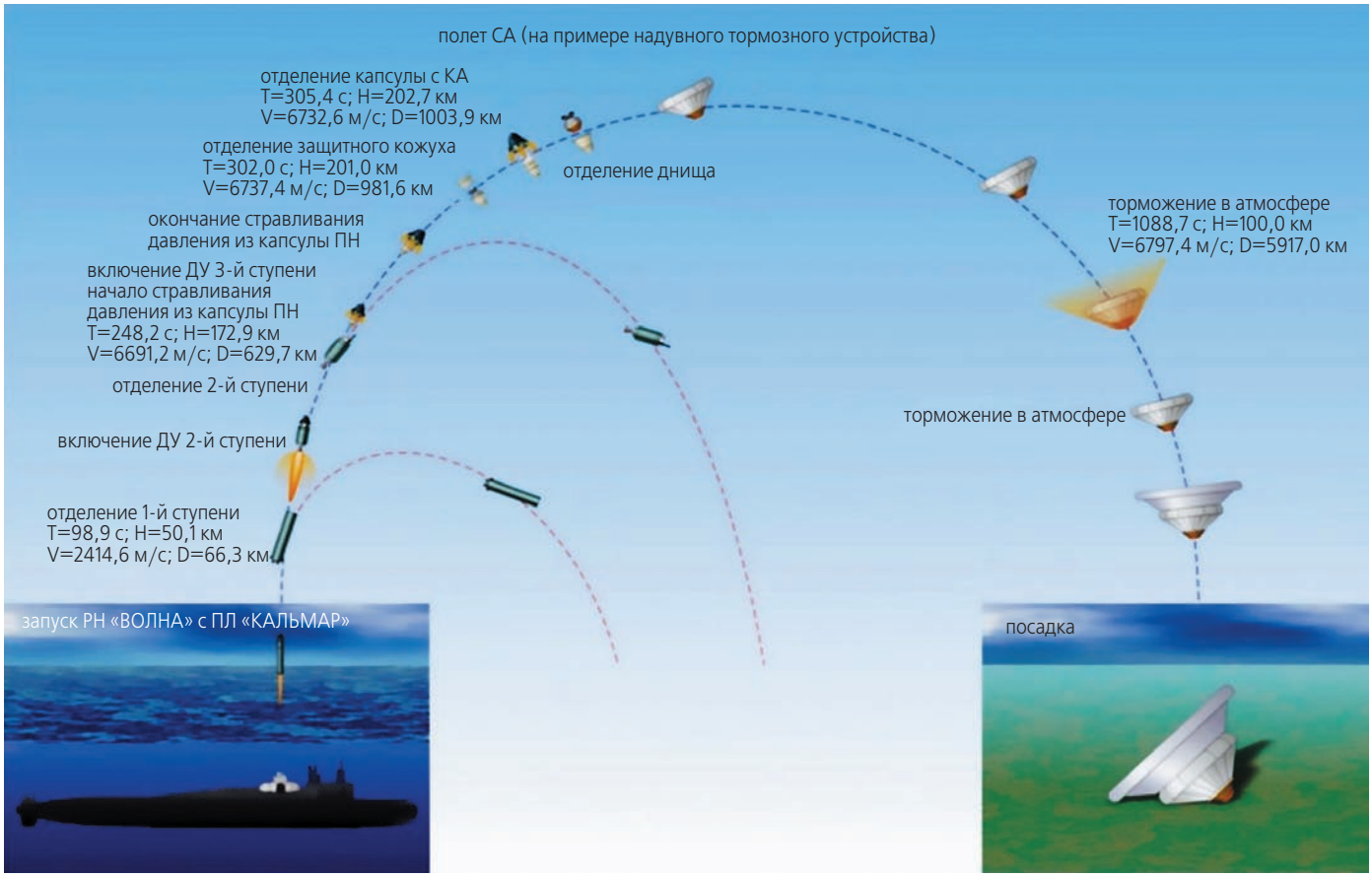


рисунок 6. Схема полёта аппарата с надувным тормозным устройством

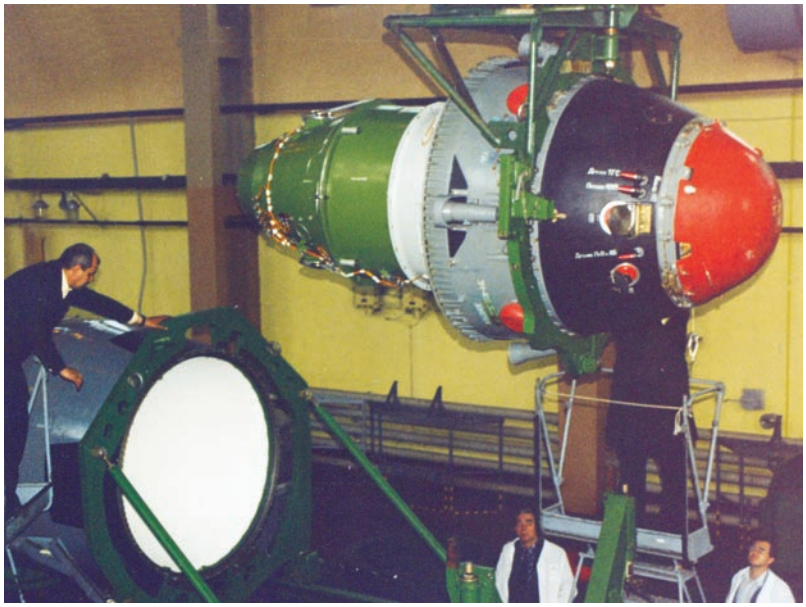


рисунок 7. Стыковка ракеты-носителя со спасаемым аппаратом

В рамках эксперимента «СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС» было проведено два пуска РН «ВОЛНА» (20 июня 2001 года, 21 июня 2005 года).

Спасаемый аппарат с надувным тормозным устройством

Целью 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 РН «ВОЛНА» выводит аппарат на баллистическую траекторию полета (рисунок 6). После отделения от носителя аппарат раскрывается, и в заданный момент времени производится наддув гибкой оболочки, в результате чего аппарат приобретает форму волана. Скорость полёта аппарата 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 (*Алексашкин С.Н. и др.*, 2012).

В ходе реализации данного эксперимента было проведено два пуска РН «ВОЛНА»:

- 12 июня 2002 года запуск аппарата «ДЕМОНСТРАТОР-2» с целью подтверждения работоспособности надувного тормозного устройства с гибкой теплозащитой;
- 6 октября 2005 года запуск спасаемого аппарата «ДЕМОНСТРАТОР D-2R» с целью подтверждения возможности использования надувного тормозного устройства для спуска грузов на Землю из космоса (рисунок 7).

В экспериментах наряду с ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» и АО «ГРЦ Макеева» приняли участие зарубежные партнеры: международное «Планетарное общество» (США) – по проекту «Солнечный парус» и ASTRIUM/EADS (Германия), ESTEC/ESA (Нидерланды) – по проекту «Демонстратор».

Реализация данных экспериментов потребовала от специалистов ГРЦ и НПО имени С.А. Лавочкина творческого труда и тесного взаимодействия с кооперацией предприятий и ВМФ. Как случается при проведении серьёзных новаторских работ, не всё удаётся выполнить в полном планируемом объёме по разным причинам. Однако выполненный большой объём работ по тщательному исследованию и моделированию условий пуска, взаимной адаптации ракеты и экспериментальных аппаратов, а также решение целого ряда методических и организационных вопросов по подготовке и проведению пусков позволили получить практическую информацию о тестируемых в реальном полёте исследовательских аппаратах.

Накопленный опыт творческого взаимодействия таких больших коллективов, как ФГУП «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина» и АО «ГРЦ Макеева» послужит хорошей основой для проведения новых научных экспериментов в космическом пространстве.

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.

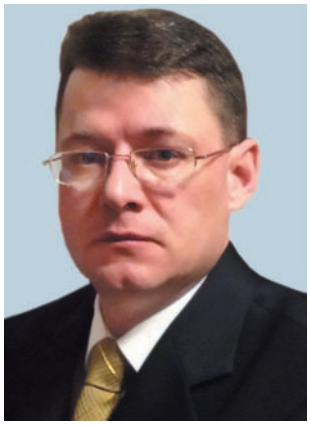
Дегтярь В.Г., Данилкин В.А., Сытый Г.Г. и др. Создание ракетно-космических комплексов – новое направление разработок ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева // РКТ. ЦНТИ «Поиск». Сер. XIV. 1999. Вып. 1 (43), часть 2. С. 142-157.

Из морских глубин – в глубины космоса / Под общ. ред. В.Г. Дегтяря. Миасс: ОАО «ГРЦ Макеева», 2011. 182 с.

Статья поступила в редакцию 12.03.2015 г.

ВЕХИ СОТРУДНИЧЕСТВА НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА С ГЛАВНЫМ ИСПЫТАТЕЛЬНЫМ КОСМИЧЕСКИМ ЦЕНТРОМ МО РФ ИМЕНИ Г.С. ТИТОВА

THE MILESTONES OF COOPERATION BETWEEN LAVOCHKIN ASSOCIATION AND MAIN TEST SPACES CENTER



А.Д. Мельничук[1],
melnichukandreys@mail.ru;
A.D. Melnichuk

Е.П. Попеску[1],
кандидат технических наук,
melnichukandreys@mail.ru;
E.P. Popesku

А.О. Назаров[1],
кандидат исторических наук,
melnichukandreys@mail.ru;
A.O. Nazarov

Статья посвящена историческим аспектам сотрудничества НПО имени С.А. Лавочкина с Главным испытательным космическим центром имени Г.С. Титова (ГИКЦ) в ходе реализации космических программ по тематике НПОЛ. Представлены и рассмотрены особенности взаимодействия, их влияние на инфраструктуру наземного контура управлении космическими аппаратами. Раскрыты проблемы и перспективы развития ГИКЦ.

Ключевые слова: командно-измерительный комплекс; космический аппарат дальнего космоса; межорбитальный космический буксир; информационное обеспечение; наземный контур управления; структура командно-измерительного комплекса.

The article covers historical aspects of the cooperation between Lavochkin Association and Main Test Spaces Center (MTSC) in the course of implementation of the space missions by Lavochkin Association. There is an overview of the interaction special features, their impact on the infrastructure of the spacecraft ground control loop. Besides the problems and perspectives of MTSC development are presented.

Key words: command-measuring complex; deep space spacecraft; Upper Stage; information support; ground control loop; command-measuring complex structure.

17 ноября 1970 года в 9 часов 27 минут 07 секунд водитель Г.Г. Латыпов по команде «Первая – вперед» «сидящий космонавт» подал ручку на пульте управления на одно деление вперед и нажал на соответствующую кнопку. Загорелся транспарант «Есть движение», и через 20 секунд «ЛУНОХОД-1» коснулся поверхности Луны (*Довгань В.Г.*, 2010).

Произошли описанные выше события в Региональном центре управления полетами в Крыму. Руководил работой совместного расчета Главный конструктор и идеолог отечественных программ освоения дальнего космоса Г.Н. Бабакин. Это лишь один из эпизодов тесного сотрудничества коллективов НПО имени С.А. Лавочкина и ГИКЦ МО РФ имени Г.С. Титова.

Анализ архивных документов и материалов показал, что сотрудничество НПОЛ с ГИКЦ началось, когда все работы по космической тематике были сконцентрированы в ОКБ-1.

В январе 1956 года вышло Постановление ЦК КПСС и СМ СССР «О мерах по подготовке и запуску в СССР искусственного спутника Земли» (ИСЗ), где каждому министерству и ведомству были поставлены конкретные задачи. Министерство обороны (МО) в свою очередь, отвечало за выполнение работ по запуску и управлению спутником в полете. Освоение космоса Советским Союзом в 60-х годах являлось приоритетным направлением в связи со сложившейся геополитической обстановкой в мире. В это же время параллельно велись работы по созданию ин-

[1] Главный испытательный космический центр имени Г.С. Титова, Россия, Московская область, г. Краснознаменск.

[1] Main Test Spaces Center, Russia, Moscow region, Krasnoznamensk.

фраструктуры для запуска МБР Р-7 в районе станции Тюра-Там (Казахстан).

Решение задач, связанных с управлением спутником в полете, было поручено военным специалистам МО – сотрудникам НИИ-4 МО СССР.

Согласно решению Правительства Советского Союза от 8 мая 1957 года в составе НИИ-4 было создано новое воинское формирование – «Центр по руководству и координации работ комплекса измерительных средств, средств связи и СЭВ» (войсковая часть 32103) и подчиненных ему 13-ти отдельных научно-измерительных пунктов (ОНИП), расположенных по всей территории страны.

Первоначально Центр, состоящий из 68 военнослужащих и 151 служащего СА, предназначался для координации работ по приему с ИСЗ и обработке телеметрической информации. Центр размещался в Москве в одном из зданий Генштаба на Фрунзенской набережной (Узел связи), а руководящий состав – на Гоголевском бульваре.

Обработка измерительной информации при запусках КА должна была проводиться двумя независимыми расчетами (военнослужащими и представителями промышленности) параллельно.

Результаты исследования архивных материалов позволяют сделать вывод, что на первом этапе задачи по сбору и обработке ТМИ решались расчетами НИПов, Центр планировал и координировал их работу, взаимодействуя с конструкторскими организациями космических средств.

Постановлением СМ СССР от 30 ноября 1961 года на личный состав МО были возложены задачи по сбору и обработке телеметрической и командной информации при запусках различных типов КА. Это потребовало соответствующих изменений не только задач, но и структуры Центра.

Определяющее влияние на развитие структуры и аппаратного оснащения ГИКЦ оказали требования, предъявляемые к испытаниям космических средств, разработанные в НПО имени С.А. Лавочкина.

И на это есть особые причины. Во-первых, практически все разработки НПОЛ являются уникальными, единичными. Во-вторых, в отличие от других взаимодействующих организаций, в НПОЛ предпочитают самостоятельно проводить обработку служебной измерительной информации, что предъявляет особые требования к процессу доставки информации с объектов к месту ее использования.

Эти особенности и определили характер и направление сотрудничества двух коллективов, внесших весомый вклад в отечественную и мировую космонавтику.

Совместные работы по тематике дальних космических полетов начались 23 сентября 1958 года, когда с испытательного полигона Тюра-Там была предпринята первая попытка запуска аппарата Е-1 № 1. Фактически же первые работы были проведены в период со 2 по 10 января 1959 года в ходе запуска и наблюдения за аппаратом Е-1 № 4 при его удалении на 600 тысяч километров от Земли.

Для того времени это было пионерское достижение, и оно стало результатом совместной деятельности двух коллективов по созданию Центра дальней космической связи на горе Симеиз в Крыму. Этими работами было положено начало отдельного направления деятельности командно-измерительного комплекса (КИК), связанного с созданием и использованием инфраструктуры Центра управления в Крыму. Все отечественные лунные программы, эксперименты по изучению Марса, Венеры, других дальних объектов космоса осуществлялись с использованием средств Крымского куста.

Необходимо отметить, что Центр использовался и при реализации других отечественных космических программ, однако инициатором его создания и руководителем большинства работ по его оснащению был Главный конструктор ОКБ имени С.А. Лавочкина Г.Н. Бабакин.

С первых же запусков объектов дальнего космоса стало понятно, что для управления ими необходимо расширение наземного сегмента КИК по всей территории страны. По результатам анализа различных вариантов, в том числе и с использованием территории иностранных государств, было признано целесообразным использование морских судов для управления ИСЗ. В августе 1960 года в свой первый рейс вышел Плавучий телеметрический комплекс в составе трех судов. Согласно директиве Генштаба ВС СССР от 26 ноября 1962 года Плавучий телеметрический комплекс был подчинен Центру КИК. В 1973 году он был преобразован в Отдельный морской командно-измерительный комплекс (ОМ КИК).

Своего наивысшего расцвета ОМ КИК достиг в 1990 году, когда в его состав входило 11 морских судов, а для решения поставленных задач были использованы четыре района Мирового океана.

С увеличением числа запусков КА и усложнением задач, решаемых при каждом запуске, менялись и требования к структуре Центра КИК, в частности к месту его расположения. В контексте совместного сотрудничества с НПО им. С.А. Лавочкина особо следует остановиться на работах, проводимых на объекте «Рокот».

В начале 70-х годов МО СССР на паях с АН СССР строит здание на Профсоюзной улице в Москве, которое предполагалось использовать в том числе для решения задач, связанных с освоением космоса. Рассматривался вопрос о размещении в этом здании Центра управления пилотируемых полетов под эгидой Министерства обороны. Однако в 1975 году Центр было решено разместить в Калининграде Московской области, а на объекте «Рокот» разместили вновь созданное в структуре МО Центральное управление космических средств (ЦУКОС), а также 1-е управление Центра КИК, предназначенное для решения задач по управлению всеми запускаемыми в стране КА научного и народно-хозяйственного назначения. Вплоть до конца XX века практически все задачи, связанные с управлением КА по тематике НПО имени С.А. Лавочкина, решались с привлечением средств и персонала объекта «Рокот».

Поворотными для КИК и для космической отрасли страны в целом стали события последнего десятилетия XX века.

Переход на использование космодрома «Байконур» на условиях аренды у республики Казахстан; вывод из контура управления ряда научно-измерительных пунктов (НИП) и, главным образом, всей инфраструктуры Крымского куста; создание Федерального космического агентства и начало процесса перераспределения задач по космической тематике между МО и гражданскими организациями; другие изменения, связанные с распадом Советского Союза – все это в итоге определило облик и структуру современного КИК, которому 14 августа 2001 года Указом Президента РФ было присвоено название Главный испытательный центр имени Г.С. Титова (ГИЦ).

Главное назначение Центра – надежное обеспечение испытаний и применения ракетно-космических средств и систем в интересах обороноспособности страны. При этом ГИЦ активно участвует в испытаниях и применении не только космических объектов двойного назначения, но и объектов чисто гражданской направленности, но уже на других условиях.

Продолжается наше сотрудничество и с НПО имени С.А. Лавочкина. В феврале 2000 года на околоземную орбиту был выведен КА «КЛАСТЕР» для изучения магнитосферы Земли. Этот запуск положил начало применению межорбитального космического буксира «ФРЕГАТ» (МКБФ). Созданный в НПО имени С.А. Лавочкина «ФРЕГАТ» занял свою нишу среди отечественных средств выведения и сегодня, помимо выведения объектов по тематике НПО, используется и по другим отечественным и международным программам (*Асюшкин В.А., Викуленков В.П, Ишин С.В*., 2014). Управление запуском и полетом МКБФ осуществляется из Единого Центра управления полетом МКБФ, который создавался на объекте 413 города Краснознаменск с 1996 по 2004 годы.

На сегодняшний день все средства Центра ГИКЦ сконцентрированы на объекте 413, который совместно с пунктами обеспечивает решение всего комплекса задач по испытаниям и применению космических средств, как в интересах МО РФ, так и на договорной основе.

Новые условия породили и новые проблемы. Первая проблема обусловлена происходящими процессами разделения ответственности между различными ведомствами при реализации космических программ. До начала 90-х реализация всех космических программ в СССР, от рождения проекта и до его претворения в жизнь, осуществлялась при непосредственном участии и под руководством военного ведомства. Соответственно существовала единая нормативно-технологическая база и идеология разработки, испытаний и применения ракетно-космических систем. С образованием в 1992 году Российского космического агентства начался процесс разделения функций в этой области между Министерством обороны и другими взаимодействующими организациями.

Запуски с космодрома Байконур осуществляются сегодня расчетами Роскосмоса, а с космодрома Плесецк – расчетами космодрома. Информационное обеспечение до выхода на опорную орбиту осуществляется соответствующими расчетами космодромов и расчетами ГИКЦ, а после выхода на опорную орбиту и до вывода полезной нагрузки на целевую орбиту – расчетами ГИКЦ. Управление всех КА военного назначения на целевой орбите осуществляется расчетами ГИКЦ во взаимодействии с другими заинтересованными организациями, а управление КА гражданской направленности – организациями Главных конструкторов КА, при этом созданная ранее сеть командно-измерительных пунктов осталась в подчинении военных, а разработчики КА в ряде случаев создают «свои» пункты измерений и управления.

Таким образом, ранее единая идеология распалась, Министерство обороны перестало играть ведущую роль, а Роскосмос в полной мере еще не взял на себя такую функцию.

Принятое в 2000 году «Положение об организации планирования и управления применением средств Единого Государственного НАКУ» носит рекомендательный характер, и поэтому процесс обособления в этой области продолжается, что не отвечает принципу минимизации потерь с точки зрения государства в целом.

Второй дискуссионный вопрос касается степени участия военного ведомства в процессе запуска собственных полезных нагрузок. Существует два принципиально различных подхода в этом вопросе.

Можно представить случай, когда МО РФ строит и содержит всю необходимую инфраструктуру, материально-техническую базу и специалистов для запуска и управления всего необходимого многообразия полезных нагрузок.

Во втором случае Министерство обороны осуществляет запуск своих полезных нагрузок путем аренды, а управление – своими силами и средствами или путем аренды отдельных элементов инфраструктуры.

В первом случае военные получают полную независимость, однако такой путь достаточно затратный из-за низкой частоты запусков. По такому пути пошли специалисты США и КНР, в то время как в Европе предпочитают использовать аренду инфраструктуры и специалистов ЕКА для запуска КА военного назначения. В нашей стране процесс поиска оптимальных решений еще не завершен, и анализ накопленного опыта сотрудничества при запуске и управлении различных типов КА в ряде случаев позволит ускорить этот процесс.

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.

Довгань В.Г. Экипаж лунохода // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 53-61.

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. Книга 1. Общий очерк. М.: Изд-во ЗАО СП «Контакт-РЛ», 2006. 479 с.

Статья поступила в редакцию 25.03.2015 г.

УДК 378.145.3:658.562.3

ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ ПРАКТИКА В НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА – ЗАДЕЛ НА БУДУЩЕЕ

PRACTICAL TRAINING AT LAVOCHKIN ASSOCIATION PREMISES – EXPERIENCE FOR THE FUTURE

Е.Л. Лебедев[1],
доцент, доктор технических наук,
zlebedev@yandex.ru;
E.L. Lebedev

Представлены результаты производственной практики, проведенной с курсантами механических специальностей Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского на базе ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина». Обоснован выбор НПОЛ для проведения практики, подведены ее итоги. Указано значение практик для дальнейшей службы выпускников Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского.

Ключевые слова: производственная практика; технологический процесс; проектирование; производство; эксплуатационные характеристики.

The results of the practical training received by the students of «mechanical» professions of the Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy at the Federal Enterprise «Lavochkin Association» premises are presented. The selection of the Federal Enterprise «Lavochkin Association» for the training is justified, its results are summarized. The importance of the training for the further service of the graduates of the Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy is pointed out.

Key words: practical training; process; design; manufacture; performance characteristics.

Производственная практика, как один из основных видов учебных занятий, организуется и проводится в Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского с целью закрепления курсантами теоретических знаний технологических процессов проектирования, производства, формирования эксплуатационных характеристик ракетно-космической техники, а также приобретения (совершенствования) выпускниками практических навыков по контролю качества ее производства и эксплуатации (*Федеральный государственный образовательный стандарт*…, 2011).

Данный вид практики для курсантов, обучающихся по механическим специальностям факультета конструкции ракет-носителей и космических аппаратов, традиционно осуществлялся на передовых предприятиях ракетно-космической отрасли. В 2013 году было решено производственную практику провести на базе ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина».

Такой выбор обусловлен тем, что НПО имени С.А. Лавочкина является предприятием с семидесятилетней историей, прошедшим путь от производства винтового самолета до космических аппаратов для планетных исследований (*Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л.*, 2012). Здесь внедрены и применяются передовые технологии проектирования и производства космической техники; проведена полная модернизация производственного процесса; используются разработанные на предприятии технические решения и технологические процессы, позволяющие реализовать уникальные технологии и организовать непрерывный процесс серийного производства современных образцов ракетно-космической техники, принятых на вооружение Войсками ВКО.

На учебных занятиях, которые проводили наиболее опытные работники НПОЛ, были представлены все технологические особенности производства ракетно-

[1] ФГКВОУ ВПО «Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского», Россия, Санкт-Петербург.

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

Курсанты Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского в музее ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина»

космической техники от начала ее «сквозного» проектирования до испытания в агрегатно-сборочных цехах и на контрольно-измерительной станции. Курсанты ознакомились с особенностью организации системы менеджмента качества современного предприятия, лично участвовали в выполнении технологических операций контроля качества производства элементов межорбитального космического буксира «ФРЕГАТ» (*Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В.*, 2014), составляли технологические графики их испытаний. На лекционных занятиях курсантам были представлены современные научные разработки предприятия, внедрение которых позволит решить новые задачи в освоении космического пространства, а также повысить эксплуатационные характеристики ракетно-космической техники.

Необходимо отметить, что для инженерного состава и рабочих предприятия, курсанты Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского также оставили о себе приятное впечатление, не только при проведении практики, но и во время участия в культурных мероприятиях, проводимых в НПО имени С.А. Лавочкина.

Коллектив факультета конструкции ракет-носителей и космических аппаратов выражает признательность сотрудникам НПО имени С.А. Лавочкина, особенно начальнику центра обучения Кудрявцеву Сергею Васильевичу и ведущему специалисту Трофимову Виктору Михайловичу за организацию и проведение производственной практики с курсантами механических специальностей Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского.

Учитывая специфику подготовки выпускников академии, а также единую с НПОЛ тематику научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, мы уверены, что приобретенные курсантами знания будут реализованы ими как при выполнении выпускной квалификационной работы, так и во время службы в войсках после окончания академии.

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.

Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л. К 75-летию НПО им. С.А. Лавочкина: основные вехи истории // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 7-23.

Федеральный государственный образовательный стандарт высшего профессионального образования по направлению подготовки (специальности) 160400. Утв. 24.11.2011. Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов. М., 2011. 69 с.

Статья поступила в редакцию 13.03.2015 г.

УДК 629.78.082.6

ВЕСОИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ЗАПРАВКИ БАКОВ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ» (К 50-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА)

WEIGHT MEASURING DEVICES FOR FUELING THE TANKS OF «FREGAT» UPPER STAGE (IN COMMEMORATION OF THE 50TH ANNIVERSARY OF LAVOCHKIN ASSOCIATION SPACE ACTIVITIES)

С.В. Рулев[1], *доцент, кандидат технических наук, xan-rule@ya.ru;* **S.V. Rulev**

А.Г. Лебедев[2], *dep103180@laspace.ru;* **A.G. Lebedev**

А.В. Николаев[2], *кандидат технических наук, dep103180@laspace.ru;* **A.V. Nikolaev**

В.М. Шульга[2], *кандидат технических наук, dep103180@laspace.ru;* **V.M. Shulga**

П.П. Телепнев[3], *кандидат технических наук, dep103180@laspace.ru;* **P.P. Telepnev**

Д.А. Кузнецов[3], *кандидат технических наук, dimuz@bk.ru;* **D.A. Kuznetsov**

В.Ю. Ермаков[3,4], *кандидат технических наук, dep103180@laspace.ru;* **V.Yu. Ermakov**

Рассматривается процесс разработки весоизмерительного устройства УВПД-5000, предназначенного для работы в системе заправки разгонного блока «ФРЕГАТ» компонентами топлива.

Ключевые слова: разгонный блок; топливозаправочный комплекс; весоизмерительное устройство.

The process of developing the weighing device UVPD-5000, designed for use in the fueling system for «FREGAT» Upper Stage.

Key words: upper stage; fueling complex; weight measuring device.

введение

Современная технология предполагает заправку баков изделий подготовленным компонентом топлива непосредственно из транспортно-заправочных контейнеров, установленных на платформу перемещаемых весов.

Заправка должна проводиться в чистовом кондиционированном зале заправки. Температурные режимы компонента обеспечиваются достаточно длительной выдержкой топливозаправочного комплекса (ТЗК) с компонентом при постоянной температуре в зале заправки (*Аристов В.П. и др.*, 2012).

Применительно к разгонному блоку (РБ) «ФРЕГАТ» (*Асюшкин В.А. и др.*, 2014) задача по реализации такой технологии была поставлена в рамках программы «Союз в ГКЦ». Были подобраны необходимые ТЗК, разработана технология подготовки компонентов топлива на заводе-изготовителе, их транспортировки, обеспечения чистоты компонента и постоянства газосодержания.

Для укомплектования системы заправки предполагалось приобрести весы импортного производства с техническими характеристиками, обеспечивающими необходимую точность заправки РБ из ТЗК объемом 3,8 м^3. Однако точность и геометрические размеры предоставленных на рынке весов как импортного, так и отечественного производства не позволяли обеспечить требуемую точность заправки.

Такая ситуация была в 2008 году при разработке системы заправки, такой же она осталась и в 2014 году, когда встал вопрос о модернизации системы заправки на космодроме КУРУ.

Поэтому в рамках программы «Союз в ГКЦ» в результате совместной работы филиала ФГУП ЦЭНКИ – «КБТХМ» и ЗАО «ЭЛВЕС» был реализован метод многопорционной заправки, обеспечивающий выдачу дозы в баки РБ «ФРЕГАТ» путем выдачи семи–восьми последовательных порций компонент топлива (КТ).

[1] Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого Министерства обороны Российской Федерации, Россия, г. Москва.

Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great of the Ministry of Defense of the Russian Federation, Russia, Moscow.

[2] Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «Конструкторское бюро транспортно-химического машиностроения», Россия, г. Москва.

Filial «TsENKI» – «Design Bureau for Chemical Transport Engineering», Russia, Moscow.

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

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

[4] ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

Метод отличается высокой точностью, но имеет ряд недостатков, основными из которых является увеличение времени выдачи дозы примерно в два раза и большая трудоемкость процесса заправки.

1. Постановка вопроса

Основной задачей является создание весоизмерительного устройства, технические характеристики которого обеспечивали бы заправку бака РБ «ФРЕГАТ» из ТЗК за одну порцию.

Диапазоны выдаваемых доз компонентов топлива для различных модификаций РБ «ФРЕГАТ» составляют: для горючего – от 600 кг до 1200 кг, для окислителя – от 1200 кг до 2400 кг.

Погрешность заправки должна быть не более 0,3% от массы выдаваемой дозы.

Для обеспечения заправки двух баков РБ на космодром Куру компонент поставляется в ТЗК емкостью 3,8 м^3. Масса такого ТЗК с окислителем – свыше 8 т, что требует применения весоизмерительного устройства с максимальной погрузкой (Max) 10 т. Более целесообразно производить поставку компонента в ТЗК с V=2 м^3, что достаточно для заправки одного бака. Собственная масса таких ТЗК не превышает 1500 кг, а масса брутто с окислителем 4100 кг. Таким образом, для заправки одного бака РБ из ТЗК потребуются весоизмерительные устройства с Max 5000 кг.

2. Принцип действия и конструкция весоизмерительного устройства

Для решения поставленной задачи было разработано весоизмерительное устройство, состоящее из двух основных частей: модуля взвешивающего (МВ) и терминалов весовых (ТВМ).

Для повышения надежности работы в устройстве имеются два измерительных канала, каждый из которых включает в себя четыре датчика веса, блок аналогово-цифрового преобразования АЦП-М и терминал весовой ТВМ. Устройство получило название УВПД-5000, т.е. устройство весоизмерительное платформенное двухканальное с максимальной нагрузкой 5000 кг.

Функциональная схема устройства представлена на рисунке 1.

МВ имеет в своем составе грузоприемную платформу (ГПП), опорную раму с регулируемыми шарнирными опорами, узлы арретирования, восемь датчиков веса и два блока АЦП-М. Четыре датчика веса ДВТ1.1÷ДВТ1.4 консольного типа закреплены по углам грузоприемной платформы, а датчики ДВТ2.1÷ДВТ2.4 закреплены по углам опорной рамы.

Нагрузка от ТЗК, установленного на ГПП, передается на ДВТ1.1÷ДВТ1.4 и далее через маятниковые самоустанавливающиеся опоры – на датчики ДВТ2.1÷ДВТ2.4.

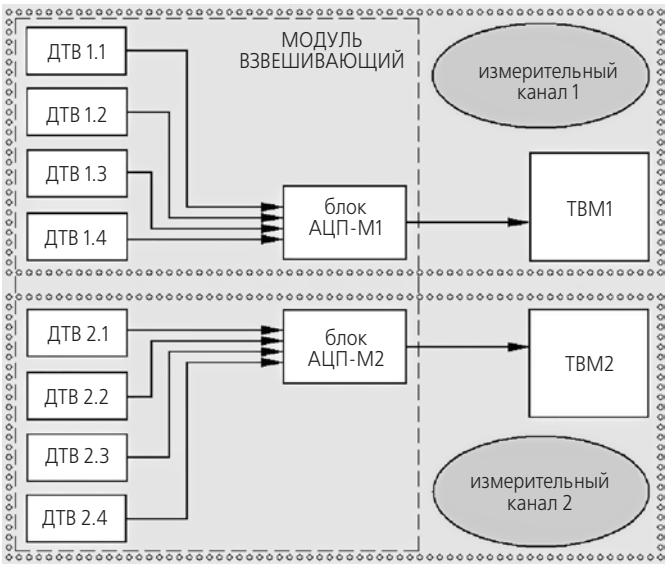


рисунок 1. Функциональная схема УВПД

Датчики вырабатывают аналоговые электрические сигналы, пропорциональные приложенной нагрузке, которые от разных групп датчиков подаются соответственно на блоки АЦП-М1 и АВЦ-М2. В блоках АЦП-М сигналы преобразовываются в цифровые коды, которые подаются на вход терминалов весовых ТВМ1 и ТВМ2. В терминалах сигналы обрабатываются по специальным алгоритмам, обеспечивающим высокое соотношение сигнал/шум, преобразовываются в единицы массы, результат взвешивания индицируется на цифровых табло терминалов.

Блоки АЦП-М и ТВМ являются интеллектуальными приборами, имеющими в своем составе микропроцессоры.

При разработке приборов исходили из следующих положений:

- информация о юстировочных коэффициентах хранится в блоках АЦП-М, там же хранится информация о максимальной нагрузке и заводском номере устройства;
- при подключении АЦП-М и ТВМ информация с АЦП-М передается в ТВМ и может быть отображена на его цифровом табло.

Такой подход позволит создать универсальную измерительную систему, в которой любой канал любого модуля МВ (модули могут отличаться габаритами и максимальной нагрузкой) может быть подключен к любому из терминалов. Это исключает влияние человеческого фактора при сборке весоизмерительного устройства и позволяет использовать только два терминала при любом числе модулей взвешивающих.

Остановимся на некоторых конструктивных и схемных решениях.

Все элементы конструкции МВ выполнены из нержавеющей стали. Модуль накрыт герметичной крышкой, предотвращающей попадание компонента внутрь модуля при проливе. Конструкция модуля

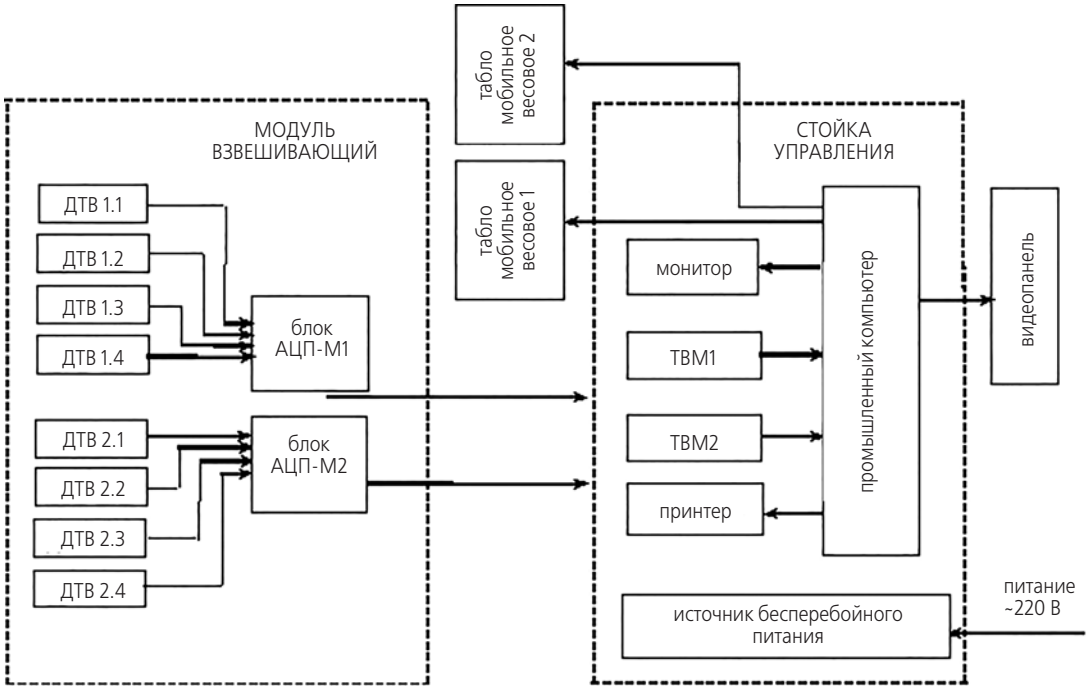


рисунок 2. Подключение дополнительного оборудования к УВПД-5000

позволяет перемещать его в пределах заправочной станции, устанавливать на пол, при этом не требуется дополнительной юстировки. Модуль имеет необходимые устройства для перемещения его краном или погрузчиком.

УВПД выполнено во взрывозащищенном исполнении. Датчики веса имеют вид защиты «I – искробезопасная цепь» (маркировка 0ExiaIICT6/T5X). Корпус блока АЦП-М представляет собой взрывозащищенную оболочку, маркировка блока АЦП-М 1Exd[ib] IIBT6.

Устройство УВПД прошло сертификацию по взрывозащите. Получен сертификат № ТС RU C-RU. ГБ06.В00140 о соответствии УВПД требованиям регламента Таможенного союза.

Терминал весовой имеет два режима работы: весовой режим и режим дозирования.

Выдача дозы производится в режиме дозирования. Предварительно в память прибора вводится значение заданной дозы (с учетом поправки на газ). После проведения предварительных операций (пролив магистралей и т.д.) на табло ТВМ индицируется значение введенной дозы.

После открытия отсечного вентиля показания начинают убывать, и при достижении нулевых показаний оператор вручную закрывает отсечной вентиль. При выдаче дозы в режиме дозирования работают оба измерительных канала, один из которых назначается основным, и по нему ведется отсечка дозы, второй канал – резервный. При выходе из строя основного канала без прекращения дозирования происходит переход на резервный канал.

УВПД может быть оснащено дополнительным оборудованием, состоящим из промышленного компьютера (ПК), источника бесперебойного питания, принтера, табло мобильного весового, видеопанели (рисунок 2).

Оборудование, включая оба ТВМ, размещается в 19-дюймовой стойке и образует стойку управления. Сигнала от ТВМ1 и ТВМ2 по RS-232 передаются в промышленный компьютер. ПК визуализирует и протоколирует процесс заправки, индицирует необходимые показания на экране монитора и на видеопанели. Информация о массе дозы передается на два мобильных табло, размещенных в зале заправки. По показаниям табло операторы закрывают отсечной вентиль на щите выдачи и вентиль на борту РБ.

Внешний вид модуля взвешивающего и стойки управления приведен на рисунке 3.

рисунок 3. Устройство весоизмерительное платформенное двухканальное УВПД-5000 со стойкой управления

3. Технические характеристики

Технические характеристики серийно выпускаемых весов должны удовлетворять требованиям ГОСТ Р 53228-2008 для отечественных весов и OIML R76-1 для весов производства ЕС и США.

В соответствии с ГОСТ Р 53228-2008 предел допускаемой погрешности весов для статического взвешивания равен: ±e в диапазоне от Min до 500e; ±2e в диапазоне от 500e до 2000e; ±3e в диапазоне свыше 2000e; где e – поверочное деление весов, Min=2e – минимальная нагрузка весов.

Для весов с Max=5000 кг и e=1 кг при установке заполненного ТЗК (4000 кг) погрешность попадает в зону максимальной погрешности ±3 кг. При этом получается, что погрешность выдачи дозы не зависит от величины дозы, т.е. погрешность выдачи дозы в 100 кг будет равна погрешности выдачи 2000 кг.

Проведенные ранее исследования с опытными образцами различных весоизмерительных устройств позволили прийти к выводу, что весоизмерительные устройства, работающие в системах заправки, могут иметь два режима работы: режим статического взвешивания и режим взвешивания выданной дозы. Для первого режима предел допускаемой погрешности определяется положениями ГОСТ Р 53228-2008, а во втором режиме погрешность взвешивания дозы нормируется в зависимости от величины выдаваемой дозы. Этот подход был развит в совместной работе с ФГУП «ВНИИМС» (Всероссийский НИИ метрологической службы), в результате которой успешно прошли испытания в целях утверждения типа устройства для работы в системах заправки.

На основании рассмотренного подхода были разработаны технические условия (*Устройства весоизмерительные двухканальные УВПД*, 2014), в которых приведен ы технические характеристики УВПД-5000 (таблица 1).

Для подтверждения приведенных характеристик была разработана программа испытаний в целях утверждения типа, проведены испытания и получено свидетельство об утверждении типа УВПД (*Устройства весоизмерительные двухканальные УВПД*, 2014).

Испытания проводились в сентябре 2013 года.

При испытаниях определялась фактическая погрешность УВПД при статическом взвешивании. Результаты приведены в таблице 2.

Видно, что фактическая погрешность обоих измерительных каналов находится в пределах от −0,2 кг до +0,3 кг, что в 5÷10 раз меньше пределов допускаемой погрешности в соответствии с требованиями описания типа (*Устройства весоизмерительные двухканальные УВПД*, 2014).

Были проведены циклы испытаний, в которых устройство арретировали, перемещали на другое место и снова проводили измерения.

Заметной дополнительной погрешности выявлено не было: показания по обоим каналам при нагрузке в 5000 кг находились в пределах от 5000,0 кг до 5000,4 кг. Аналогичная картина наблюдалась и при наклоне взвешивающего модуля в пределах, определенных рисками встроенных уровней.

Проводились также испытания, направленные на подтверждение характеристик УВПД-5000 в режиме выдачи дозы.

таблица 1 – Технические характеристики УВПД-5000

№ п/п	наименование параметра	значение параметра
1	максимальная нагрузка, Max, кг Max_1 Max_2	 2500 5000
2	минимальная нагрузка, Min, кг	10
3	максимальная масса выдаваемой дозы, МахД, кг	2500
4	минимальная масса выдаваемой дозы, MinД, кг	10
5	действительная цена деления, d, кг	0,1; 0,5
6	поверочное деление, e, кг в диапазоне от 10 кг до 2500 кг в диапазоне от 2500 кг до 5000 кг	 0,5 1,0
7	предел допускаемой погрешности при статическом взвешивании, кг в диапазоне от 10 кг до 250 кг включительно в диапазоне от 250 кг до 1000 кг включительно в диапазоне от 1000 кг до 2500 кг включительно в диапазоне от 2500 кг до 5000 кг включительно	 ±0,5 ±1,0 ±1,5 ±3,0
8	предел допускаемой погрешности взвешивания дозы в диапазоне выдаваемых доз, кг от 10 кг до 250 кг включительно от 250 кг до 1000 кг включительно от 1000 кг до 2500 кг включительно	 ±0,5 ±1,0 ±1,5
9	диапазон рабочих температур, °С	от +15 до +25
10	изменение температуры за время выдачи дозы, не более, ºС	2

таблица 2 – Результаты определения погрешности нагруженных УВПД-5000

№ п/п	масса гирь, установленных на ГПУ L, кг	показания ТВМ1 I_1, кг		показания ТВМ2 I_2, кг		абсолютная погрешность канала 1 E_1, кг	абсолютная погрешность канала 2 E_2, кг	пределы допускаемой погрешности Mpe, кг
		нагружение	разгружение	нагружение	разгружение			
1	0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	±0,5
2	10	10,00	10,00	10,00	10,00	0,00	0,00	±0,5
3	250	250,00	250,00	250,00	250,00	0,00	0,00	±0,5
4	1000	999,90	999,80	999,90	1000,00	–0,20	–0,10	±1,0
5	1500	1499,90	1499,80	1499,90	1500,00	–0,20	–0,10	±1,5
6	2000	1999,90	1999,80	1999,90	2000,00	–0,20	–0,10	±1,5
7	2500	2499,90	2499,70	2500,00	2500,00	–0,30	0,00	±1,5
8	3000	2999,90	2999,70	3000,00	3000,00	–0,30	0,00	±3,0
9	3500	3499,80	3499,70	3500,10	3500,10	–0,30	+0,10	±3,0
10	4000	3999,80	3999,70	4000,10	4000,10	–0,30	+0,10	±3,0
11	4500	4499,80	4499,80	4500,20	4500,20	–0,20	+0,20	±3,0
12	5000	5000,00	5000,00	5000,30	5000,30	0,00	+0,30	±3,0
Установлена действительная цена деления d=0,1 кг								

Заправка РБ длится около 4 часов. За это время не должно быть заметно изменений показаний устройства, вызванных ползучестью датчиков. Устройство нагружали 5000 кг и в течение 4 часов снимали показания.

Изменения показаний первого измерительного канала составили +0,2 кг. Изменения показаний второго измерительного канала составили −0,1 кг.

Таким образом, вклад в погрешность УВПД, вносимый ползучестью, можно считать малым.

При заправке РБ происходит разгружение УВПД. Поэтому были проведены следующие испытания: платформу устройства нагружали до 5000 кг, выдерживали под этой нагрузкой 3 часа, обнуляли показания обоих измерительных каналов и производили разгружение УВПД в диапазоне от 0 до 2500 кг (МахД). Результаты испытаний приведены в таблице 3.

Видно, что фактическое значение погрешности в пять раз меньше пределов допускаемой погрешности.

Проводили определение погрешности взвешивания выданной дозы. Платформу УВПД нагружали до нагрузки 4000 кг. В память ТВМ1 и ТВМ2 вводили заданное значение дозы компонента топлива (1000 кг; 2000 кг), переводили ТВМ в режим дозирования, выдавали дозу путем снятия гирь и регистрировали показания ТВМ. Было проведено по пять измерений для доз в 1000 кг и 2000 кг. Результаты приведены в таблице 4.

Из таблицы 4 видно, что при выдаче доз компонента топлива в 1000 кг и 2000 кг погрешность взвеши-

таблица 3 – Результаты определения погрешности УВПД-5000 при разгружении

№ п/п	масса гирь, снятых с ГПУ L, кг	показания ТВМ1 I_1, кг	показания ТВМ2 I_2, кг	пределы допускаемой погрешности Mpe, кг	абсолютная погрешность канала 1 E_1, кг	абсолютная погрешность канала 2 E_2, кг
1	0	0,00	0,00	±0,5	0,00	0,00
2	10	10,00	10,00	±0,5	0,00	0,00
3	100	100,10	100,10	±0,5	+0,10	+0,10
4	250	250,10	250,10	±0,5	+0,10	+0,10
5	400	400,10	400,20	±1,0	+0,10	+0,20
6	500	500,20	500,20	±1,0	+0,20	+0,20
7	1000	1000,20	1000,20	±1,0	+0,20	+0,20
8	1500	1500,20	1500,20	±1,5	+0,20	+0,20
9	2000	2000,20	2000,30	±1,5	+0,20	+0,30
10	2500	2500,20	2500,30	±1,5	+0,20	+0,30

таблица 4 – Результаты определения погрешности выданной дозы

№	первоначальная нагрузка, кг	заданная доза (Мз), кг	масса фактически выданной дозы, равная массе снятых гирь ($М_ф$=L), кг	показания ТВМ, кг $М_{твм}$		погрешность Mpe_d ($М_ф$−Мз−$М_{твм}$), кг		пределы допускаемой абсолютной погрешности, кг
				ТВМ1	ТВМ2	ТВМ1	ТВМ2	
1	4000	1000	1000	−0,30	−0,10	+0,30	+0,10	±1
2			1000	−0,20	−0,10	+0,20	+0,10	±1
3			1000	−0,20	−0,10	+0,20	+0,10	±1
4			1000	−0,30	−0,10	+0,30	+0,10	±1
5			1000	−0,20	0,00	+0,20	0,00	±1
1	4000	2000	2000	−0,30	−0,20	+0,30	+0,20	±1,5
2			2000	−0,20	−0,10	+0,20	+0,10	±1,5
3			2000	−0,20	−0,10	+0,20	+0,10	±1,5
4			2000	−0,20	−0,10	+0,20	+0,10	±1,5
5			2000	−0,20	−0,10	+0,20	+0,10	±1,5

таблица 5 – Результаты контрольного определения погрешности нагруженного УВПД

№ п/п	вес, кг	показания (канал 1), кг		показания (канал 2), кг		абсолютная погрешность канала 1 E_1, кг	абсолютная погрешность канала 2 E_2, кг	пределы допускаемой погрешности *Mpe*, кг
		прямой ход ↓	обратный ход ↑	прямой ход ↓	обратный ход ↑			
1	0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	±0,5
2	10	10,00	10,00	10,00	10,00	0,00	0,00	
3	250	250,00	250,10	250,00	250,00	+0,10	0,00	
4	500	500,00	499,90	500,00	499,90	−0,10	−0,10	±1
5	1000	1000,00	999,90	999,90	999,90	−0,10	−0,10	
6	1500	1499,90	1499,90	1499,90	1499,90	−0,10	−0,10	±1,5
7	2000	2000,00	1999,90	1999,80	1999,90	−0,10	−0,10	
8	2500	2500,00	2499,90	2499,90	2500,00	−0,10	−0,10	
9	3000	2999,90	2999,80	2999,90	3000,10	−0,20	±0,10	±3
10	3500	3500,00	3499,90	3500,10	3500,20	−0,10	+0,20	
11	4000	4000,00	4000,00	4000,10	4000,30	0,00	+0,30	
12	4500	4500,00	4500,10	4500,20	4500,30	+0,10	+0,30	
13	5000	5000,30	5000,30	5000,40	5000,40	+0,30	+0,40	

вания дозы находится в пределах от ±0,1 кг до 0,3 кг при допуске по ТУ, равному ±1 кг÷±1,5 кг. Допуск на погрешность выдачи дозы в бак РБ составляет ±3 кг для дозы 1000 кг и ±6 кг для дозы 2000 кг.

Исследовали также долговременную стабильность показаний УВПД-5000.

Для этого через год (23.09.2014) провели контрольное определение погрешности нагруженного УВПД. Было проведено три серии измерений. В таблице 5 приведены результаты серии, в которой значения погрешности были максимальными.

Из таблиц 2 и 5 видно, что за год показания первого канала при нагрузке в 5000 кг изменились на +0,3 кг, а второго – на +0,1 кг. Здесь следует отметить, что при такой нагрузке изменения в пределах 0,3 кг наблюдаются и в сериях измерений, проводимых в один день, что не удивительно, ибо погрешность в ±0,3 кг в относительных величинах соответствует значению 0,006% от взвешиваемого груза. Таким образом, можно утверждать, что не наблюдается заметного ухода юстировочной характеристики за межповерочный интервал в 1 год.

Таким образом, проведенные исследования показали, что фактические значения погрешности УВПД-5000 в несколько раз меньше заявленных по ТУ.

4. Оценка погрешности выдачи дозы

В описании типа (*Устройства весоизмерительные двухканальные УВПД*, 2014) определена погрешность взвешивания выданной дозы (обозначим $\Delta_{вз.д}$), в то время как НПО имени С.А. Лавочкина предъявляет требования к погрешности выдачи дозы ($\Delta_{выд.д}$).

Погрешность выдачи дозы включает в себя $\Delta_{вз.д}$ и погрешность отсечки дозы $\Delta_{отс}$. Необходимо соблюдение условия

$$\Delta_{вз.д}+\Delta_{отс}\leq\Delta_{выд.д},$$

где $\Delta_{выд.д}$ не более 0,3% от массы заданной дозы.

Поскольку $\Delta_{отс}$ при ручном дозировании в основном определяется субъективным фактором, ее невозможно объективно пронормировать. При описанном методе выдачи дозы от величины дозы к нулю погрешность отсечки будет равна показаниям ТВМ после проведения отсечки, т.е. $\Delta_{отс}=I$.

Результат выдачи дозы следует записывать в виде

$$M_{д.выд}=(M_{д.зад}-I)\pm\Delta_{вз.д},$$

где $M_{д.выд}$ – масса выданной дозы;

$M_{д.зад}$ – масса заданной дозы.

Здесь под $M_{д.зад}$ подразумевается значение дозы, которое необходимо заправить в баки РБ. В память терминала следует вводить значение

$$M^{*}_{д.зад}=M_{д.зад}-M_{газа},$$

где $M_{газа}$ – поправка на вытесняющий газ.

К вопросу о погрешности отсечки. Были проведены эксперименты по оценке $\Delta_{отс}$. Для этого на платформу УВПД-5000 нагрузили 3800 кг гирь, установили заправочную емкость V=200 л. Собрали схему, которая описана в работе (*Борисов В.Г. и др.*, 2013), и произвели выдачу 19 доз по 10 кг в контрольную емкость, установленную на весы ВКС-100. Фактическая погрешность весов ВКС-100 не превышала ±5 г в диапазоне от 1 до 50 кг.

Эти измерения проводились при уменьшенной дискретности отсчета, равной 50 г (или 0,001% от Max_2).

Выдачу дозы проводили при постоянной массе воздуха в заправочной емкости, поэтому поправку на массу воздуха не вводили. Поправка на массу воздуха, вытесненного из открытой контрольной емкости, составила 12 г, ее учитывали.

Результаты представлены на рисунке 4, на котором приведены отклонения массы фактически выданной дозы (по показаниям ВКС-100) от заданной дозы в 10 кг.

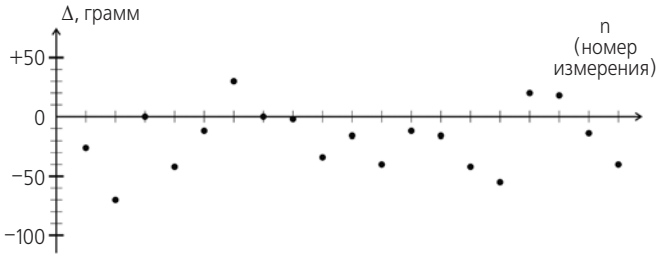


рисунок 4. Отклонение массы фактически выданной дозы от заданной дозы в 10 кг

Видно, что эти отклонения находятся в пределах от −70 г до +30 г, т.е. погрешность отсечки $\Delta_{отс}$ пренебрежимо мала по сравнению с допустимой погрешностью выдачи дозы.

5. Технология заправки РБ «ФРЕГАТ» с помощью УВПД-5000

Для заправки РБ устанавливаются два УВПД-5000, на которые устанавливаются ТЗК с V=2 м^3. Собирается схема, которая закольцовывает оба ТЗК и позволяет провести одновременно пролив всех магистралей.

Последовательно производится заправка баков РБ из ТЗК № 1 по показаниям УВПД № 1, а затем из ТЗК № 2 – по показаниям УВПД № 2.

Возможно также рассмотреть вариант заправки, при котором одновременно из двух ТЗК, установленных на двух УВПД-5000, производится заправка двух баков РБ. Это позволит значительно сократить время заправки.

заключение

Разработано весоизмерительное устройство УВПД-5000, предназначенное для работы в системе заправки РБ «ФРЕГАТ» компонентами топлива.

Опытный образец устройства прошел испытания в целях утверждения типа, получено свидетельство об утверждении типа. Технические характеристики устройства позволяют обеспечивать заправку баков РБ «ФРЕГАТ» с требуемой точностью.

список литературы

Аристов В.П., Александров Л.Г., Ермаков В.Ю., Мартынов М.Б. и др. Модельные расчеты параметров состояния среды в пневмогидравлической системе двигательной установки КА «ФОБОС-ГРУНТ» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 2. С. 28-32.

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.

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.

Устройства весоизмерительные двухканальные УВПД: свидетельство об утверждении типа средств измерений RU.C.28004 А № 56671. Регистрационный номер 58366-14. 2014.

Статья поступила в редакцию 21.04.2015 г.

ОТ МИССИИ «ВЕГА» У КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ К МИССИИ «РОЗЕТТА» У КОМЕТЫ 67P/ЧУРЮМОВА – ГЕРАСИМЕНКО

Л.М. Зелёный[1],
академик РАН,
lzelenyi@rssi.ru;
L.M. Zelenyi

В статье сравниваются сведения, полученные аппаратами «ВЕГА» и «ДЖОТТО» при исследовании кометы 1P/Галлея в 1986 году, с результатами первого этапа исследований ядра кометы 67P/Чурюмова – Герасименко, выполненных аппаратами «РОЗЕТТА» и «ФИЛЫ». Рассмотрен ход выполнения задач миссии «РОЗЕТТА» и состояние аппаратов после выполнения посадки зонда «ФИЛЫ» на ядро кометы. Из-за отказов некоторых элементов посадочной техники, ряд экспериментов на поверхности ядра кометы выполнить не удалось.

Ключевые слова: КА «ВЕГА»; миссия «РОЗЕТТА»; кометы; спускаемые аппараты.

FROM THE «VEGA» MISSION NEAR COMET HALLEY TO THE «ROSETTA» MISSION NEAR COMET 67P/ CHURYUMOV – GERASIMENKO

Л.В. Ксанфомалити[1],
доктор физико-математических наук,
ksanf@rssi.ru;
L.V. Ksanfomaliti

The article compares the data acquired by «VEGA» and «GIOTTO» SC while studying the Comet 1P/Halley in 1986 with the results of the first phase of studies of the nucleus of comet 67P/Churyumov – Gerasimenko, performed by «ROSETTA» and «PHILAE» modules. The overview of the «ROSETTA» mission tasks implementation and the status of the modules after «PHILAE» probe landing on the comet nucleus are presented. Due to failures of some lander elements, a number of experiments on the nucleus of the comet were not carried out.

Key words: «VEGA» SC; «ROSETTA» mission; comets; descent vehicles.

введение

В предлагаемой статье приводится хроника событий первого этапа миссии «РОЗЕТТА» – «ФИЛЫ», а результаты первого этапа исследований ядра кометы 67P/Чурюмова – Герасименко сопоставляются с данными, полученными аппаратами «ВЕГА» и «ДЖОТТО» при исследовании кометы 1P/Галлея в 1986 году. Рассмотрены некоторые проблемы, возникшие при посадке спускаемого аппарата «ФИЛЫ» на поверхность ядра кометы.

Кратко напомним недавнюю историю исследований кометных ядер. Начало исследованиям с помощью космических аппаратов было положено советскими космическими миссиями «ВЕГА». Космические аппараты «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» были разработаны и созданы в НПО имени С.А. Лавочкина (*Космические аппараты серии 5ВК («ВЕГА-1», «ВЕГА-2»)*, 2010; *Долгополов В.П., Пичхадзе К.М., Суханов К.Г.*, 2011). В 1985 году комета Галлея проходила перигелий. В 1986 году 6 и 9 марта аппараты сблизились с ядром кометы Галлея (рисунок 1) – одной из крупнейших короткопериодических комет (*Sagdeev R.Z. et al.*, 1986).

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

Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

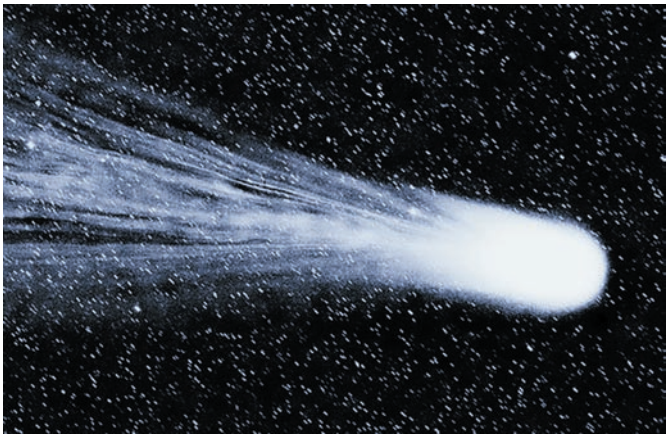


рисунок 1. Комета Галлея. Наземный снимок сделан в марте 1986 года

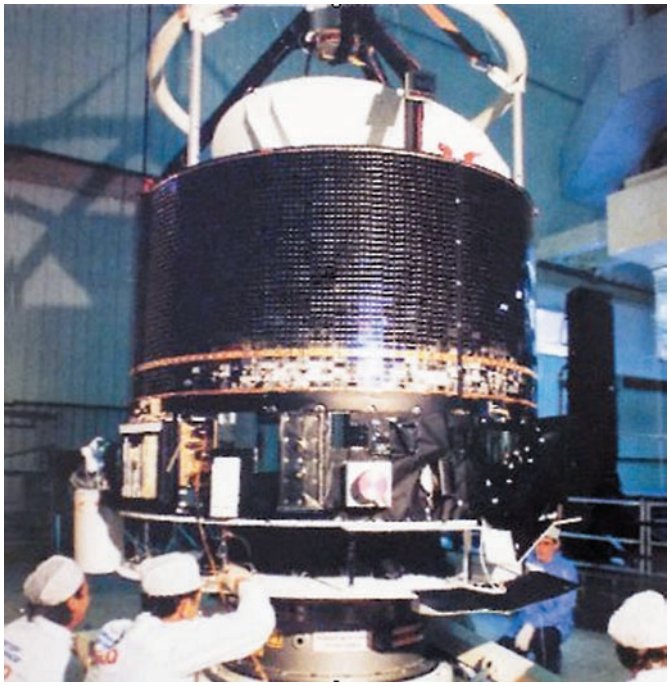
На рисунке 2 показаны исследовательские аппараты «ВЕГА-1» и «ДЖОТТО». Сближение аппаратов с ядром кометы происходило на встречных курсах, с огромной относительной скоростью – около 75 км/с$^{-1}$. Благодаря эффективной защите аппараты получили изображения ядра и детально исследовали состав пыли и газа, выбрасываемых ядром; магнитные поля и плазму, окружающие ядро кометы.

Затем, 8 марта 1986 года, аппарат «СУИСЕЙ» (Планета) Японского космического агентства (JAXA) прошел на большем расстоянии от ядра кометы Галлея. 14 марта 1986 года, космический зонд «ДЖОТТО» Европейского космического агентства (ESA) прошел в тесном сближении с ядром кометы.

1. Миссия «ВЕГА»

Научная нагрузка аппаратов «ВЕГА» включала большое число научных экспериментов, результаты 15-ти из которых были представлены уже в майском (специальном) выпуске журнала «Nature» (15–21 May 1986. Vol. 321, № 6067). Затем, по мере детальной обработки, они докладывались на многочисленных конференциях и публиковались в специальных научных изданиях. Аппараты «ВЕГА» впервые в истории космических исследований были оснащены ТВ-камерами с ПЗС-матрицами, без которых теперь не обходится ни одна цифровая фотокамера. Впервые, по мере приближения аппаратов к ядру кометы, ученые увидели, как на экранах всё четче выделялись радиально направленные струи пыли и газа, бьющие с дневной стороны ядра. Комета Галлея позволила получить ответы на многие проблемы, в решении которых существовали только гипотезы. В трёх независимых экспериментах регистрировались выбрасываемые ядром пылевые потоки, от 10^{-6} до 10^{-16} г, потоки нейтральных и ионизованных молекул и атомов, магнитные поля, тепловые и другие свойства ядра кометы. В таблице приводится сопоставление результатов миссий «ВЕГА» и «РОЗЕТТА». Следует

а



б

рисунок 2. Аппараты «ВЕГА-1» (**а**) и «ДЖОТТО» (**б**)

специально отметить, что, в отличие от «РОЗЕТТЫ», миссия «ВЕГА» проходила в крайне сложных условиях, когда каждая соударяющаяся с аппаратом частица несла кинетическую энергию, в 5000 раз превосходящую энергию такой же частицы, движущейся со скоростью винтовочной пули. Защита аппарата, созданного разработчиками НПОЛ, которыми в течение многих лет руководил В.М. Ковтуненко, выдержала сближение с ядром кометы. Аппараты «ВЕГА» прошли на расстоянии 8890 («ВЕГА-1») и 8030 км от ядра («ВЕГА-2»). Сопоставляя данные аппаратов «ВЕГА» и «РОЗЕТТА», следует помнить, что таких проблем у миссии «РОЗЕТТА» не было.

таблица – Сравнительные характеристики комет 1P/Галлея и 67P/Чурюмова – Герасименко, полученные во время космических миссий к их ядрам (по данным К.И. Чурюмова).

	комета 1P/Галлея	комета 67P/Чурюмова – Герасименко
дата открытия	1758 (первый предсказанный перигелий)	23 октября 1969 года
характеристики орбиты	эпоха 17 февраля 1994 года (JD 2449400.5)	эпоха 9 декабря 2014 года (JDT 2457000.5)
эксцентриситет	0.9671	0.6410
большая полуось (a)	17.8584 а. е.	3.4628 а. е.
перигелий (q)	0.5712 а. е.	1.2432 а. е.
афелий (Q)	35.082 а. е.	5.722 а. е.
период обращения (P)	75.5 лет	6.44 лет
наклонение орбиты	162.2366°	7.0401°
последний перигелий	9 февраля 1986 года	28 февраля 2009 года
следующий перигелий	28 июля 2061 года	13 августа 2015 года
долгота восходящего узла	58.9407°	50.1409°
аргумент перигелия	111.33249°	12.7868°
размеры	15.3×7.2×7.2 км	«голова» (меньшая часть) 2.6×2.3×1.8 км, «тело» (бóльшая часть) 4.1×3.3×1.8 км
масса	$2.2 \cdot 10^{14}$ кг	10^{13} кг
средняя плотность	550 ± 250кг/м³ (оценки варьируются от 200 до 1500 кг/м³)	470 кг/м³; пористость 70–80%
альбедо	0.04	0.03–0.05
сфотографировано	25% поверхности ядра кометы 1P/Галлея	около 70% поверхности ядра кометы 67P/Чурюмова – Герасименко
период вращения ядра вокруг собственной оси	52 часа	12.4 часа
химический состав ядра	водяной лед H_2O – около 80%, от 3 до 4% лед углекислого газа CO_2, угарный газ CO около 27%	водяной лед H_2O, углекислый газ CO_2, угарный газ CO
температура поверхности ядра	около 300–400 K (27–127°C) на расстоянии 0.9 а.е. от Солнца (после перигелия)	около -70°C на 3.7 а.е. от Солнца («горячие» пятна до -40°C)
газопроизводительность воды	$Q_{H2O}=4 \cdot 10^{29}$ c^{-1} на расстоянии 0.9 а.е. от Солнца (после прохождения перигелия)	$Q_{H2O} \approx 10^{27}$ c^{-1} на расстоянии 1.35 а.е. от Солнца (после прохождения перигелия) – наземные наблюдения
атомы и ионы	H, O, C, S, Na, K, Ca, V, Mn, Fe, Co, Ni, Cu, H^+, C^+, CO_2^+, Fe^+, Ca^+, CH^+, CN^+, N_2^+, H_2O^+, H_2S^+	сера (^{34}S), ионы натрия (Na^+), ионы магния (Mg^+)
молекулы	C_2, CH, CN, CO, CS, NH, OH, C_3, NH_2, H_2O, HCN, CH_3CN, S_2, HCO, NH_3, NH_4	вода (H_2O), угарный газ (CO), углекислый газ (CO_2), аммиак (NH_3), метан (CH_4), метанол (CH_3OH), формальдегид (CH_2O), сульфидводород (H_2S), циановодород (HCN), серный газ (SO_2), дисульфид угдерода (CS_2)
магнитное поле в коме, постепенный рост	до 75 – 80 нТл на расстоянии 0.9 а.е. от Солнца	до 100 – 110 нТл на расстоянии 3.4 а.е. от Солнца
изотопный состав	$D/H=(3.06 \pm 0.34) \cdot 10^{-4}$	$D/H=5.3 \pm 0.7 \cdot 10^{-4}$
отношение пыль/газ	≈1:7–8	≈4:1

Включая комету 67P/Чурюмова – Герасименко (67P/CG), аппаратами уже исследованы ядра 6 комет, это Вилд-2, Хартли-2, Борелли и Темпел-1 (рисунок 3).

Комета 67P/Чурюмова – Герасименко была открыта 23 октября 1969 года астрономами К. Чурюмовым и С. Герасименко в Астрономической обсерватории Киевского госуниверситета им. Т. Шевченко (КГУ) на пяти фотопластинках, полученных К. Чурюмовым, С. Герасименко и Л. Чирковой 9, 11 и 21 сентября 1969 года. Снимки были получены при выполнении программы патрулирования короткопериодических комет в астрономической экспедиции Киевского госуниверситета в Алма-Атинской обсерватории (*Churyumov K.I., Gerasimenko S.I.*, 1972; *Churyumov K.I.*, 2004; *Чурюмов К.И. и др.*, 2012). Комета регулярно наблюдается астрономами; с момента открытия она проходила перигелий шесть раз, в 1976, 1982, 1989, 1996, 2002 и 2009 годах.

Сближение комет с Юпитером часто переводит их с удаленных орбит во внутреннюю часть Солнечной системы. Комета 67P/CG, как полагают, пришла из пояса Койпера. Анализ орбитальной эволюции 67P/CG показывает, что до 1840 года ее перигелийное расстояние было 4.0 а.е. В том же году тесное сближение с Юпитером вызвало уменьшение перигелия её орбиты до 3.0 а.е., а в течение следующего столетия перигелий постепенно уменьшался до 2.77 а.е. Затем, в 1959 году, новое сближение с Юпитером уменьшило перигелий кометы всего до 1.29 а.е., и с тех пор орбита мало изменилась. В настоящее время комета завершает один оборот вокруг Солнца за каждые 6.45 года. Ранее XIX века, обратное интегрирование эволюции орбиты 67P/CG становится ненадежным.

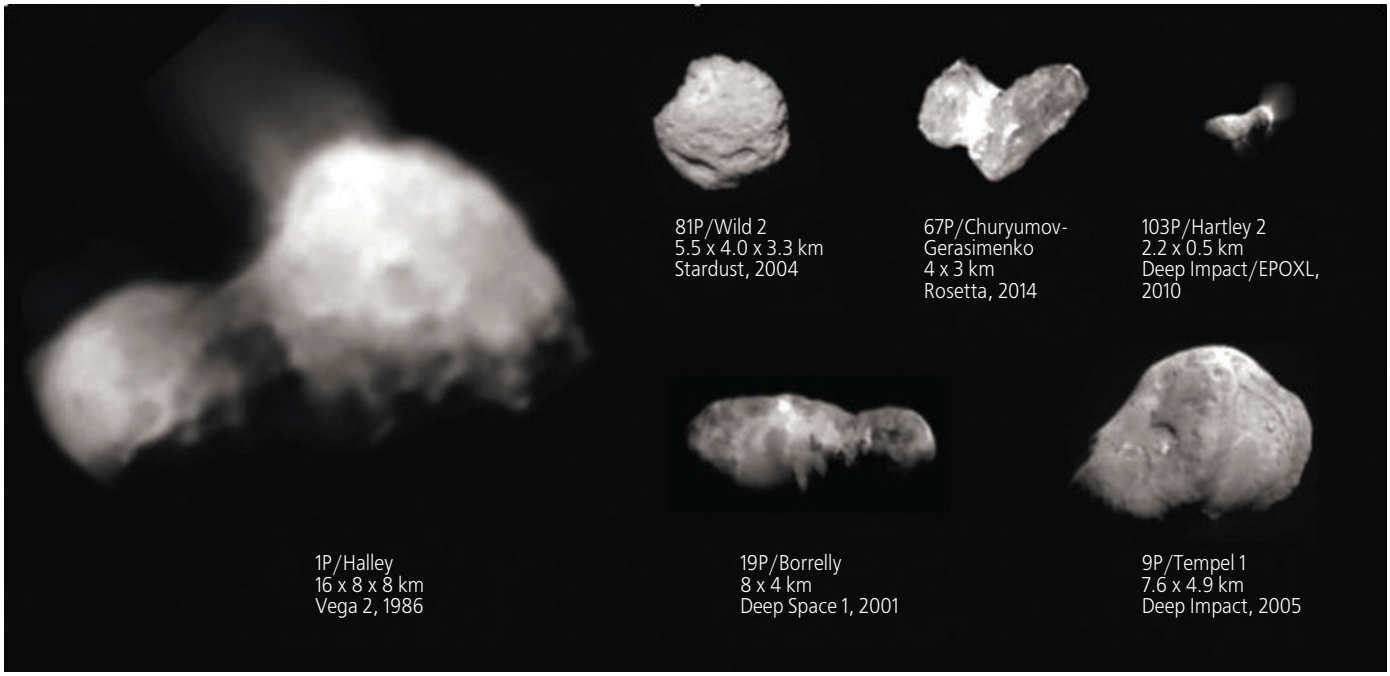


рисунок 3. На 2015 год исследованы шесть ядер комет (изображения приведены в масштабе). Указаны размеры и название миссии, которая исследовала кометное тело

2. Миссия «РОЗЕТТА»

Осуществление проекта «РОЗЕТТА» стало крупным событием в астрономии и космических исследованиях Солнечной системы. К сожалению, о самой миссии и результатах проведенных исследований российским ученым и специалистам известно мало. Поэтому авторы сочли целесообразным опубликовать хронику начальных этапов миссии, дополняемую лишь некоторыми научными результатами, из числа известных на конец 2014 года. На момент подготовки настоящей статьи выходят специальные выпуски журнала «Science», посвященные основным результатам орбитальной части миссии.

Название миссии «РОЗЕТТА» было взято как символ познания. Оно заимствовано из названия знаменитой египетской стелы – Розеттского камня. На каменной плите выбит текст тремя письменами на двух древних языках – на древнеегипетском и древнегреческом. Упоминание известных имен позволило прочесть древнеегипетскую клинопись. Название зонда «ФИЛЫ» также взято из древнеегипетского обелиска на острове Филы на реке Нил. На двуязычном обелиске упоминаются имена Птолемей и Клеопатра, что позволило расшифровать древнеегипетский текст.

Комета 67P Чурюмова – Герасименко была выбрана как цель миссии «РОЗЕТТА» ESA, после неудачной попытки запуска аппарата к комете Виртанена в 2002 году, когда произошёл отказ двигателей ракеты-носителя «АРИАН-5». Выбор цели ограничен и определяется несколькими обстоятельствами, в частности требованиями баллистики (объект должен находиться близко к плоскости эклиптики в момент встречи с аппаратом).

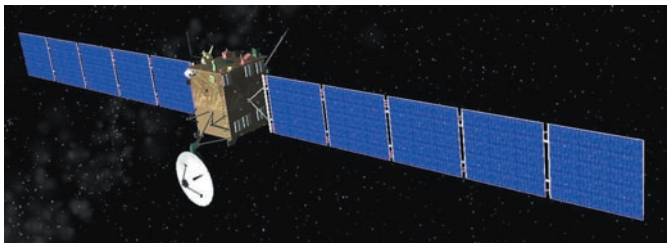


рисунок 4. Аппарат «РОЗЕТТА». Полная масса аппарата 2900 кг. Размах солнечных панелей (батарей) 32 м, суммарная площадь 64 м². На удалении от Солнца 3.4 а.е. панели вырабатывают 850 Вт, в перигелии 1,5 кВт электроэнергии. (С любезного разрешения ESA)

рисунок 5. Полет аппарата «РОЗЕТТА» включал сближение с астероидами Стейнс и Лютеция и четыре гравитационных маневра (С любезного разрешения ESA)

Аппарат «РОЗЕТТА» (рисунок 4) был запущен с космодрома Куру во Французской Гвиане 2 марта 2004 года. На полет к цели ушло более 10 лет, причем в полете аппарат сближался с астероидами Стейнс и

Лютеция. Баллистика полета предусматривала четыре гравитационных маневра, в том числе три – с возвращением к Земле и один у Марса (рисунок 5).

В начале августа 2014 года орбитальный аппарат «РОЗЕТТА» вышел на орбиту у ядра кометы 67P/CG. Уже 6 августа были получены подробные научные результаты. Посадка отделяемого посадочного модуля «ФИЛЫ» выполнялась 12 ноября 2014 года.

Основные технические характеристики аппарата «РОЗЕТТА»

габариты	2.8×2.1×2.0 м
габариты солнечных панелей	14×2.3 м
площадь солнечных панелей	2×32 м^2
размах солнечных панелей	32 м
полная масса аппарата	2900 кг
масса топлива	1670 кг
масса научной аппаратуры	165 кг
масса посадочного модуля	98 кг
производительность солнечных панелей:	395 Вт на удалении 5.25 а.е.; 850 Вт на удалении 3.40 а.е.
ожидаемое время функционирования	12 лет.

Аппарат «РОЗЕТТА» получает электроэнергию от двух солнечных панелей общей площадью 64 м², с мощностью в перигелии до 1500 Вт. Двигательная система включает 24 двухкомпонентных двигателя с тягой 10 Н каждый. Двигатели работают на монометилгидразине (горючее) и тетраоксиде азота (окислитель), с общим запасом 1670 кг. Связь аппарата с Землей осуществляется направленными антеннами от передатчиков на частоте 8 и 2 ГГц. Максимальная скорость передачи данных около 19 кбод. Во время спуска и посадки спускаемого аппарата «ФИЛЫ» 12 ноября 2014 года сигнал «РОЗЕТТЫ» достигал Земли только через 28 мин, поэтому все операции выполнялись автономно, а составление программы конкретных действий требовало весьма высокой квалификации специалистов.

Приборы, установленные на орбитальном аппарате «РОЗЕТТА»

(подчеркнуты названия комбинированных приборов):

ALICE – ультрафиолетовый картирующий спектрометр.

CONSERT – эксперимент по зондированию ядра кометы радиопросвечиванием.

COSIMA – масс-спектрометр кометных вторичных ионов.

GIADA – ударный анализатор и накопитель пылевых частиц.

MIDAS – система анализа пылевых частиц микроизображениями.

MIRO – микроволновый спектрометр орбитального аппарата.

OSIRIS – система изображений в оптике, спектроскопии и ИК-диапазоне.

ROSINA – спектрометр аппарата «РОЗЕТТА» для анализа ионов и нейтральных частиц.

RPC – консорциум плазменных экспериментов «РОЗЕТТА».

RSI – радиоволновые исследования.

VIRTIS – картирующий спектрометр оптического и теплового ИК-диапазона.

3. Дистанционное исследование кометы приборами орбитального модуля

Дистанционное исследование ядра кометы относилось и к задачам первой части миссии и будет продолжаться в дальнейшем. Основные количества выбрасываемых ядром летучих, как и ожидалось, оказались парами воды и углекислым газом. Но состав разреженной атмосферы кометы оказался богат и другими летучими. Газовый состав формирующейся комы (на период до ноября 2014) – это вода, окись углерода, двуокись углерода, аммиак, метан, метанол, формальдегид, сероводород, цианистый водород, диоксид серы, дисульфид углерода, сера и натрий, магний в пылевых частицах (измерения приборов VIRTIS и ROSINA). Сероводород содержит изотоп серы ^{32}S, а газообразная фаза – изотоп ^{34}S, что трудно объяснить и что указывает на особенности происхождения кометы. Размеры детектируемых пылинок составляют от нескольких десятков до нескольких сотен мкм (измерения COSIMA и GIADA), но есть и сантиметровые элементы. Данные, касающиеся газовых компонентов и пыли, уточнялись (и продолжают уточняться) в ходе измерений. Температура поверхности ядра, дистанционно измеренная приборами «РОЗЕТТЫ» на выбранных участках, оказалась около минус 70°С, что может соответствовать неплотному, «пушистому» пылевому слою. Но, как показано ниже, в дальнейшем выяснилось, что структура поверхности гораздо сложнее.

Комета 67P/CG классифицирована как пылевая, с отношением пылевых и газовых выбросов примерно 2:1. Максимальная производительность пыли в 2002/03 гг. оценивалась примерно в 60 кг/с, но в 1982/83 регистрировались выбросы до 220 кг/с.

Если нарастание активности кометы будет таким, как в 2003 и 2009 гг., развитие хвоста ожидается в середине июля 2015 года, а поздняя активность положительно скажется на работоспособности «РОЗЕТТЫ». Солнце будет в зените над экватором кометы за 120 дней до перигелия.

Геометрические и физико-химические параметры ядра и комы 67P/CG
(по исследованиям в 2014 года). Указаны приборы, с помощью которых выполнены измерения:

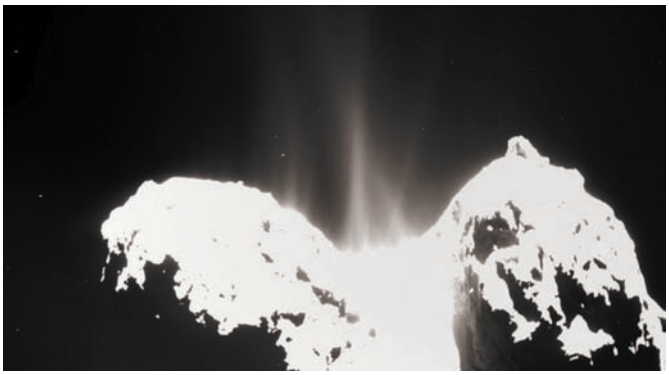
размеры («голова» – меньшая часть)
2.5×2.5×2.0 км – **OSIRIS.**
размеры («тело» – большая часть)
4.1×3.2×1.3 км – **OSIRIS.**
период вращения ядра
12,4043 часов – **OSIRIS.**
ось вращения:
α=69 градусов; δ=+64 градусов – **OSIRIS.**
масса ядра =10^{13} кг – **RSI.**
объем =25 км^3 – **OSIRIS.**
плотность =0,4 г/см^3 – **RSI/OSIRIS.**
скорость выделения водяного пара:
[Q] H_2O=300 мл/с (июнь 2014)
[Q] H_2O =1–5 л/сек (июль–август 2014) – **MIRO.**
температура поверхности
205–230 K (июль–август 2014) – **VIRTIS.**
подповерхностные температуры
25–160 K (август 2014) – **MIRO.**

Перечисленные выше многочисленные летучие в атмосфере кометы в известной мере были неожиданностью, так как комета находится еще далеко от Солнца и температура поверхности низка. Сравнение результатов экспериментов на «РОЗЕТТЕ» с более ранними наблюдениями указывает на новые, ранее не регистрировавшиеся составляющие. Связано ли это с относительно малой массой кометы, в 22 раз меньше массы кометы Галлея, или особенностями ее происхождения? Пока активность кометы невелика, а длина ее хвоста не превышает 20000 км.

На снимках можно видеть газообразные и пылевые выбросы (рисунок 6а), достигающие орбитального аппарата. Выбросы исходят, главным образом, от «седловины» ядра (рисунок 6б). Продолжение спектроскопических исследований на орбитальном аппарате позволило в начале декабря 2014 года установить, что пары воды, выбрасываемые ядром, значительно обогащены дейтерием по сравнению с водой океанов Земли. Если в воде Земли на 10^6 молекул обычной воды (H_2O) приходится 156 молекул «тяжелой» воды (HDO), т.е. 156 ppm, то измерения «РОЗЕТТЫ» дают отношение D/H около 530 ppm.

Вместе с другими этот результат относится к факторам, вызывающим постоянные дискуссии о происхождении океанов: кто принес на Землю воду океанов – планетезимали («заготовки» планет) или кометы? В какой-то мере «осредненной» можно считать оценку, что воды, принесенной кометами, в каждом стакане 30–40%. Разумеется, источников воды было много, и земные океаны представляют собой их смесь. Измерения для других комет тоже дают, как правило, близкие к земным отношения D/H. Более того, такие же отношения имеют и многие другие тела Солнечной системы.

а



б

рисунок 6. Газопылевые выбросы над седловиной ядра. (С любезного разрешения ESA)

Предполагается, что комета 67P пришла из пояса Койпера, расположенного в широком интервале орбит за орбитой Нептуна. Пока исследованы только две кометы этой группы, комета Хартли-2 и 67P/CG. Но отношение D/H у кометы Хартли-2 полностью совпадает с земным. Поэтому комета 67P своим отношением 530 ppm, несомненно, указывает на особенности своего происхождения, тем более, что это самое высокое из всех известных измерений D/H. Но кометы, пришедшие из наиболее удаленных областей Солнечной системы, из Облака Орта, своими

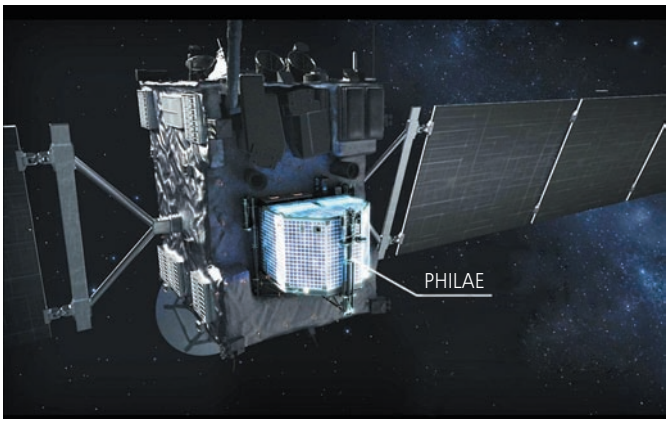


рисунок 7. Аппарат «РОЗЕТТА» с зондом «ФИЛЫ» до их разделения. (С любезного разрешения ESA)

отношениями D/H также отличаются от земных, хотя и не столь значительно. У кометы Галлея отношение D/H было вдвое больше земного (310 ppm). Отметим, что в процессе испарения воды с поверхности ядра кометы и ее переносе к орбите аппарата отношение D/H может несколько изменяться.

После предусмотренной в миссии посадки зонда «ФИЛЫ» его связь с Землей должна была осуществляться через орбитальный модуль, который для зонда восходит и заходит за горизонт. Возможная продолжительность радиоконтакта между зондом и орбитальным аппаратом определяется положением последнего на орбите, а также весьма длительным орбитальным периодом T_{orb} аппарата. При высоте орбиты R=20 км, на которой в дальнейшем зонд отделился от «РОЗЕТТЫ» и при массе ядра $M_c=10^{13}$ кг

$T_{orb} = 2\pi (R^3/GM_c)^{1/2} = 2\pi [(20\cdot10^3)^3/6.67\cdot10^{-11}\cdot10^{13})]^{1/2} =$
$= 191$ час,

G – гравитационная постоянная. Соответственно, на рабочих орбитах «РОЗЕТТЫ» с R=100, 30, 12 и 8 км орбитальные периоды T_{orb} составляют 620, 350, 88 и 48 час. Каждый маневр аппарата также требует тщательной оценки видимости зонда «ФИЛЫ», поскольку период вращения самого ядра 12.4 час.

4. Выбор места посадки и подготовка зонда «ФИЛЫ»

До отделения спускаемый аппарат «ФИЛЫ» находился в специальном гнезде на задней стороне «РОЗЕТТЫ» (рисунок 7) и оставался там до 12 ноября 2014 года.

Технические характеристики и приборы аппарата «ФИЛЫ»

узел	массы компонентов аппарата
конструкция	18.0 кг
система термоконтроля	3.9 кг
система энергоснабжения	12.2 кг
активное управление посадкой	4.1 кг
маховики угловой реакции	2.9 кг
посадочный механизм	10.0 кг
гарпуны	1.4 кг
центральная система управления данными	2.9 кг
телеметрия и связь	2.4 кг
блок общей электроники	9.8 кг
механическая система, кабели, балансировочная масса	3.6 кг
научные приборы	26.7 кг
всего	97.9 кг

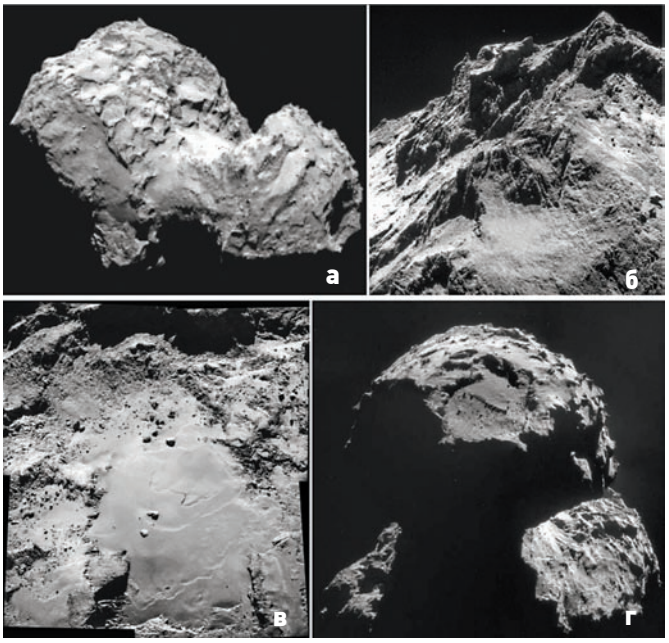


рисунок 8. Ядро кометы представляет собой раздвоенное тело неправильной формы (рисунок 8а), с размерами 1.3×3.2×4.1 км, две половины которого связаны более узкой «шейкой». В разных частях кометы видны крутые горные склоны, испещренные хребтами и провалами (рисунок 8б), а также равнинные участки (рисунок 8в). Один из равнинных участков находится на меньшей половине ядра кометы (рисунок 8г, вверху снимка). (С любезного разрешения ESA)

Энергопитание зонда «ФИЛЫ» имело два режима. На борту имелись две батареи. Первичная одноразовая батарея на 28 В, 1000 Вт-час обеспечивала все приборы и службы борта и полностью расходовалась в течение 60 часов. На втором этапе зонд должен был работать от перезаряжаемой вторичной аккумуляторной Ni-Cd батареи на 140 Вт-час, подзаряжаемой от солнечных панелей. Вторичная батарея включалась только после исчерпания энергии первичной. Солнечные панели зонда имеют площадь 2.2 м^2 и обеспечивают мощность до 32 Вт на расстоянии 3 а.е. от Солнца при условии прямого освещения. Солнечные панели покрывают пять из шести сторон аппарата.

Выбор места посадки был чрезвычайно сложной операцией. Первые снимки показывали, что комета представляет собой раздвоенное тело неправильной формы, размерами около 1.3×3.2×4.1 км (рисунок 8а). Последующие изображения демонстрировали как крутые горные склоны, испещренные провалами, хребтами и глыбами различных размеров (рисунок 8б), так и равнинные поля (рисунок 8в).

После изучения нескольких вариантов было одобрено место посадки, которое находится на небольшом равнинном участке меньшей части ядра, на внешней его стороне, вверху рисунка 8г. Наиболее подробный снимок показан на рисунке 9. На гладкой, как бы запорошенной, части шейки разбросаны крупные глыбы. У примыкающего к ней склона меньшей

половины ядра четко выделяется протяженная слоистая структура с резкой границей у более гладкой поверхности вверху. По-видимому, природа последней та же, как у обращенной к зрителю нижней половины рисунка 9. В обеих частях многочисленные следы ударных кратеров, имеющих разную глубину и разную сохранность. Видны грубые изломы поверхности. Светлые оттенки обманчивы, поверхность очень темная, геометрическое альбедо около 3%.

Глубокие тени не обязательно указывают на провалы: поверхность освещена прямым солнечным светом, рассеянного света практически нет. Так выглядит поверхность тела, мало изменившегося за 4.5 миллиарда лет, прошедших с возникновения Солнечной системы. Если не задумываться о происхождении слоистой стены на рисунке 9 и странной сдвоенности ядра, можно считать, что ядро 67P примерно соответствует ожиданиям ученых. Но, как выяснилось, тонкий пылевой слой скрывает новые неожиданности.

Приборы, установленные на спускаемом аппарате «ФИЛЫ»

(подчеркнуты названия комбинированных приборов).
Полезная нагрузка аппарата составляет 26.7 кг
и состоит из десяти научных приборов.
Вид аппарата показан на рисунке 10.

APXS (Alpha Proton X-ray Spectrometer) – спектрометр альфа-частиц и рентгеновского излучения.
COSAC (COmetary SAmpling and Composition) – комбинированный газовый хроматограф и масс-спектрометр для анализа образцов пород и летучих компонентов, включая органические вещества.

рисунок 9. Один из лучших снимков, сделанных аппаратом «РОЗЕТТА». Разрешение на снимке около 30–40 см. (С любезного разрешения ESA)

PTOLEMY (Methods Of Determining and Understanding Light elements) – прибор для измерения изотопных отношений в легких летучих компонентах ядра кометы.
CIVA (Comet Nucleus Infrared and Visible Analyzer) – шесть одинаковых микрокамер для панорамной съёмки поверхности, с матрицами по 1024×1024 пикселей.
ROLIS (Rosetta Lander Imaging System) – ПЗС-камера для съёмок во время спуска, с разрешением 1024×1024 пикселей.
CONSERT (Comet Nucleus Sounding Experiment by Radiowave Transmission) – радар для томографии ядра кометы путём измерения распространения электромагнитных волн от «ФИЛЫ» до «РОЗЕТТЫ» сквозь ядро.
MUPUS (MUlti-PUrpose Sensors for Surface and Sub-Surface Science) – датчики для измерения плотности, температурных и механических свойств поверхности до глубины 0.23 м.
ROMAP (Rosetta Lander Magnetometer and Plasma Monitor) – магнитометр и детектор плазмы для изучения магнитного поля ядра кометы и его взаимодействия с солнечным ветром.
SESAME (Surface Electric Sounding and Acoustic Monitoring Experiments) – три прибора для измерения свойств внешних слоёв кометы: CASSE (Cometary Acoustic Sounding Surface Experiment) – эксперимент по акустическому зондированию поверхности кометы, PP (Permittivity Probe) – исследование её диэлектрической проницаемости и DIM (Dust Impact Monitor) – измерение количества пыли, оседающей на поверхность.
SD2 (Drill, Sample, and Distribution subsystem) – бур для извлечения образцов горных пород с глубин до 23 см и доставки их для анализа в приборы PTOLEMY и COSAC.

5. Сложная посадка зонда «ФИЛЫ»

«ФИЛЫ» – это первый зонд для мягкой посадки на ядро кометы. 12 ноября 2014 года зонд был готов к спуску на комету.

Выбранное положение места посадки показано на рисунке 11. С одной стороны, предполагалась возможность удобного обзора примыкающих деталей поверхности, с другой – участок казался достаточно безопасным для посадки. Благодаря низкой гравитации, время спуска (фактически – падения на комету) достигло 7 час. Скорость V, с которой зонд опустился на поверхность, была около 1 м/с (точное значение зависит от высоты места над барицентром). Команда на отделение зонда была подана 12 ноября 2014 года в 08:35 GMT. Зонд отделился от корпуса «РОЗЕТТЫ» и спускался с высоты 20 км по баллистической (неуправляемой) траектории, с посадкой на поверхности

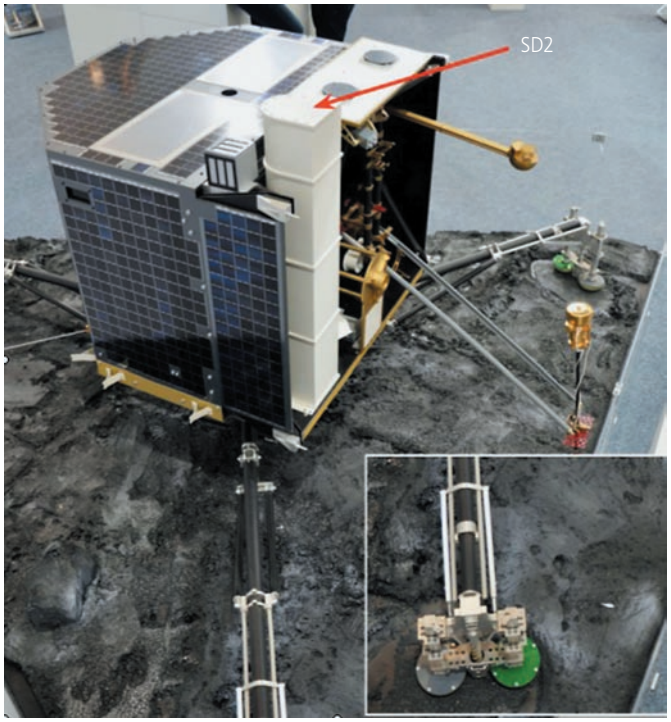


рисунок 10. Аппарат «ФИЛЫ» при лабораторных испытаниях. Три опоры несут часть научных приборов и ледобуры. Отмечен грунтозаборник SD2. На врезке ледовый бур, закрепляющий аппарат, работающий от энергии удара при посадке. (С любезного разрешения ESA)

кометы со скоростью около 1 м/с. Система из трех опор (см. рисунок 10) была снабжена устройствами, которые должны были ослабить первоначальный удар при посадке, чтобы избежать отскока. Три устройства – прижимной двигатель на верхней стороне зонда, ледобуры на опорах и вонзающиеся в поверхность гарпуны должны были предотвратить отскок.

Ледобуры, врезающиеся в поверхность, были установлены на каждой из опор (см. рисунок 10) и приводились в действие энергией удара при посадке. Затем в поверхность, со скоростью 70 м/с, должны были вонзиться гарпуны, которые отстреливались специальными пиропатронами. Прижимной двигатель был своеобразным ракетным устройством, работающим на холодном газе. Он должен был уменьшить отскок аппарата при ударе и уменьшить отдачу от стрельбы гарпунами. К сожалению, как показано ниже, ни одно из трех устройств свою задачу не выполнило.

Сообщения и комментарии, поступавшие из пресс-релизов ESA во время посадки и от участников экспериментов в ходе миссии, отличались некоторой несогласованностью. Так, ESA сообщило, что после семичасового спуска с орбитального аппарата, зонд «ФИЛЫ» приземлился всего в 50 метрах от намеченной точки (см. рисунок 11), что идеально подходило для работы. После сигнала о контакте с поверхностью, в соответствии с программой миссии, зонд подал команду на приведение в действие двух установленных на аппарате гарпунов, чтобы через

рисунок 11. Точка намеченной посадки зонда «ФИЛЫ». (С любезного разрешения ESA)

прикрепленные к ним тросы, закрепиться на поверхности кометы. Какое-то время казалось, что зонд действительно сел. Участники проекта в Европейском космическом центре в Дармштадте (Германия) начали торжествовать. Но из французского космического центра в Тулузе и контрольного посадочного центра в Кельне пришли сообщения, о том, что там наблюдают совсем другое состояние аппарата. Магнитометр показывал, что зонд все еще движется.

После сообщения о посадке аппарата у участников работы было около 50 часов, чтобы провести все намеченные научные эксперименты. Время ограничивалось емкостью уже упоминавшейся основной батареи зонда, около 1000 Вт-час. В действительности батарея давала энергию даже немного дольше: зонд работал в течение 7 часов во время спуска и 57 часов на поверхности. Другая (аккумуляторная) батарея начинает работать только после ее зарядки от солнечных вольтаических батарей, которые покрывают почти всю поверхность, пять из шести сторон аппарата. Предполагалось, что удачный выбор места посадки позволит получать достаточный ток от солнечных батарей при условии зарядки аккумуляторов в течение каждых 7 час за солнечные сутки ядра кометы (12.4 час).

В тот же день, но еще до отделения зонда, инженеры проекта сообщили, что система управления прижимным двигателем на зонде не отвечает на команды. (Напомним, что прижимной двигатель должен был удержать зонд на поверхности кометы и компенсировать силы реакции, пока отстреливаются гарпуны, для надежного закрепления аппарата на поверхности). Было ясно, что без прижимного двигате-

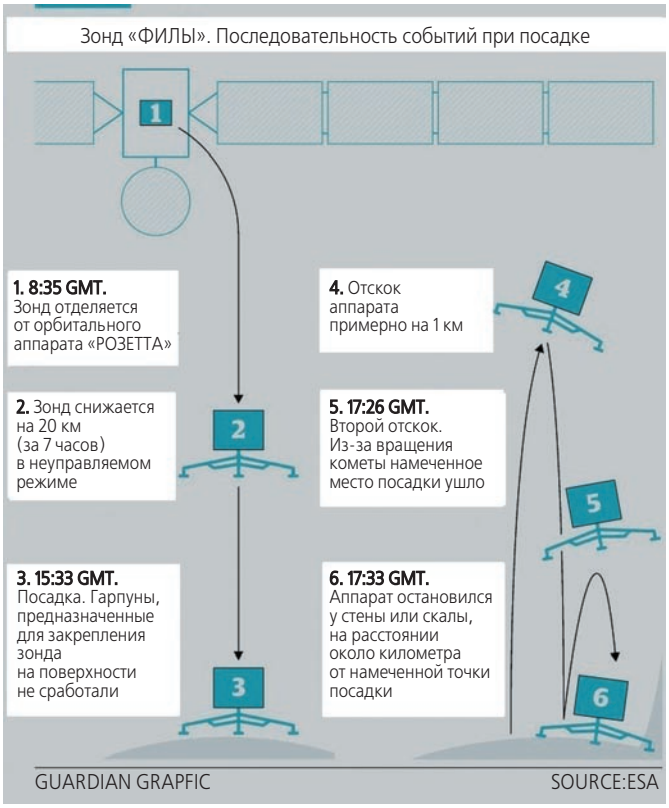


рисунок 12. Последовательность событий при посадке зонда «ФИЛЫ». (С любезного разрешения ESA и The Guardian)

ля посадка будет намного рискованнее. Тем не менее, решение перейти к посадке было принято. Возможно, это оказалось ошибкой, причем фатальной.

Аппарат приближался к цели и с высоты 40 м передал изображение поверхности (рисунок 13). Произошла посадка. К сожалению, оба гарпуна, которые должны были закрепить зонд на поверхности, так и не сработали (как и прижимной двигатель и ледобуры). Больше зонд на поверхности ничто не удерживало.

С учетом механической реакции от воздействия на грунт, шансы зонда закрепиться на месте посадки и выполнять научные задачи оставались неизвестными.

Единственно, что удерживало зонд от прыжка – это его ничтожный вес на поверхности кометы. Если предположить, что поверхность отстоит от гравицентра тела на r=1 км, ускорение свободного падения на комете

$$g_c = GM/r^2 = 6.67\cdot10^{-11}\cdot10^{13}/(10^3)^2 = 6.67\cdot10^{-4}\ м/с^2,$$

а вес аппарата при массе 100 кг составит около 0.07 Н. Три опоры аппарата, слегка погрузившись в неплотный слой, на глубине около 20 см встретились с твердой породой. Далее опоры спружинили и в 15:33 GMT отбросили аппарат от поверхности вверх (см. рисунок 12) со скоростью около 0.38 м/с. При столь низкой гравитации кометы, скорости аппарата в момент посадки (около 1 м/с) и его кинетической

рисунок 13. Вид поверхности в намеченной точке посадки с высоты 40 м. (С любезного разрешения ESA)

энергии около 50 Дж оказалось достаточно, чтобы зонд поднялся на высоту 1 км и спустился обратно только почти два часа спустя, в 17:26 GMT. Аппарат затем снова поднялся, но невысоко, а окончательно остановился в 17:33 GMT (рисунок 12). После первого контакта на это ушло около 2 часов.

6. Попытка идентифицировать место посадки зонда «ФИЛЫ»

Прыжки зонда поставили под сомнение всю миссию. Пока он взлетал и падал, комета продолжала вращаться, причем довольно быстро. Вместо плоской, открытой местности, беспрепятственно освещаемой Солнцем, под зондом оказались грубые каменные склоны и провалы.

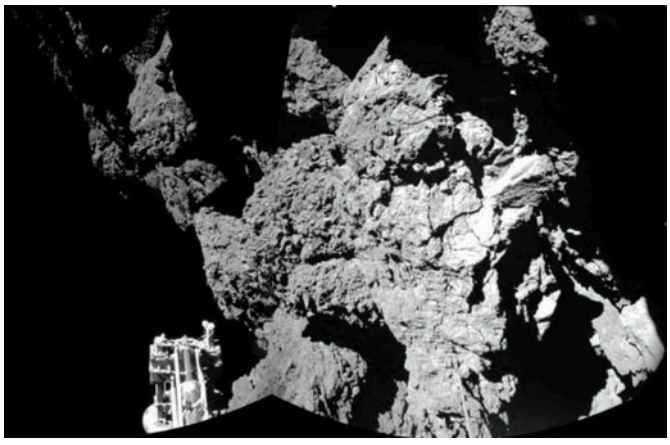


рисунок 14. Часть панорамы поверхности кометы, окружающей зонд «ФИЛЫ». Внизу видна одна из опор аппарата. (С любезного разрешения ESA)

Спускаемый аппарат, наконец, остановился, но остановился в крайне сложных условиях. ESA опубликовало панорамное изображение с зонда «ФИЛЫ», свидетельствующее о его неустойчивом положении. Зонд находится в углублении, среди высоких зазубренных каменных глыб, у глухой стены, причем одна его опора поднята, а сам аппарат почти весь находится в глубокой тени и на снимке не виден (рисунок 14).

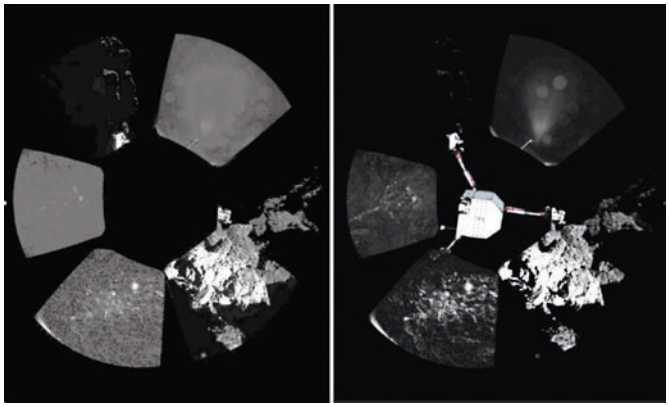


рисунок 15. Слева: панорама снимков прибора CIVA вокруг зонда «ФИЛЫ». Справа: такое положение должен занимать зонд, чтобы совместить его с предполагаемым положением концевых частей опор. (С любезного разрешения ESA)

Была сделана попытка приподнять аппарат, выдвигая и вращая бур SD2, и повернуть зонд, но неясно, удалось ли в результате увеличить освещенность солнечных батарей. Имелись сообщения, что солнечный свет все же освещает какую-то часть батарей в течение 1.5 часов за период вращения ядра (12.4 часа), но для их зарядки необходим минимум 5 часов. В дальнейшем сведения о какой-либо освещенности батарей не появлялись. Контакт с зондом был потерян утром 15 ноября, в 12:30 GMT, так как для зонда орбитальный аппарат ушел за горизонт.

Предполагалось, что на объединенных панорамных снимках, которые передал аппарат, видны две его опоры, причем сообщалось, что одна из них, вероятно, не касается грунта. Поверхность в месте посадки отличается наличием высоких заостренных глыб и провалов (см. рисунок 14). Сам аппарат, по-видимому, находится в углублении. В дальнейшем на снимках с орбитального аппарата удалось проследить районы, над которыми зонд находился до и после первого отскока в 15:33 GMT, но это уже ничего не меняет.

Также была сделана попытка получить сведения о положении аппарата, и прежде всего об освещенности солнечных батарей. Для этого использовались снимки шести камер CIVA (рисунок 15), которые охватывают все окружение аппарата и дополняют рисунок 14, где скомбинированы снимки двух камер. Предполагалось, что на противоположной стороне, где видна черная стена, различается другая опора. На снимках представлена плохо освещенная поверхность. Возможно, что верхний (серый) кадр рисунка 15 – это небо, короткая белая линия на нем – конец штыревой антенны прибора CONSERT.

Снимки прибора CIVA должны образовать полную панораму места посадки зонда. На рисунке 15 вверху слева – темный объект со светлым пятном в нижней части. Предполагалось, что яркое светлое пятно – это вторая опора аппарата. Была сделана попытка поместить изображение зонда на рисунок так, чтобы его опора зонда совместилась с положением светлого пятна (правая половина рисунка 15). Но тогда аппарат должен быть освещен, хотя бы частично. Вероятно, он находится в достаточно глубокой яме. Несмотря на детальные снимки, получаемые с «РОЗЕТТЫ», место, где находится зонд «ФИЛЫ», точно установить не удается.

Авторам статьи удалось обработать изображение темной стены. Оказалось, что это выступающая глыба (рисунок 16, слева). Более того, если присмотреться, освещенный участок внизу, в виде трапеции – это поверхность глыбы, а вовсе не опора аппарата. В связи с этим попытка определить положение зонда путем совмещения изображений опор аппарата с двумя белыми пятнами (см. рисунок 15), по-видимому, несостоятельна, так как показывает, что аппарат должен быть виден. Но его не видно, аппарат находится в углублении, и выступает только одна его опора. Такое положение аппарата подтверждается концом штыревой антенны прибора CONSERT, заметной на верхнем снимке рисунка 15.

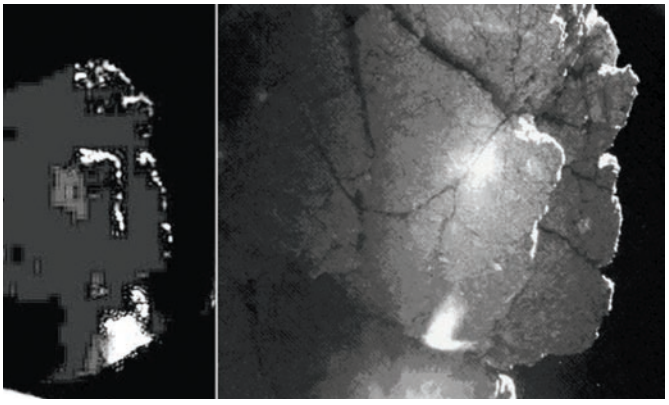


рисунок 16. Вид темного объекта на рисунке 15 после обработки 8-разрядных (слева) и 10-разрядных (справа) снимков. Согласно комментарию ESA правая часть глыбы проецируется на черное небо. (Правая часть – с любезного разрешения ESA)

Изображение выступающей глыбы (рисунок 16, слева) было получено обработкой темных 8-разрядных снимков. Но в распоряжении ЕКА имелись также

10-разрядные файлы. Их обработка позволила получить более детальное изображение центральной части глыбы (рисунок 16, справа). Светлое пятно (внизу) на изображении ЕКА не приводится. В тексте к изображению подтверждается, что действительно виден конец штыревой антенны прибора CONSERT.

Из сравнения с данными лабораторных измерений был сделан вывод, что зонд встретил твердую поверхность с прочностью твердого низкотемпературного льда. Сравнение результатов теплового картирования и зондирования приводит к предварительному выводу, что верхние слои поверхности кометы состоят из слоя пыли толщиной 10–20 см на механически прочной поверхности льда или смеси льда с пылью. На больших глубинах, вероятно, находится более пористый лед, на что указывает низкая средняя плотность ядра (0.4 г/см^3), определенная с помощью приборов RSI/OSIRIS на орбитальном модуле «РОЗЕТТА». Все же анализ полученных данных показывает, что прибору MUPUS не удалось получить пробу грунта для анализа. Вместо пушистого, как ожидалось, слоя пыли на поверхности, грунт, по-видимому, оказался твердым, а образцы, полученные буром SD2, в прибор COSAC не поступили.

Пока идёт обработка и анализ данных, собранных во время спуска и посадки на ядро кометы, орбитальный аппарат продолжает исследования кометы 67P/CG, наблюдая, как изменяются её поверхность и атмосфера по мере приближения к Солнцу. После завершения первого этапа работы с зондом «ФИЛЫ», орбитальный аппарат «РОЗЕТТА» вернулся на 30-км орбиту вокруг кометы. В течение 2015 года он будет следовать за кометой, выполняя задачи изучения ядра по мере того, как активность кометы возрастает на пути к перигелию (13 августа 2015 года). Намечены новые сближения с ядром и пролеты на высоте 8 и 2–3 км, что требует чрезвычайно сложного управления аппаратом, и не только из-за опасно неправильной формы ядра. Вмешаться в работу «РОЗЕТТЫ» в реальном времени невозможно. В ноябре сигнал аппарата достигал Земли только через 28 мин, а узнать, выполнена ли отправленная команда, можно было только через час.

Ожидается, что данные, собранные орбитальным аппаратом, позволят наблюдать краткосрочные и долгосрочные изменения, которые происходят на комете в процессе ее орбитального движения.

заключение

Серьезных проблем у орбитального аппарата меньше, чем у зонда «ФИЛЫ». В 2006 году на «РОЗЕТТЕ» была обнаружена утечка в системе управления химическими реакциями в маршевых двигателях (RCS). Система состоит из 24-х двухкомпонентных двигателей с тягой по 10 Н каждый и отвечает за тонкую коррекцию траектории «РОЗЕТТЫ». RCS работает и при более низком давлении, но это может привести к неполному сгоранию ракетного топлива и загрязнению окружающей среды. Поскольку исследование летучих теперь будет проводиться только с орбитального аппарата, загрязнение может создавать трудности.

Маховики угловой реакции «РОЗЕТТЫ» создают повышенные вибрации, большие, чем ожидалось. Тестирование показало, что система все же может эффективно работать. Перед включением в 2011 году режима «сна» аппарата два из четырех маховиков космического аппарата стали, как сообщалось, «создавать шум». После активации космического аппарата в 2014 году инженеры включили три маховика, в том числе один из числа «плохих». Другой плохо работающий маховик находится в резерве. Было загружено новое программное обеспечение, которое позволит «РОЗЕТТЕ» работать только с двумя активными маховиками, если это будет необходимо, хотя штатная ситуация предусматривала использование трёх устройств.

Следует отметить, что после проблемной посадки комментарии участников проекта, иногда чересчур шумные стали скромнее. Тем не менее, в последовавших научных программах европейского телевидения все комментарии снова касались только научной значимости проекта, но фактические сведения о результатах миссии зонда «ФИЛЫ» не приводились. Комментаторы избегали сопоставления миссии «РОЗЕТТА» – «ФИЛЫ» с другими аналогичными космическими экспериментами. Полностью отсутствовало, например, сравнение с посадкой на астероид Эрос аппарата «NEAR SHOEMAKER» (2000). Могут возразить, что Эрос массивнее 67P более чем на два порядка. Это верно. Но памятна также миссия «HAYABUSA» к астероиду Итокава (2005), причем масса Итокавы в 30 раз меньше массы кометы 67P! Тем не менее, «HAYABUSA» выполнила успешную посадку, сбор образцов (не вполне удачный) и даже возвращение аппарата на Землю. А 3 декабря 2014 года японское агентство JAXA отправило к новой цели (объект 1999 JU3) аппарат «HAYABUSA-2».

Что касается перечисленных отказов в системах спускаемого аппарата, трудно уловить какую-либо их связь с просчетами разработчика или изготовителя аппарата и приборов. За создание аппарата и его изготовление отвечал консорциум из немецких DLR и MPS, французского CNES и итальянского ASI. За аппарат в целом ответственным является DLR. Активная система посадки также создавалась в DLR. Маховики угловой реакции были изготовлены в Соединенном королевстве (Великобритания). Гарпуны создавались разработчиками в Австрии (Ав-

стрийским институтом комических исследований) и в Германии (Институтом исследований Солнечной системы им. Макса Планка). В начале 2015 года на сайте ESA появилось сообщение о том, что тип порохов, использованных в гарпунах, как выяснилось, в вакууме теряет свои свойства.

Во многих выступлениях авторов экспериментов на зонде «ФИЛЫ» говорилось о надеждах на «оживление» зонда в августе 2015 года, когда освещенность солнечных панелей достигнет заданной величины. Менеджер посадочной миссии «ФИЛЫ», Ш. Уламец заявил в интервью: «Мы по-прежнему надеемся, что на более позднем этапе миссии, когда комета будет ближе к Солнцу, солнечного света будет достаточно, чтобы активировать «ФИЛЫ» и возобновить связь». К сожалению, это заявление может быть чересчур оптимистичным. Система электроснабжения, в том числе аккумуляторы, находится в очень тяжелых условиях, при крайне низкой температуре, в затененном месте посадки. После глубокого охлаждения работоспособность аккумуляторов может быть полностью потеряна.

«РОЗЕТТА» – первая попытка прямых исследований ядра кометы, с высокой степенью риска. Европейское космическое агентство подготовило и проводит важнейшие исследования у кометы 67P/CG. Аппараты «РОЗЕТТА» и «ФИЛЫ» и их комплексы научных приборов представляют собой весьма совершенные, уникальные технические устройства, создание которых делает честь их авторам.

Здесь были рассмотрены условия и ход выполнения задач миссии «РОЗЕТТА» и состояние аппаратов после выполнения посадки зонда «ФИЛЫ» на ядро кометы. По измерениям приборов, установленных на орбитальном аппарате, в формируемой коме, обнаружены пары воды, окись углерода, двуокись углерода, аммиак, метан, метанол, формальдегид, сероводород, цианистый водород, диоксид серы, дисульфид углерода, сера, а в частицах пыли – натрий и магний. Газообразные составляющие комы включают ряд соединений, указывающих на важные особенности возникновения небесного тела. Само ядро кометы имеет резко неправильную форму с двумя частями, соединенными более узкой перемычкой, с общими размерами 1.3×3.2×4.1 км. На снимках поверхности видны грубые изломы поверхности, крутые горные склоны с признаками слоистости, испещренные провалами, хребтами и глыбами различных размеров и небольшие равнинные поля, покрытые раздробленным материалом. Под его слоем обнаружена твердая порода, которая не поддается бурению и долблению. Из-за отказов некоторых элементов посадочной техники, ряд экспериментов на поверхности ядра кометы выполнить не удалось. Тем не менее, выдающийся успех миссии «РОЗЕТТА» не вызывает сомнений.

благодарности

Авторы признательны руководству ЕКА и руководителям экспериментов миссии «РОЗЕТТА» – «ФИЛЫ» за возможность получения сведений о ходе выполнения задач миссии в реальном времени.

В статье использованы сайты агентств ESA (ROSETTA и PHILAE), NASA, а также материалы The Guardian, The Telegraph и Reuters.

список литературы

Долгополов В.П., Пичхадзе К.М., Суханов К.Г. «Проект «ВЕГА» – космическая экспедиция к Венере и комете Галлея» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 41-50.

Космические аппараты серии 5ВК («ВЕГА-1», «ВЕГА-2»). В кн. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 257-298.

Чурюмов К.И., Гулиев А.С., Кручиненко В.Г., Чурюмова Т.К. Кометно-астероидная опасность для человеческой цивилизации: реальность и вымыслы. Баку: Изд-во АН Азербайджана, 2012. С. 3-175.

Churyumov K.I., Gerasimenko S.I. Physical observations of the shortperiod comet 1969h. Motion, origin and evolution orbit of comets // Proceedings of Symp. 45 IAU. Dordrecht-Holland. 1972. P. 27-34.

Churyumov K.I. Discovery, observations and investigations of comet 67P/Churyumov-Gerasimenko in Kyiv // in the book «The new ROSETTA targets». Kluwer acad. Publ. Collangelli et al. (eds). 2004. P.1-13.

Sagdeev R.Z., Blamont J., Galeev A.A., Moroz V.I. VEGA spacecraft encounters with comet Halley // Nature. 1986. V. 321. P. 259-261.

Snodgrass C., Tubiana C., Bramich D.M., Meech K. et al. Beginning of activity in 67P/Churyumov – Gerasimenko and predictions for 2014–2015 // A&A 557-A33. 2014. P.1-15.

URL:http://blogs.esa.int/rosetta/ (дата обращения: 15.11.2014).

URL:http://rosetta.jpl.nasa.gov/ (дата обращения: 03.12.2014).

URL:http://blogs.esa.int/philae/ (дата обращения: 21.11.2014).

The Guardian/Science, November, 12, 13, 14, 15; December, 11, 2014.

The Telegraph/Science, November, 3, 11, 15; December, 11, 2014 .

Reuters, December 3, 11, 2014.

Статья поступила в редакцию 09.04.2015 г.

УДК 629.78(091) «Вега»

ПРОЕКТ «ВЕГА»: КАК ЭТО БЫЛО

Л.М. Зелёный[1],
академик РАН,
lzelenyi@iki.rssi.ru;
L.M. Zelenyi

В марте следующего года исполняется 30 лет со времени пролета вблизи кометы Галлея сразу нескольких космических аппаратов, включая созданные в НПО имени С.А Лавочкина КА «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2». Впервые с их помощью были проведены непосредственные измерения и получены данные о составе кометы и её взаимодействии с магнитным полем и солнечным ветром. Межпланетные станции были советскими, но их научное оборудование – международным, созданным в девяти странах. Полет станций к комете был совмещен с исследованиями Венеры. При этом исследования проводились не только на этапе спуска посадочного аппарата на поверхность планеты, но и в её атмосфере с помощью дрейфующих аэростатов.

Ключевые слова:
«ВЕГА-1»; «ВЕГА-2»;
спускаемый аппарат;
пролетный аппарат;
стабилизированная платформа;
аэростатный зонд.

THE «VEGA» MISSION: THE WAY IT WAS

Ю.И. Зайцев[1],
действительный академический советник Академии инженерных наук РФ, yzaitsev@iki.rssi.ru;
Yu.I. Zaitsev

In March of the next year there will be a 30th anniversary of the fly-by in the vicinity of the Halley comet of several space vehicles at once including «VEGA-1» and «VEGA-2» developed by Lavochkin Association. For the first time by means of these vehicles the direct measurements were performed and data were acquired on the comet composition and its interaction with magnetic field and solar wind. The interplanetary stations were the Soviet ones, but their scientific instruments were international, developed by nine countries. The flight of the stations to the comet was combined with Venus studies. The studies were conducted not only during the lander descent on the planet surface but also in its atmosphere by means of the drifting balloons.

Key words:
«VEGA-1»; «VEGA-2»;
descent vehicle;
fly-by vehicle;
stabilized platform;
balloon probe.

В древнейшей из наук, астрономии, кометы всегда были одним из самых загадочных небесных объектов. Вид яркой кометы с «распущенными пылающими волосами», быстро перемещающейся по непонятному, но привычному звёздному небу, не мог не вселять в людей суеверный ужас. Во все времена появление кометы считалось дурным предзнаменованием. Знаменитый французский хирург Амбруз Паре так описывал влияние кометы 1528 года на людей: «Эта комета была столь ужасна и страшна и порождала в народе столь великое смятение, что некоторые умирали от одного только страха, а другие заболевали».

После того, как Эдмунд Галлей на примере кометы, ставшей в последствии носить его имя, доказал, что эти небесные тела движутся по тем же законам, что и планеты, они утратили свой мистический ореол и стали такими же объектами астрономических исследований, как и другие небесные тела.

Когда после появления кометы Галлея в 1759 году стало очевидным, что она действительно перио-

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

[1] Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

дическая, с периодом около 76 лет, возникла идея о международном сотрудничестве астрономов разных стран с целью ее изучения.

Первая международная программа наблюдений кометы Галлея была предложена к её появлению в 1835 году известным русским астрономом Василием Струве, сформировавшим основные научные задачи исследования.

Ещё более значительные усилия были предприняты перед появлением этой кометы в 1910 году. Астрономы многих стран объединились и создали международную службу кометы Галлея.

В различных обсерваториях мира было получено до 500 фотографий кометы и до 100 спектров, позволивших судить о химическом составе её атмосферы. Сделано большое число рисунков и определений положения кометы относительно звёзд на небе. Полученный богатейший экспериментальный материал позволил разработать её инженерную модель.

Подготовка к исследованиям кометы Галлея с использованием средств ракетно-космической техники началась задолго до её очередного визита в 1986 году. Было важно максимально приблизиться к кометному ядру, в котором, как в капсуле времени, должно сохраниться в первозданном виде протопланетное вещество тех далеких эпох, когда только зарождались Солнечная система, планеты, жизнь. Напротив, поверхности комет подвергались сильным изменениям, наблюдая которые можно было получить дополнительную информацию об эволюции Солнечной системы.

В Европейском космическом агентстве решили создать для исследования кометы Галлея специальный аппарат, который назвали «ДЖОТТО», в честь итальянского художника, давшего миру первый её «документальный» портрет. Первоначально в разработке проекта участвовало и Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства США, но, в связи с финансовыми проблемами, НАСА вскоре вышло из него, и проект стал чисто западноевропейским.

Существовал и японский проект, согласно которому планировался последовательный запуск двух аппаратов: «SUISEI» (СУСЕЙ) и «SAKIGAKI» (САКИГАКЭ). Но только один из КА должен был встретиться с ядром кометы, и лишь на расстоянии порядка 100 тыс. км, поэтому смог бы наблюдать лишь её кому. Второй аппарат предназначался для проведения сопутствующих исследований плазмы солнечного ветра вдали от кометы.

Решением 18-й Генеральной ассамблеи Международного астрономического союза была принята международная программа исследования кометы Галлея. В рамках этой программы создано два центра для координации наземных наблюдений всеми возможными способами: один в Пасадене (США) – для западного полушария Земли, включая Японию, Филиппины, Индонезию, Австралию и Новую Зеландию; второй в Бамберге (ФРГ) – для восточного полушария. Разработанная Академией наук отечественная программа наземных наблюдений кометы Галлея стала составной частью международной программы.

В СССР в это время успешно развивался советско-французский проект «ВЕНЕРА», включавший создание двух искусственных спутников планеты и двух пролетных аппаратов, в состав которых входили спускаемые модули с большими аэростатными оболочками и массой гондолы порядка 400 кг. Аэростаты и часть научной аппаратуры должна была разрабатывать французская сторона. Система ввода аэростатов в атмосферу планеты и газонаполнения оболочки – советская. Пуск был запланирован на 1983 год.

Когда прошла информация о приближении кометы Галлея, возникла идея совместить полет космических аппаратов к Венере с пролетом вблизи кометы Галлея. Её авторство относят к Павлу Эльясбергу, доктору физико-математических наук, заведующему отделом баллистики Института космических исследований АН СССР (ИКИ) и Владимиру Курту, доктору физико-математических наук, заведующему лабораторией этого же института. Расчеты, выполненные сотрудником отдела Эльясберга, Александром Сухановым, показали её реализуемость.

Впрочем, было немало и других ученых, претендовавших на первенство в высказывании этой идеи, включая француза Жака Бламона.

В середине 1980 года в НПОЛ и ИКИ были разработаны основные положения по изменению проекта «ВЕНЕРА», проведены переговоры и согласования с французской стороной, и осенью этого же года принято совместное решение о его переориентации в проект «ВЕНЕРА – ГАЛЛЕЙ», то есть «ВЕГА» (*Зеленый Л.М., Зайцев Ю.И.*, 2014).

Научным руководителем проекта стал директор ИКИ, академик Роальд Сагдеев. Он привлек к реализации проекта учёных других стран и сделал его важной частью международных исследований кометы Галлея, координируемых Межагентской консультативной группой. Техническим руководителем проекта «ВЕГА» стал генеральный конструктор НПОЛ член-корреспондент АН СССР, профессор, доктор технических наук Вячеслав Ковтуненко, под руководством которого и создавались космические аппараты. Во многом благодаря усилиям Р. Сагдеева и В. Ковтуненко проект «ВЕГА» был блестяще доведен до завершения и стал в какой-то степени проектом века (рисунок 1).

рисунок 1. Заседание научно-технического совета проекта «ВЕГА» в ИКИ РАН (фото из архива ИКИ РАН)

При этом трудностей в его подготовке и реализации было более чем достаточно. Начать хотя бы с того, что космические аппараты и комета должны были нестись навстречу друг другу с суммарной скоростью порядка 80 км/с и разминуться на расстоянии всего около 10 тыс. км. Повышенную опасность представляли пылинки кометной атмосферы. Массой лишь в сотые и даже тысячные доли грамма, они при соударении с межпланетными станциями могли пробить в гермокорпусе отверстия диаметром в несколько миллиметров. Расчеты показывали, что давление в зоне удара пылинки о корпус аппарата могло достигать 50 млн. атм.

Чтобы обезопасить самые важные узлы станции от разрушений, их оборудовали двух-, а местами и трёхслойными экранами, толщиной около 1 мм, общая масса которых достигала десятков килограммов. Они устанавливались на расстоянии 15–20 мм от защищаемой поверхности. Наружный слой играл роль испарителя пылевой частицы. В результате микровзрыва в нём образовывался бы микрократер, а осколки под большими углами к первоначальному направлению движения частицы разлетались бы в разные стороны. Второй слой должен был гасить энергию пробившихся к нему частиц, затем третий… Последней, четвертой, преградой достигших её наиболее энергичных частиц становился уже сам корпус защищаемого узла или прибора.

Но всё это было в теории. Промоделировать бомбардировку пылезащитных экранов при «неземных» скоростях столкновений было невозможно, а численные эксперименты давали неутешительный результат: стопроцентную защиту экраны обеспечить не могли.

Данное обстоятельство заставило отказаться от записи получаемой научной информации во избежание её потери на запоминающее устройство, а сразу передавать на Землю, что, однако, резко усложняло задачи, стоящие перед конструкторами.

Дело в том, что в течение всего пролета станции сквозь кометную атмосферу остронаправленную передающую антенну нужно постоянно ориентировать на Землю и одновременно удерживать космический аппарат на траектории. С другой стороны, научная аппаратура для изучения кометного ядра оптическими средствами должна быть постоянно нацелена на зону наибольшей яркости кометы с точностью до угловой секунды. Сделать независимым «кометный» приборный комплекс от ориентации станции стало возможным благодаря установке его на платформе, обеспечивающей наведение с высокой точностью исследовательских инструментов на ядро кометы (*Долгополов В.П., Пичхадзе К.М., Суханов К.Г.*, 2011; *Ларионов Е.В., Новиков Б.С., Захаров А.В.*, 2012). И такая платформа (АСП-Г), своего рода сервомеханизм массой около 100 кг с двумя степенями свободы, была создана совместными усилиями специалистов ИКИ и их чехословацких коллег (рисунок 2).

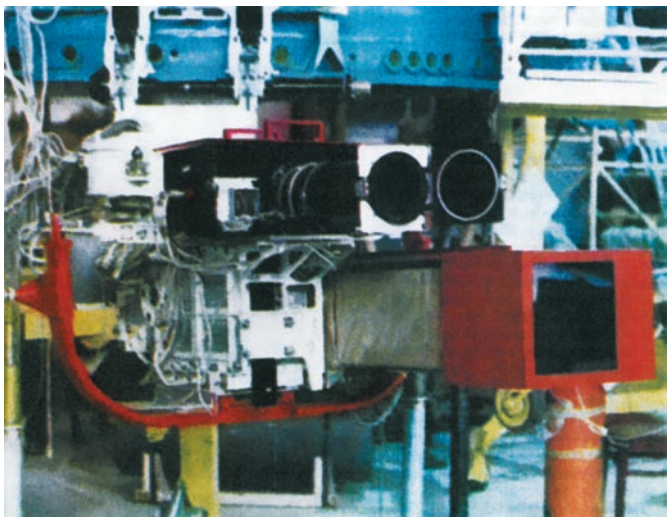


рисунок 2. Общий вид платформы АСП-Г (фото из архива ИКИ РАН)

Одной из сложных проблем было создание датчика наведения платформы. Основной советский разработчик подобных приборов – НПО «Геофизика» – отказался от его изготовления, ссылаясь на отсутствие фотометрической модели кометы. Тогда заместитель заведующего отделом оптико-физических измерений ИКИ Генрих Аванесов, изучив результаты исследований кометы в прошлые годы, создал собственную модель. Опираясь на неё, он предложил вариант телевизионного датчика наведения (ТДН), который одновременно предлагалось использовать и как широкоугольную камеру для получения изображений кометы. На этих же принципах под его руководством разрабатывалась и узкоугольная камера с фокусным расстоянием 1,2 м. Для дублирования ТДН на платформу установили аналоговый датчик, также созданный в ИКИ.

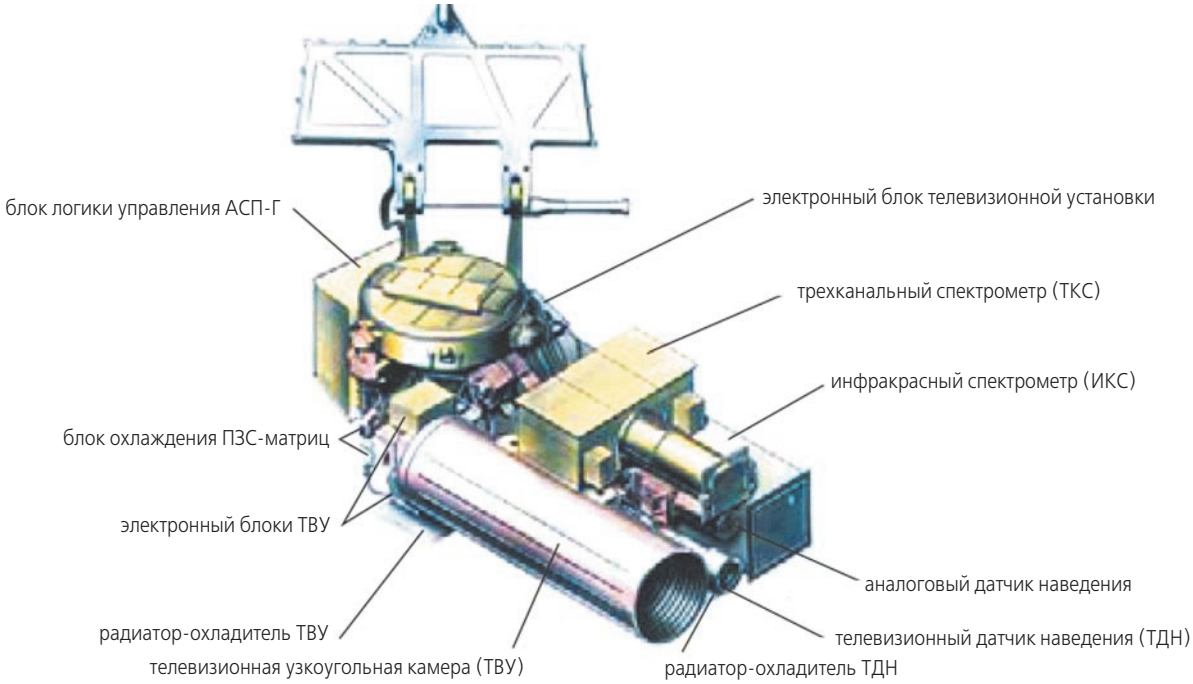


рисунок 3. Размещение приборного комплекса на платформе АСП-Г

Изготовление телевизионных систем (ТВС) и разработка программно-математического обеспечения (ПМО) выполнялись в Центральном институте физических исследований (ЦИФИ) в Будапеште. Венгры сумели закупить западную элементную базу, что позволило значительно улучшить характеристики ТВС.

В то время на Западе появились и приборы с зарядовой связью (ПЗС-матрицы), которые стали использоваться в аппаратуре видеонаблюдения вместо фотопленки. Они позволяли многократно фиксировать изображение наблюдаемого объекта и сбрасывать его в цифровом виде, как в запоминающее устройство, так и по радиоканалу. Закупить ПЗС для ТВС на Западе не удалось, и создать отечественные поручили ленинградскому ВНИИ «Электроника». Изготовленные здесь приборы практически не уступали западным образцам.

Программное обеспечение ТВС делалось программистами ЦИФИ с участием двух российских специалистов, командированных из НПОЛ. Когда венгерские программисты неожиданно уехали всей группой в ЕКА (их переманили более высокой зарплатой на работу по «ДЖОТТО»), представители НПОЛ сумели, работая, не считаясь со временем, сдать ПМО в заданный срок.

Научная аппаратура массой 80 кг была установлена на раме платформы, которая в течение почти 15-месячного полета к комете Галлея была «пристегнута» к расширяющейся части пролетного аппарата. За две недели до встречи с кометой три пиропатрона открепили платформу, и она перешла в рабочее положение. Выносная её консоль была сконструирована таким образом, что в поле зрения датчиков и телекамер не попадали панели солнечных батарей, штанги, антенны и другие навесные элементы конструкции станции. Кроме того, платформа могла выполнять своеобразный «нырок» под днище пролетного аппарата, чтобы произвести телевизионную съемку ядра кометы, когда станция будет удаляться от нее (рисунок 3).

Из других замечательных особенностей платформы можно отметить, что все её механизмы были негерметичными, а редукторные шестерни работали без смазки. Этого удалось добиться за счет напыления на трущиеся поверхности дисульфида молибдена. Облегчение платформы за счет негерметичности механизмов и использования ряда других новшеств позволило, в конечном счете, увеличить полезную массу научной аппаратуры на борту станции.

Дорога к Венере была уже хорошо освоена многими советскими межпланетными станциями, начиная с «ВЕНЕРЫ-2», и полёт обеих «ВЕГ» проходил практически без осложнений. На трассе перелёта проводились научные исследования, включавшие изучение межпланетных магнитных полей, космических излучений и другие. Продолжительность перелёта от Земли до Венеры составила для «ВЕГИ-1» 178 суток, для «ВЕГИ-2» – 176 суток.

За двое суток до подлета к Венере от «ВЕГИ-1» был отделен спускаемый аппарат, а сама станция ушла на пролетную траекторию. 11 июня 1985 года спускаемый аппарат вошел в атмосферу планеты на её ночной стороне. После отделения от него верхней полусферы, в которой в сложенном состоянии находился аэростатный зонд, каждая часть совершала автономный спуск. Спустя несколько минут началось наполнение аэростата гелием. По мере его прогрева зонд всплыл на расчетную высоту (53–55 км).

В это же время посадочный аппарат совершал спуск на парашюте и одновременно передавал научную информацию на пролётный модуль «ВЕГИ-1» с последующей её ретрансляцией на Землю. Через 10 минут после входа в атмосферу на высоте 46 км произошло отделение тормозного парашюта, после чего спуск проходил уже на аэродинамическом тормозном щитке. Однако на высоте 17 км атмосфера Венеры преподнесла сюрприз: сработал сигнализатор посадки. Возможно, виной тому стала сильная турбулентность атмосферы на высотах 10–20 км. Последующие расчеты показали, что причиной преждевременного срабатывания сигнализатора посадки мог послужить внезапный вихревой поток со скоростью более 30 м/с. Но главное, что в результате запустилась циклограмма работы приборов на поверхности планеты, в том числе грунтозаборного устройства (ГЗУ). Получилось, что бур сверлил воздух, а вовсе не грунт Венеры.

После 63 минут спуска посадочный аппарат опустился на поверхность планеты в низменную часть равнины Русалка северного полушария. От ГЗУ пользы уже не было никакой, но другие научные приборы все-таки передали ценную информацию. Продолжительность приёма информации со спускаемого аппарата после посадки составила 20 минут.

Однако не посадочный аппарат привлекал в это время всеобщее внимание. Все ждали появления сигнала с аэростатного зонда. Для обеспечения приема от него научной информации были созданы две сети радиотелескопов: советская, координируемая ИКИ, и международная, координируемая французским национальным центром космических исследований (CNES). Советская сеть включала радиотелескопы в Евпатории, Уссурийске, Медвежьих Озерах, Пущино, Симеизе и Улан-Удэ; международная – антенны DSN в Голдстоне (США), Канберре (Австралия) и Мадриде (Испания), а также радиотелескопы Грин-Бэнк (США), Аресибо (Пуэрто-Рико), Форт-Дейвис (США), Пентиктон (Канада), Атибая (Бразилия), Эффельсберг (ФРГ), Онсала (Швеция), Хартбестек (ЮАР) и Паркс (Австралия).

В течение 46 часов они вели прием. За это время аэростатный зонд под действием ветра преодолел вдоль экватора расстояние 11500 км со средней скоростью 69 м/с, измеряя вдоль трассы полета температуру, давление, вертикальные порывы ветра и среднюю освещенность. Полет зонда начался из района середины ночи, закончил он свою работу на дневной стороне планеты. Координаты и скорость зонда определялись методом дифференциальной интерферометрии с большой базой. Для этого на пролётном аппарате всё время был задействован передатчик, работающий в том же диапазоне (18 см), что и передатчик аэростатного зонда.

К моменту завершения работы с первым аэростатом к Венере подлетела «ВЕГА-2». 13 июня 1985 года произошло разделение спускаемого аппарата и пролетного, с последующим его уводом с помощью собственной двигательной установки на пролетную траекторию.

15 июня 1985 года прошли операции по вводу спускаемого аппарата в атмосферу Венеры и приёму информации с него, вплоть до посадки, отделения аэростатного зонда и выхода его на высоту дрейфа. На этот раз сигнализатор посадки сработал, как и положено, в момент касания поверхности. В результате грунтозаборное устройство отработало штатно, что позволило провести анализ грунта в месте посадки, расположенном в предгорьях земли Афродиты (южное полушарие) в 1600 км от места посадки СА «ВЕГА-1». Второй аэростатный зонд также дрейфовал на высоте порядка 54 км и за 46 часов преодолел путь в 11 тыс. км.

Таким образом, можно сказать, что удалось сделать качественно новый шаг в исследовании Венеры. С помощью аэростатных зондов, разработанных и изготовленных в НПОЛ, была изучена циркуляция атмосферы планеты на высоте 54–55 км, где давление составляет 0,5 атм, а температура 40°С. Эта высота соответствует наиболее плотной части облачного слоя Венеры, в которой, как предполагалось, более отчётливо должно проявиться действие механизмов, поддерживающих быстрое вращение атмосферы с востока на запад вокруг планеты – так называемую суперротацию атмосферы.

Вскоре после пролёта «ВЕГОЙ-1» и «ВЕГОЙ-2» Венеры и окончания работы с аэростатным зондом были проведены коррекции их траекторий (25 и 29 июня 1985 года соответственно).

Обычно межпланетные станции, доставлявшие спускаемые аппараты в атмосферу Венеры, продолжали полет по гелиоцентрической орбите, выполняя факультативную научную программу. На сей раз требовалось обеспечить свидание с кометой Галлея в заданное время в определённом месте. Поэтому, начиная с момента обнаружения кометы наземными телескопами, проводились её наблюдения обсерваториями и астрономами всего мира. Кроме того, регулярно проводились интерферометрические измерения не только для определения траектории самих аппаратов, но и для прокладки курса (в рамках программы «Лоцман») европейской межпланетной станции «ДЖОТТО», у которой встреча с кометой должна была состояться на 8 суток позже.

По мере приближения к цели уточнялось взаимное положение аппаратов и кометы. 10 февраля 1986 года была проведена ещё одна коррекция траектории станции «ВЕГА-1». У второй станции отклонение от траектории оказалось в пределах допустимого, и от коррекции решили отказаться. После проведения коррекции была раскрыта и выведена из транспортного положения платформа АСП-Г (12 февраля на «ВЕГЕ-1» и 15 февраля на «ВЕГЕ-2») и прошли калибровки телевизионной системы и самой платформы по Юпитеру.

Задача исследований кометы обуславливала вполне определённый состав научной аппаратуры. Телевизионная система должна была обнаружить комету и её ядро, обеспечить автоматическое слежение за ним и передачу его изображений с максимальной детальностью на наземные приемные пункты. Как уже упоминалось, ТВС состояла из двух камер. Одна – узкоугольная высокого разрешения, другая – широкоугольная, которая также служила датчиком наведения платформы на ядро кометы. В состав системы входил вычислительный комплекс обработки видеоинформации для предварительного анализа изображений и вычисления координат ядра (СССР, Венгрия, Франция). Поскольку съёмка выполнялась в нескольких спектральных зонах, это давало возможность синтезировать на Земле цветные изображения кометы.

Помимо телевизионной системы на борту необходимо было иметь масс-спектрометры различных типов для определения видов нейтральных и ионизированных молекул и пылинок кометной «атмосферы», магнитометры, электронные анализаторы, радиокомплекс, позволяющий проводить радиопросвечивание кометной пыли, радиолокацию ядра, головы и хвоста кометы, регистрировать её собственное радиоизлучение.

На обеих «ВЕГАХ» были установлены:

- инфракрасный спектрометр ВКС (Франция);
- трехканальный спектрометр ТКС (Болгария, СССР, Франция);
- пылеударный масс-анализатор ПУМА (СССР, ФРГ, Франция) (рисунок 4, 5);
- масс-спектрометр нейтрального газа ИНГ (ФРГ, Венгрия, СССР);
- магнитометр MISCHA (Австрия);
- спектрометр кометной плазмы «Плазмаг-1» (Венгрия, СССР, ФРГ);
- спектрометр энергичных частиц «Тюнде-М» (Венгрия, СССР, ФРГ);
- анализатор высокочастотных плазменных волн АПВ-В (СССР, Франция);
- анализатор низкочастотных плазменных волн АПВ-Н (Польша, СССР, Чехословакия);
- счетчики пылевых частиц СП-1, СП-2 (СССР, США);
- масс-анализатор пылинок ДУСМА (США, Чикагский ун-т; Венгрия; СССР; ФРГ);
- система управления, сбора и передачи научной информации (СССР);
- блок логики и сбора информации БЛИСИ (Венгрия, СССР).

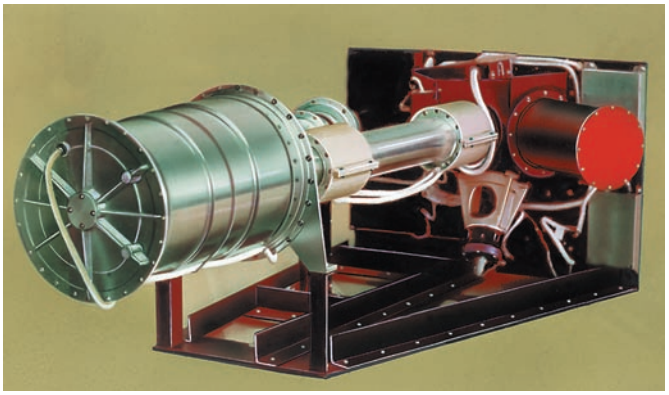
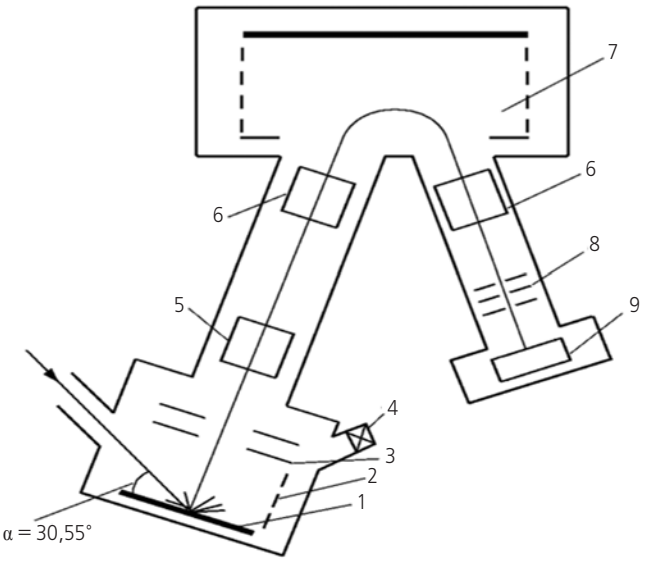


рисунок 4. Пылеударный масс-анализатор ПУМА (фото из архива ИКИ РАН)



1 – экран; **2** – улавливающая сетка; **3** – ускоряющая сетка с потенциалом 1 кВ, находящаяся на расстоянии 1 см от экрана; **4** – фотоумножитель; **5** – управляющая сетка; **6** – электростатические линзы; **7** – электростатический рефлектор; **8** – задерживающая сетка; **9** – детектор ионов.

рисунок 5. Общая схема прибора ПУМА

В целом масса полезной нагрузки на каждой из «ВЕГ» составляла 130 кг, что почти в три раза больше, чем у «ДЖОТТО», а скорость передачи научной информации на Землю была на 50% выше, чем у европейского аппарата.

рисунок 6. На экране монитора появились первые снимки кометы Галлея (фото из архива ИКИ РАН)

На первый взгляд может показаться, что часть приборов «ВЕГ» дублировали друг друга. Но это не так. До этого в большинстве случаев данные космических исследований получали в результате спектрометрических измерений, причем только в видимом и ИК-диапазоне. «Кометный» эксперимент должен был охватывать весь диапазон спектра, тем самым ликвидируя максимум «белых пятен» в знаниях учёных о кометах, а прямые измерения вблизи комет вообще никогда не проводились.

В наземных спектрометрических исследованиях состава комет легко определяются лишь молекулы «дочерние», т.е. вторичные, которые образуются при переходе кометного льда из твердого фазового состояния непосредственно в газообразное. В районе ядра плотность газа становится очень большой, молекулы сталкиваются друг с другом, в них происходят существенные химические изменения, и они уже не соответствуют первичному составу ядра кометы. Поэтому поиск «родительских» молекул (определение состава газа в околоядерной области) был одной из важнейших задач космического эксперимента.

4 марта 1986 года, когда расстояние от станции «ВЕГА-1» до кометы Галлея составило 14 млн. км, начался первый «кометный» сеанс. После наведения платформы на ядро кометы была проведена её съемка узкоугольной камерой. При следующем включении 5 марта расстояние до ядра составило уже 7 млн. км. Однако кульминация экспедиции наступила 6 марта 1986 года. За 3 часа до максимального сближения с кометой были включены научные приборы для её исследования. К этому моменту расстояние до кометы сократилось почти до 760 тыс. км. Впервые космический аппарат находился на столь близком расстоянии от этого небесного тела. Однако это был не предел, поскольку «ВЕГА-1» продолжала стремительно приближаться к комете.

После наведения АСП-Г на ядро кометы началась съёмка в режиме слежения по информации с телевизионной системы, а также изучение ядра и окружающей её газопылевой оболочки с помощью всего комплекса научной аппаратуры. Вся информация передавалась на Землю в режиме реального времени. Поступающие изображения кометы тут же обрабатывались и выводились на экраны в Центре управления полетом и Институте космических исследований (рисунок 6). По этим снимкам можно было оценить размер ядра кометы, его форму и отражающую спо-

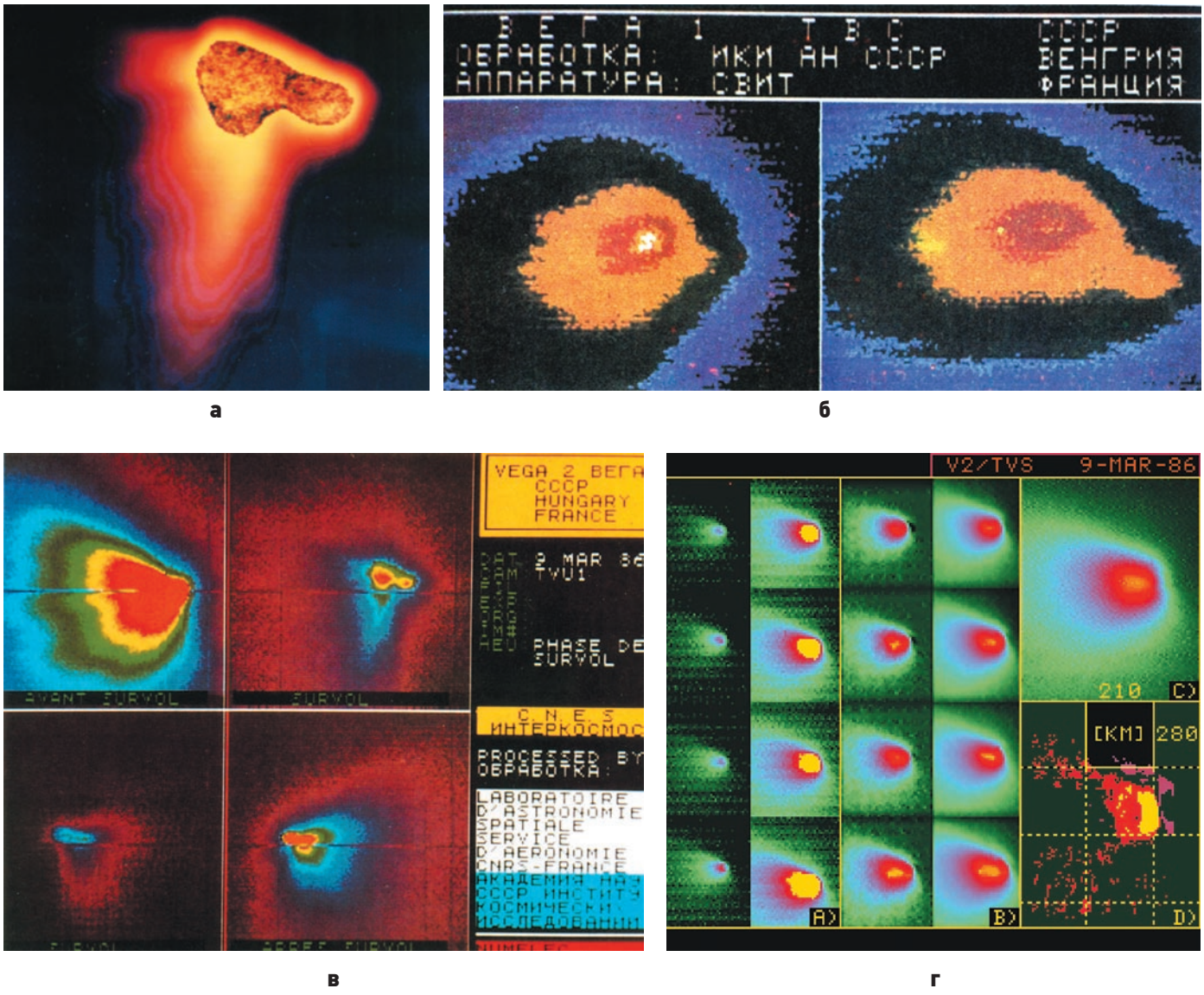


рисунок 7. Обработанные изображения кометы Галлея (фото из архива ИКИ РАН)

собность, наблюдать сложные процессы внутри газовой и пылевой комы. Максимальное сближение станции «ВЕГА-1» с кометой составило 8879 км, а общая продолжительность пролетного сеанса – 4 часа 50 минут.

В ходе пролета космический аппарат подвергся очень сильному воздействию кометных частиц при скорости столкновения 78 км/с. В результате такой «обработки» мощность солнечной батареи упала почти на 45%, а в конце сеанса произошел ещё и сбой трехосной ориентации аппарата. К 7 марта трехосная ориентация была восстановлена, что позволило провести ещё один цикл изучения кометы Галлея, но уже с другой стороны. В принципе, планировалось провести два сеанса изучения кометы станцией «ВЕГА-1» на отлёте, но последний из них проводить не стали, чтобы не мешать второму аппарату.

Работа с «ВЕГОЙ-2» проходила по аналогичной схеме. Первый «кометный» сеанс был проведён 7 марта и прошёл без замечаний. В этот день комету изучали сразу двумя аппаратами, но с разных расстояний. А вот во втором сеансе, 8 марта, из-за ошибки наведения изображений кометы получено не было. Не обошлось без приключений и в ходе пролётного сеанса 9 марта. Начинался он так же, как и пролётный сеанс «ВЕГИ-1». Однако за полчаса до максимального сближения, которое составило 8045 км, произошел отказ в системе управления платформой. Ситуацию спасло то, что было задействовано автоматическое включение резервного контура управления, программу исследования кометы Галлея удалось выполнить полностью. Общая продолжительность пролётного сеанса «ВЕГИ-2» составила 5 часов 30 минут.

«Мы не встретили ни одной крупной частицы, которая могла бы «прошить» станцию, – заметил технический руководитель проекта Вячеслав Ковтуненко, – а именно их мы опасались, когда проектировали станцию» («Правда», 12 марта 1986 года). Уже после пролёта «ВЕГИ-1» стало очевидным, что плотность пыли была преувеличена, и можно было бы скоррек-

тировать полет «ВЕГИ-2» и направить её ближе к ядру, что позволило бы получить более качественные снимки. Но решили не рисковать.

Мощность солнечных батарей «ВЕГИ-2» после встречи с кометой упала на те же 45%, что и у «ВЕГИ-1». Это не помешало, однако, провести ещё два сеанса изучения кометы на отлёте – 10 и 11 марта.

В результате исследования кометы Галлея советскими автоматическими станциями «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» были получены уникальные научные результаты, в том числе около 1500 снимков (рисунок 7а–г). Впервые космические аппараты прошли на близком расстоянии от кометы. Впервые удалось посмотреть с близкого расстояния на одно из самых загадочных тел в Солнечной системе. Итоги его оптических наблюдений можно сформулировать следующим образом: ядро – вытянутое монолитное, неправильной формы, размеры большой оси – 14 км, в поперечнике – около 7 км. Каждые сутки его покидают несколько миллионов тонн кометной массы. Расчеты показывают, что такое может быть только в случае испарения ледяного тела. Но вместе с тем приборы установили, что поверхность ядра черная (отражательная способность менее 5%) и горячая (примерно 100 тыс. градусов по Цельсию).

Измерения химического состава пыли, газа и плазмы вдоль траектории полета показали наличие водяного пара, атомных (водород, кислород, углерод) и молекулярных (угарный газ, диоксид углерода, гидроксил, циан и др.) компонентов, а также металлов с примесью силикатов.

Впрочем, не только в этом вклад станций «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» в международную программу изучения кометы Галлея. Во время полёта станций, вплоть до их максимального сближения с кометой, в рамках программы «Лоцман» проводились интерферометрические измерения. Это позволило провести западноевропейскую межпланетную станцию «ДЖОТТО» на расстоянии 605 км от ядра кометы. Правда, уже на расстоянии 1200 км в результате соударения с осколком кометы на станции вышла из строя телекамера, а сама станция потеряла ориентацию. Тем не менее, западноевропейским ученым также удалось получить уникальную научную информацию.

Свой вклад в изучение кометы Галлея внесли и японские межпланетные станции «СУСЕЙ» и «САКИГАКЭ». Первая из них 8 марта совершила пролёт кометы Галлея на расстоянии 150 тыс. км, а вторая прошла 10 марта на расстоянии 7 млн. км.

Хотя с пролетом кометы Галлея программа работы автоматических станций «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» была завершена, они продолжили полёт по гелиоцентрической орбите, попутно исследуя метеорные потоки комет Дейнинг – Фудзикава, Бисла, Бланпейна и всё той же кометы Галлея. Последний сеанс связи со станцией «ВЕГА-1» был проведен 30 января 1987 года. В нём было зафиксировано полное израсходование азота в газобаллонах. Станция «ВЕГА-2» продержалась несколько дольше. Последний сеанс, в котором на борт проходили команды, был проведён 24 марта 1987 года.

По результатам исследований, выполненных на межпланетных станциях «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2», были опубликованы десятки научных экспресс-статей, проведено несколько научных конференций и, конечно, от научных коллективов появилось много разнообразных предложений о продолжении исследований ядер комет. На начало 2015 года выполнено уже шесть таких миссий, продолжающих проект «ВЕГА». С использованием космических аппаратов исследованы ядра комет Борели, Темпель-1, Вилдт-2, Хартли-2. У ядра кометы Чурюмова – Герасименко работал аппарат «РОЗЕТТА». В стадии обсуждения и подготовки – новые кометные миссии разных космических агентств.

Сама тематика кометных исследований за прошедшие десятилетия значительно усложнилась, выделились новые задачи и направления, которые показывают, как сложны процессы формирования планетных систем и самих кометных ядер. Ещё исследованиями у кометы Галлея было установлено, что обогащенность её ядра «тяжёлой водой» вдвое превышает земную. Происхождение кометы Галлея связывают с чрезвычайно далеким Облаком Оорта. Вместе с тем, удалось установить, что у ядра кометы Чурюмова – Герасименко пары´ воды, выбрасываемые ядром, втрое больше обогащены дейтерием по сравнению с водой океанов Земли, хотя происхождение кометы Чурюмова – Герасименко связывают с близким к нам поясом Эджворта – Койпера. Если в воде Земли на 10^6 молекул обычной воды (H_2O) приходится 156 молекул «тяжелой» воды (D_2O), т.е. 156 ppm, то измерения «РОЗЕТТЫ» дают отношение D/H около 500 ppm. По существу, «книгу» происхождения комет ученые еще только начинают читать, и впереди нас ждёт немало новых открытий.

список литературы

Долгополов В.П., Пичхадзе К.М., Суханов К.Г. Проект «ВЕГА» – космическая экспедиция к Венере и комете Галлея // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 41-50.

Зеленый Л.М., Зайцев Ю.И. Автоматы могут всё! // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 16-22.

Ларионов В.Е., Новиков Б.С., Захаров А.В. Так было, так будет // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 39-43.

Статья поступила в редакцию 27.02.2015 г.

ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ МАЛОЙ ТЯГИ С ДЕФЛЕКТОРНО-ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СХЕМОЙ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

LOW-THRUST LIQUID ROCKET ENGINES WITH DEFLECTOR CENTRIFUGAL SCHEME OF MIXTURE FORMATION FOR SPACECRAFT BY LAVOCKIN ASSOCIATION

Ю.И. Агеенко[1], *кандидат технических наук, kbhimmash@korolev-net.ru;*
Yu.I. Ageenko

И.Г. Панин[1], *kbhimmash@korolev-net.ru;*
I.G. Panin

И.В. Пегин[1], *kbhimmash@korolev-net.ru;*
I.V. Pegin

Д.В. Чесноков[1], *kbhimmash@korolev-net.ru;*
D.V. Chesnokov

Проведены исследования по созданию двигателя коррекции тягой 50 Н с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования компонентов топлива. Приведены описание схемы смешения компонентов топлива и двигателя, результаты огневых испытаний двигателя.

Ключевые слова: двигатель; дефлекторно-центробежная схема; форсуночная головка; дефлектор; факел распыла.

The studies have been conducted on development of the correction engine of 50 N thrust with deflector-centrifugal scheme of the propellant components mixing. The descriptions of the propellant components mixing scheme, the engine scheme and the results of the engine fire tests are presented.

Key words: engine; deflectors-centrifugal scheme; injector head; deflector; spray plume

На сегодняшний день жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) являются одним из основных исполнительных элементов в системе управления космических летательных аппаратов. Выполняя основную работу по обеспечению ориентации, стабилизации и коррекции летательного аппарата в пространстве, а в некоторых случаях – работу по обеспечению запуска маршевого двигателя в разгонных блоках ракет, они сочетают в себе относительно небольшие габаритно-массовые показатели с высокими энергетическими характеристиками.

Исходя из назначения, к ЖРДМТ предъявляются следующие основные требования:

- многорежимность, обусловленная работой в непрерывном (с длительностью единичного включения до 3000 с) и в различных импульсных режимах с минимальным временем включения 0,045 с, и с различными паузами от 0,05 с до нескольких суток;
- большой ресурс по суммарному времени работы до 10000 с и более;
- большой ресурс по суммарному количеству включений до 20000 включений и более;

[1] «Конструкторское бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева» – филиал ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева», Россия, Московская область, г. Королёв.

Isaev Chemical Machinery Design Bureau – the Branch of federal State Unitary Enterprise «Khrunichev State Research and Production Space Center», Russia, Moscow region, Korolev.

- возможность любого сочетания времён включений и пауз;
- обеспечение высокой экономичности, удельный импульс $I_{уд}$ выше 2950 Нс/кг (300 с) на самовоспламеняющихся компонентах топлива азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ);
- высокая надёжность при эксплуатации более 5 лет, что требует обеспечения приемлемого теплового состояния как при работе двигателя, так и в период длительного молчания.

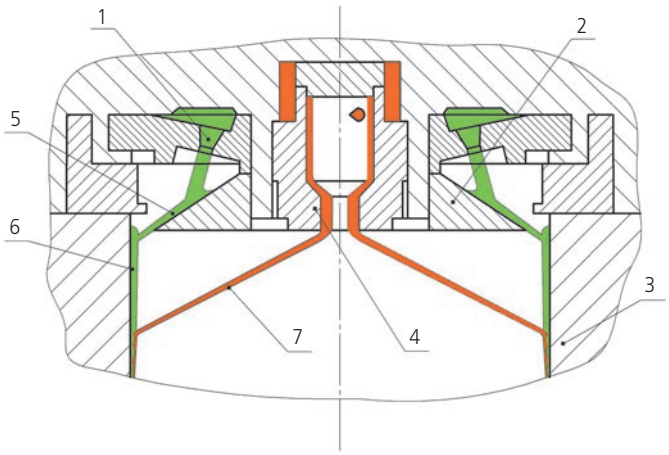
Обеспечение вышеперечисленных требований вызывает большие трудности при проектировании двигателя, организации смесеобразования и рабочего процесса сгорания компонентов топлива в его камере сгорания, обусловленные:

- малым расходом топлива;
- малым числом элементов форсуночной головки;
- невозможностью создания регенеративного охлаждения;
- трудностью обеспечения равномерного распределения смешанного топлива по объёму камеры сгорания;
- трудностью обеспечения эффективного жидкофазного смесеобразования и высокой полноты сгорания.

Все эти вышеприведенные особенности создают большие трудности в обеспечении приемлемого теплового состояния ЖРДМТ – запаса по температуре стенки камеры сгорания, особенно в районе критического сечения, в наиболее теплонапряженных непрерывных включениях, неперегрева форсуночной головки и недопущения вскипания компонентов топлива в наиболее теплонапряжённых импульсных режимах, при реализации высокой экономичности, $I_{уд}$=2950 Нс/кг (300 с) и более.

Для выполнения указанных выше требований в КБхиммаш имени А.М. Исаева разработан смесительный элемент ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой жидкофазного смешения компонентов топлива АТ и НДМГ на внутренней стенке камеры сгорания. Схема и краткое описание принципа работы смесительного элемента представлены ниже на рисунке 1.

Окислитель через струйные форсунки 1 попадает на конический дефлектор 2, преобразуясь на нём в первичную плёнку 5, стекающую с кромки дефлектора на внутреннюю стенку камеры сгорания 3, преобразуясь здесь во вторичную плёнку 6, которая течёт по стенке камеры до места встречи с плёнкой горючего от факела распыла 7 центробежной форсунки 4, соосной с камерой сгорания. От места встречи плёнки окислителя и горючего продолжают течь, по стенке камеры сгорания одновременно проникая друг в друга и осуществляя жидкофазное смешение с образованием продуктов преобразования самовоспламеняющегося топлива АТ и НДМГ. Таким образом, практически все топливо попадает на внутреннюю стенку камеры сгорания, участвуя в её охлаждении и снятии значительной части теплового потока, направленного по стенке камеры сгорания от критического сечения в сторону форсуночной головки.



1 – струйная форсунка окислителя; **2** – конический дефлектор; **3** – стенка камеры сгорания; **4** – центробежная форсунка; **5** – первичная плёнка окислителя; **6** – вторичная плёнка окислителя; **7** – факел распыла центробежной форсунки.

рисунок 1. Конструктивная схема смесительного элемента

Впервые дефлекторно-центробежная схема смесеобразования компонентов топлива была применена в ЖРДМТ 20А6, тягой 25 Н разработки КБхиммаша имени А.М. Исаева по заказу НПО имени С.А. Лавочкина.

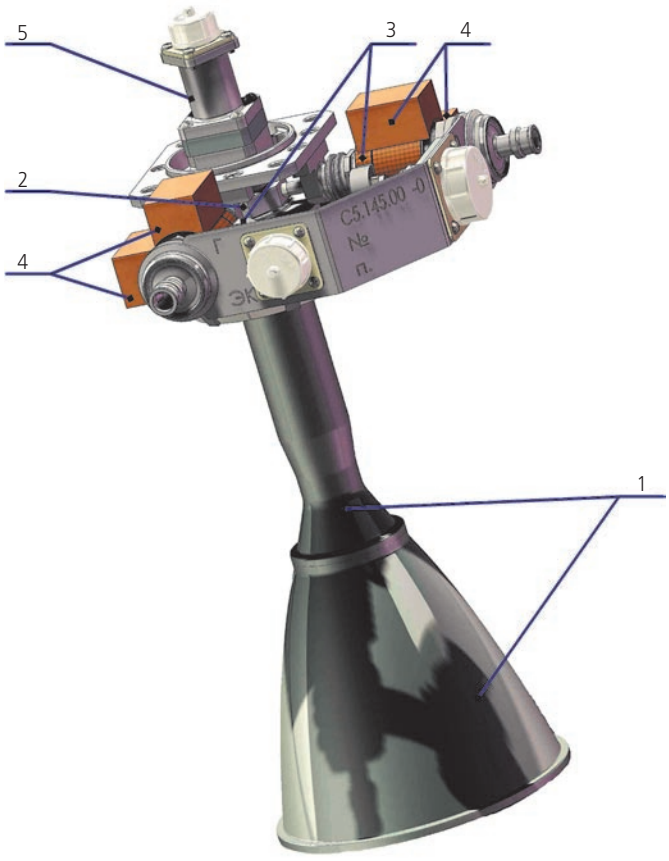
Двигатель успешно эксплуатировался на нескольких аппаратах разработки НПО имени С.А. Лавочкина. При эксплуатации на одном из объектов возникла ситуация, требующая работы данного двигателя в значительно отличных от определенных техническим заданием условиях. Этот режим требовал работы ЖРДМТ при глубоком дросселировании до давления компонентов топлива на входе 0,25 МПа (2,5 кгс/см^2) вместо заданных 1,5±0,15 МПа (15±1,5 кгс/см^2). Проработав в таком режиме с сохранением своей работоспособности, обеспечив эксплуатацию объекта, двигатель подтвердил еще одно преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования – работоспособность при глубоком дросселировании.

По аналогичной схеме смесеобразования спроектирован и успешно эксплуатировался на объектах разработки НПО имени С.А. Лавочкина двигатель С5.222.

В КБхиммаш совместно с Самарским государственным аэрокосмическим университетом (СГАУ) имени академика С.П. Королева были проведены работы по дальнейшему изучению и совершенствованию

дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования компонентов топлива (*Агеенко Ю.И.*, 2009). По этой схеме в КБхиммаш рассчитаны и спроектированы ЖРДМТ тягой 12, 25, 50, 100, 200 и 400 Н с обеспечением высоких энергомассовых характеристик (*Агеенко Ю.И. и др.*, 2014). Одной из последних разработок является ЖРДМТ С5.145 тягой 50 Н, спроектированный по техническому заданию НПО имени С.А. Лавочкина для космического аппарата «ЛУНА-ГЛОБ».

На сегодняшний день описываемый двигатель успешно прошёл автономные испытания в рамках этапа доводочных испытаний (ДИ) и завершающих доводочных испытаний (ЗДИ) и готов к лётным поставкам для выполнения своих функции в составе космического аппарата «ЛУНА-ГЛОБ» разработки НПО имени С.А. Лавочкина. Имея самую высокую (в своём классе) геометрическую степень расширения сопла ($\bar{F}$ = 200) среди аналогов отечественного производства, двигатель сохраняет приемлемые габаритно-массовые характеристики, обеспечивает высокие энергетические и динамические параметры работы на всех режимах (импульсных и непрерывных). Общий вид и краткое описание двигателя представлены на рисунке 2.



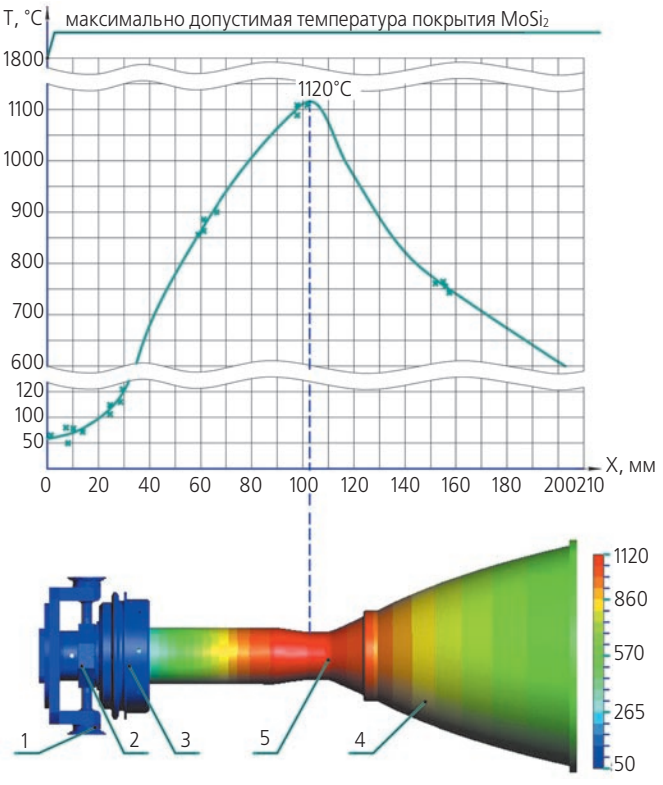
1 – камера сгорания с сопловым насадком; **2** – форсуночная головка; **3** – быстродействующие электромагнитные клапаны; **4** – сигнализаторы магнитоуправляемые; **5** – электронагреватель.

рисунок 2. Общий вид двигателя коррекции тягой 50 Н

Камера сгорания в разработанном двигателе выполнена из тугоплавкого ниобиевого сплава с защитным жаростойким покрытием из дисилицида молибдена $MoSi_2$, нанесённым на внутреннюю поверхность, а на наружной поверхности используется дисилицид ниобия $NbSi_2$, образованный силицированием ниобиевого сплава.

Проведенные огневые испытания в рамках этапов ДИ и ЗДИ, результаты которых представлены на рисунках 3, 4, 5, показывают:

1. Тепловое состояние двигателя (распределение температуры по наружной поверхности камеры и элементам ЖРДМТ) удовлетворительное. Максимальная температура камеры (при номинальных значениях входных параметров) не превышает 1120°С, что значительно ниже допустимой температуры 1800°С, которую обеспечивает материал камеры сгорания (ниобиевый сплав с жаростойким покрытием). Используемая схема смесеобразования совместно с жаростойким покрытием обеспечивает надёжную защиту камеры сгорания и запас по температуре стенки камеры сгорания. Результаты представлены на рисунке 3.



1 – клапан;
2 – смесительная головка;
3 – фланец соединения камеры сгорания и смесительной головки;
4 – камера сгорания с соплом;
5 – критическое сечение.

рисунок 3. Диаграмма изменения температуры элементов двигателя по его длине

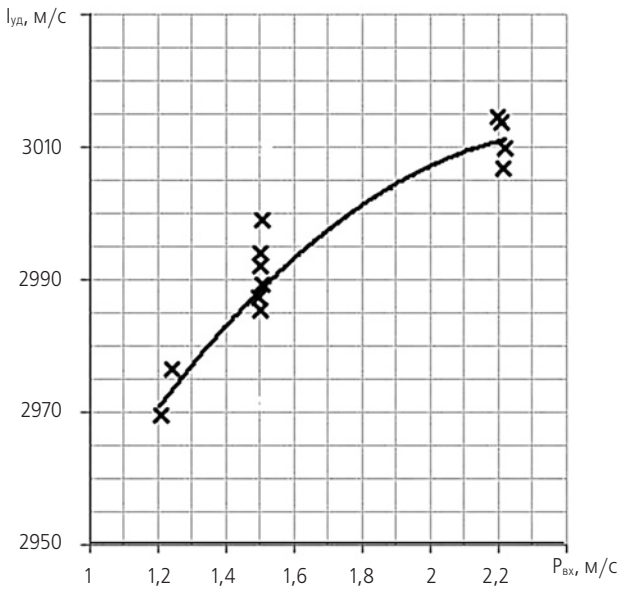


рисунок 4. График зависимости удельного импульса тяги от давлений компонентов топлива на входе в двигатель

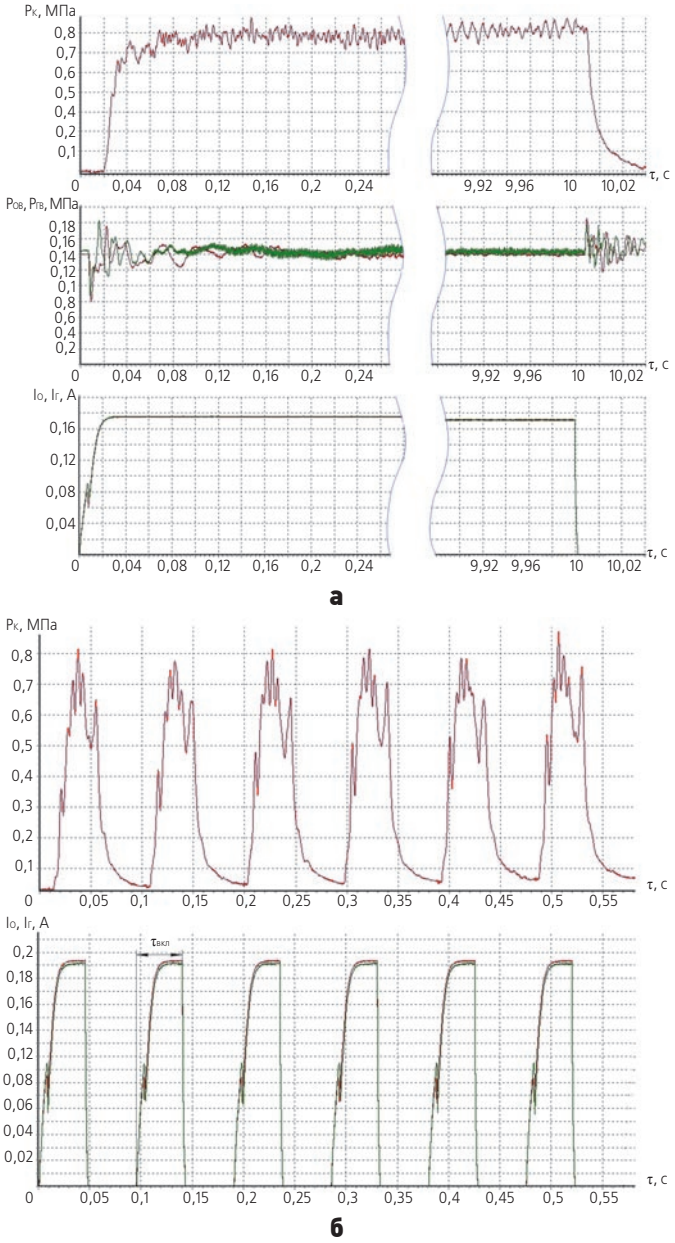
2. Двигатель имеет высокие энергетические характеристики. Необходимо подчеркнуть, что при изменении давления компонентов топлива на входе в двигатель в широком диапазоне 12…22 кгс/см^2 значение удельного импульса изменяется незначительно, см. рисунок 4.

Отметим, что в непрерывном номинальном режиме работы двигателя (при давлении компонентов топлива на входе $P_{вх}^{О,Г}$ = 15 кг/см^2 и соотношении расходов компонентов топлива k_m=1,85) удельный импульс, зарегистрированный по результатам испытаний всех ЖРДМТ С5.145.00-0, находится в диапазоне $I_{уд}^{н} = 305^{+2,2}_{-1,3}$ с. Это очень высокий удельный импульс для такого класса ЖРДМТ.

3. Наблюдается довольно устойчивая работа двигателя. На рисунке 5 представлены осциллограммы работы двигателя на непрерывном и импульсном ($\tau_{вкл}$=0,05 с) режимах. На графиках отражены изменения давления в камере сгорания $P_к$ в течение всего времени включения, величины тока в электромагнитных клапанах $I_о$, $I_г$ и давления окислителя и горючего $P_{ов}$, $P_{гв}$ на входе в двигатель.

Таким образом, разработанная в КБхиммаш струйно-центробежная схема организации рабочего процесса в камере сгорания подтвердила свою работоспособность и в двигателе тягой 50 Н.

Принятые конструкционные и технологические решения при создании двигателя тягой 50 Н обеспечили высокие энергетические и энергомассовые характеристики, а также устойчивую работу двигателя в широком диапазоне изменения давления компонентов топлива на входе в двигатель (при форсировании до 70,3 Н и дросселировании до 45,9 Н).



а – непрерывный режим; **б** – импульсный режим.
рисунок 5. Графики изменения параметров при работе двигателя

список литературы

Агеенко Ю.И. Исследование параметров смесеобразования и методический подход к расчетам и проектированию ЖРДМТ со струйно-центробежной схемой смешения компонентов АТ и НДМГ на стенке камеры сгорания // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2009. № 3 (19), часть 2. С. 171-177.

Агеенко Ю.И., Панин И.Г., Пегин И.В., Смирнов И.А. Обеспечение высоких характеристик и надежности ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4 (25). С. 68-74.

Статья поступила в редакцию 23.03.2015 г.

ТРЕБОВАНИЯ К ОБЛИКУ И ОСНОВНЫМ ПРОЕКТНЫМ ПАРАМЕТРАМ МИКРОРАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ЗАПУСКА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗМЕРНОСТЕЙ «НАНО», «ПИКО» И «ФЕМТО»

REQUIREMENTS FOR APPEARANCE AND BASIC DESIGN PARAMETERS OF THE MICRO-ROCKET COMPLEX, DESIGNED FOR LAUNCH OF «NANO», «PICO» AND «FEMTO»-SIZE SMALL SPACECRAFT

А.Ю. Данилюк[1], *кандидат технических наук, daniluk@pochta.ru;*
A.Yu. Daniluk

В.Ю. Клюшников[1], *доктор технических наук, wklj59@yandex.ru;*
V.Yu. Klyushnikov

И.И. Кузнецов[1], *кандидат технических наук, i_kuz@inbox.ru;*
I.I. Kuznetsov

А.С. Осадченко[1], *кандидат технических наук, ecologrcd@tsniimash.ru;*
A.S. Osadchenko

В статье предлагается концепция микроракетного комплекса, предназначенного для выведения на околоземную орбиту малых космических аппаратов размерностей «нано», «пико» и «фемто». Обосновываются требования к облику и основным проектным параметрам микроракетного комплекса. Анализируются характеристики возможных прототипов и аналогов такого комплекса.

Ключевые слова: сверхлегкая ракета-носитель; микроракета; масса полезного груза, выводимого на опорную орбиту.

The article proposes the concept of micro-rocket complex designed to launch «nano», «pico» and «femto»-size small spacecraft into the Earth orbit. The requirements for appearance and basic design parameters of the micro-rocket complex are justified. The characteristics of possible prototypes and analogues of this complex are analysed.

Key words: extra-light-lift launch vehicle; micro-rocket; payload mass injected into reference orbit.

Одной из основных тенденций развития космической техники является микроминиатюризация, причем не только электронной компонентной базы и отдельных устройств и агрегатов, но и изделий в целом. Это обусловлено прежде всего активным развитием технологий: микроэлектроники, новых материалов, программных средств и т.д. Космические аппараты (КА), получившие наименование «малые», запускаются с начала 1980 года. Общепринятая классификация малых КА (МКА), предложенная Мартином Свитингом (*Martin Sweeting*) (*Макриденко Л.А. и др.*, 2010), представлена в таблице 1.

Количество выведенных на орбиту МКА класса «нано» в 2011–2013 гг. составило 60% от общего количества МКА и продолжает увеличиваться (рисунок 1). Сохраняется устойчивая тенденция возрастания относительной доли МКА в общем количестве запусков КА (*Reizniece-Ozola Dana et al.*, 2012).

[1] ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

Federal Enterprise «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

таблица 1 – Размерный ряд космических аппаратов (*Макриденко Л.А. и др.*, 2010)

размер	масса	стоимость изготовления, млн. €	время активного существования
большие	1000 кг	300	более 10 лет
малые	<1000 кг	100	3–5 лет
мини	500 кг	30	2 года
микро	50 кг	10	1,5 года
нано	1–10 кг	1	1 год
пико	100 г	0,1	менее 1 года
фемто	<100 г	<0,1	менее 1 года

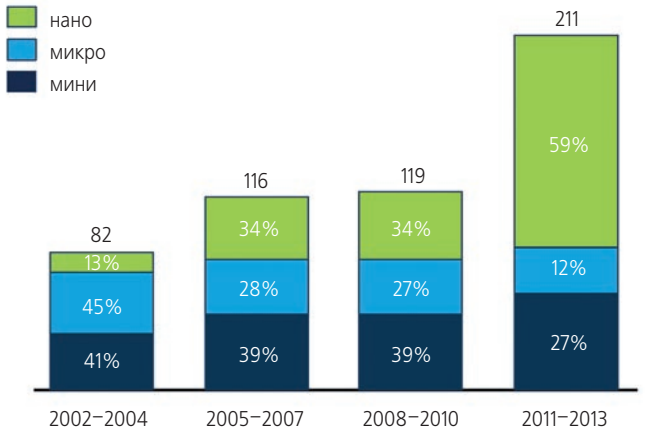


рисунок 1. Доля выведенных на орбиту МКА класса «нано» в 2011–2013 гг. (*Исследование рынка…*)

Следует учитывать также, что масса МКА уменьшается в среднем на 8% ежегодно (рисунок 2), причем снижение массы сопровождается расширением функциональных возможностей МКА.

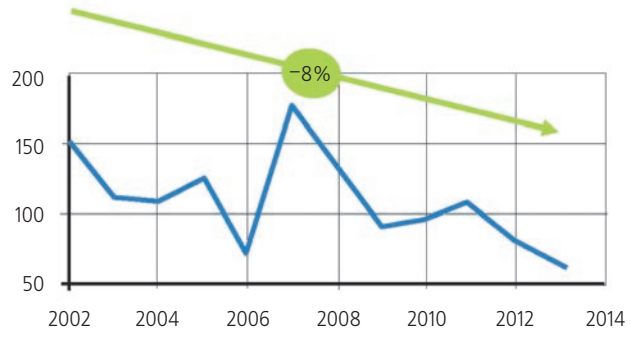


рисунок 2. Динамика уменьшения средней массы МКА (*Исследование рынка…*)

Специализированные средства выведения на орбиту малых КА размерностей «нано», «пико» и «фемто» отсутствуют. Запуск МКА осуществляется или с борта Международной космической станции, или попутно с выведением тяжелых КА (*Брюханов Н.А. и др.*, 2012).

Согласно существующей классификации к классу «сверхлегких» ракет-носителей (РН) относят РН, способные вывести на низкую околоземную орбиту полезный груз массой не более 300–400 кг (*Афанасьев И. и др.*, 2006; *Сенькин В.С.*, 2009). Нужно сказать, что и на заре космической эры, и в настоящее время создавались и создаются РН, которые в принципе можно отнести к классу сверхлегких, но их малая размерность обусловлена технологическими или финансовыми ограничениями, а не целевой необходимостью. Так, первые американские РН являлись сверхлегкими: «АВАНГАРД» («VANGUARD») – до 24 кг полезного груза; «ЮНОНА-2» («JUNO II») – масса полезного груза составляла 41 кг; «СКАУТ» («SCOUT») – в первых модификациях на орбиту выводилось не более 88 кг груза (*Афанасьев И. и др.*, 2006). Самой легкой РН, которая успешно вывела на орбиту КА, называют японскую РН «ЛАМБДА-4S» («LAMBDA-4S»), стартовая масса которой составляла всего лишь 9,4 т (*Афанасьев И. и др.*, 2006). В этом ряду можно назвать также РН молодых космических держав – Ирана (РН «САФИР-1» грузоподъёмностью 25–65 кг) и Северной Кореи (РН «ЫНХА-3», способная вывести на орбиту до 100 кг). Создаваемые ведущими космическими державами ракеты-носители сверхлегкого класса принципиально отличаются от перечисленных выше целевым назначением – они предназначены для выведения на орбиту малых КА.

В отличие от уже существующих и создаваемых ракет-носителей сверхлегкого класса, РН, предназначенные для выведения на орбиту МКА размерностей «нано», «пико» и «фемто», предлагается называть микроракетами.

Представляется, что создание нового класса ракет-носителей – микроракет, предназначенных для выведения на орбиту полезных грузов массой порядка 10 кг и ниже, существенно расширит области применения МКА и еще больше снизит их стоимость, включая стоимость запуска.

К преимуществам запусков МКА при помощи микроракет, по сравнению с упомянутыми выше способами выведения МКА на орбиту, помимо низкой стоимости, следует отнести (*Клюшников В.Ю. и др.*, 2013):

- экологичность: из-за малой начальной стартовой массы микроракеты ее воздействие на окружающую среду будет существенно меньше, чем существующих РН;
- оперативность (запуск МКА не нужно привязывать к запуску очередного «ПРОГРЕССА» или «СОЮЗА» или – к плановому пуску ракеты-носителя);
- возможность использования для пуска микроракеты стартовых комплексов (пусковых устройств) различного базирования: наземных, авиационных, аэростатических, морских; за счет этого можно существенно расширить диапазон азимутов пусков и, соответственно, – наклонений орбит;
- меньшая стоимость выведения единичного МКА по сравнению с РН большей размерности.

На наш взгляд, стоимость и доступность микроракет должна соответствовать стоимости и доступности малых КА, в совокупности с которыми они должны составлять единый ракетно-космический комплекс. Исходя из этого могут быть сформулированы следующие требования к микроракетному комплексу:

- минимальная стартовая масса ракеты в сочетании с высоким энергомассовым совершенством;
- возможность пуска с подвижных платформ;
- высокая технологичность, простота подготовки к пуску и безопасность.

1. Стартовая масса и энергомассовое совершенство микроракеты

Начальную стартовую массу микроракеты можно оценить в результате решения задачи оптимизации основных проектных параметров по критерию максимальной массы полезного груза, выводимого на низкую околоземную орбиту (рисунок 3) (*Сенькин В.С.*, 2009).

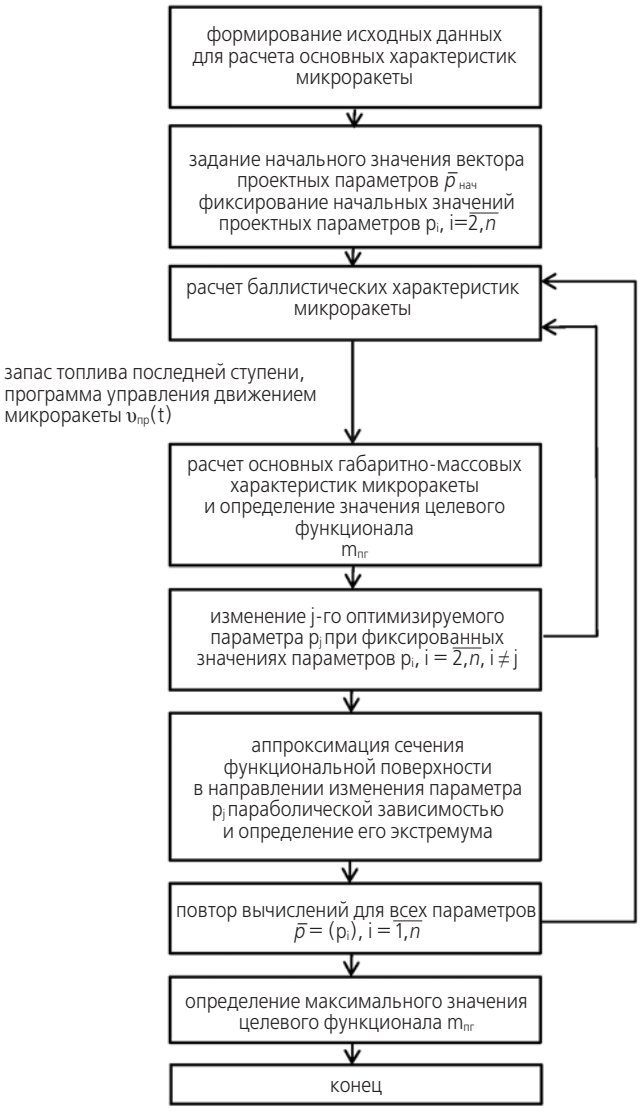


рисунок 3. Алгоритм оптимизации проектных параметров микроракеты

Задача оптимизации формулируется следующим образом. Необходимо определить значение вектора проектных параметров $\bar{p} = \bar{p}_{opt}$, обеспечивающего максимальное значение целевого функционала $I(\bar{x}, \bar{c}, \bar{p}_{opt})$ (в данном случае массы полезного груза $m_{пг}$)

$$I(\bar{x}, \bar{c}, \bar{p}_{opt}) = \max_{p} m_{пг}(\bar{x}, \bar{c}, \bar{p}) \qquad (1)$$

при заданных ограничениях на области изменения векторов $\bar{x}$, $\bar{c}$, $\bar{p}$ и при выполнении требуемых условий выведения КА на заданную круговую орбиту по высоте $H_{тр}$, скорости $V_{тр}$ и углу наклона вектора скорости к местному горизонту $Q_{тр}$.

В (1) обозначено:

$\bar{x}$ – вектор исходных данных: характеристики условий пуска; параметры, характеризующие схему полета; характеристики используемых конструкционных и теплозащитных материалов, компонентов ракетного топлива и ряд других параметров;

$\bar{c}$ – вектор параметров, характеризующих облик микроракеты: количество ступеней; характеристики конструкции и т.п.;

$\bar{p}$ – вектор проектных (оптимизируемых) параметров: масса полезного груза, выводимого на требуемую орбиту (значение целевого функционала); габаритно-массовые характеристики микроракеты в целом и основных ее элементов и подсистем; прочностные, баллистические, энергетические характеристики; программа управления полетом, а также тяговые и расходные характеристики маршевых и рулевых двигателей.

В качестве ограничений выступают конструктивно-технологические требования, условия эксплуатации, условия прочности несущих элементов конструкции, условия работоспособности двигательных установок и т.п.

В результате итерационных просчетов по представленному на рисунке 3 алгоритму получена приближенная зависимость начальной стартовой массы микроракеты M_0 от массы полезного груза $m_{пг}$, выводимого на низкую околоземную орбиту высотой порядка 200 км (рисунок 4).

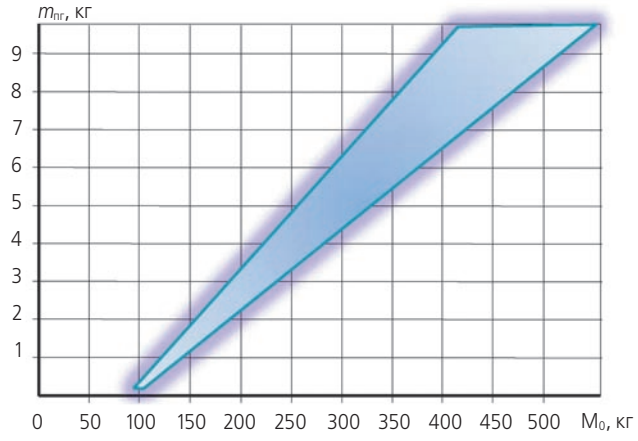


рисунок 4. Приближенная зависимость начальной стартовой массы микроракеты от массы полезного груза, выводимого на низкую околоземную орбиту

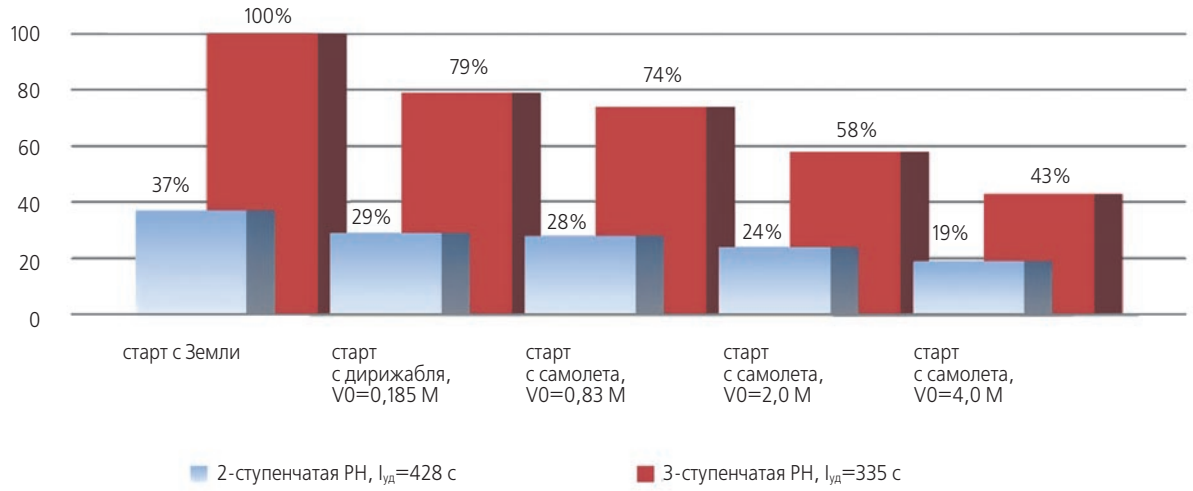


рисунок 5. Относительное снижение стартовой массы РН (%) при различных способах пуска

Расчеты носят крайне приблизительный, прикидочный характер. Многие проблемные вопросы создания такой ракеты требуют углубленной конструкторской проработки. Среди них:

1. Компенсация снижения энергомассового совершенства с уменьшением начальной стартовой массы ракеты. Ожидается, что энергомассовое совершенство микроракеты не превысит 2%. В связи с этим для уменьшения стартовой массы ракеты, видимо, придется изыскивать варианты повышения энергетических возможностей микроракетного комплекса за счет внешних факторов (например пуск после предварительного разгона с использованием подвижного пускового устройства).

2. Выбор типа топлива и, соответственно, создание ракетного двигателя для микроракеты. Очевидно, что при малых размерах микроракеты использование криогенных компонентов топлива проблематично. Использование твердого смесевого ракетного топлива нежелательно по причине недостаточно большого удельного импульса тяги и невозможности управления тягой ракетного двигателя. Высококипящие топлива на основе гидразина, пентаборана или люминала – высокотоксичны. В связи с этим целесообразно рассматривать перспективные высокоэнергетические, но вместе с тем безопасные ракетные топлива, как, например, не так давно полученный тринитрамид $N(NO_2)_3$ (*Rahm M. et al.*, 2011) или топливные пары на основе ультрадисперсного алюминия и воды (*Бербек А.М.*, 2012). В еще более отдаленной перспективе можно рассматривать так называемые микрокапсулированные (микрогранулированные, капсулированные) топлива, представляюшие собой дисперсную структуру из топливных микрогранул, в которые помещают микроколичества горючего и (или) окислителя (*Бурдаков В.П.*, 2007). Использование микрокапсулированного топлива позволит существенно повысить энергомассовое совершенство РН, поскольку вместо двух баков окислителя и горючего в ракетном блоке предоставляется возможность использовать один общий бак для топлива.

2. Целесообразность пуска микроракет с подвижных платформ

Пуск микроракет с подвижных платформ позволяет сообщить ракете некоторую начальную скорость и тем самым снизить ее стартовую массу или увеличить массу полезного груза, выводимого на орбиту. В качестве подвижных платформ, обеспечивающих начальный разгон микроракеты, целесообразно рассматривать катапультные разгонные устройства, а также авиационные или аэростатические носители (пусковые устройства).

В настоящее время в ряде стран ведутся теоретические и экспериментальные проработки средств запуска космических объектов, представляющих собой электромагнитный ускоритель (электродинамический ускоритель массы), получающий энергию от батареи конденсаторов (*Фионов А.С.*, 2007). Недостатком таких систем является очень высокое ускорение при запуске КА, достигающее ~10^4 g. Бортовая аппаратура и большинства существующих, и перспективных МКА такую перегрузку не выдержит. Поэтому более реалистичен вариант с воздушным стартом микроракеты.

На рисунке 5 представлены результаты оценки относительного снижения стартовой массы (%) РН с последовательным соединением ракетных блоков при наземном и воздушных стартах (*Куренков В.И.*, 2012).

При оценке за 100% принята начальная стартовая масса трехступенчатой ракеты с двигателем с удельным импульсом тяги 335 с при пуске с наземного пускового устройства.

Высота пуска РН для летательных аппаратов со скоростью 0,185 М, 0,83 М и 2,0 М составляла 12 км, для самолета со скоростью 4,0 М принималась равной 17 км.

Анализ результатов оценки показывает, что чем больше скорость и высота полёта дирижабля или самолёта, тем меньшая масса микроракеты требуется для вывода фиксированной полезной нагрузки. Благодаря существенному уменьшению аэродинамических и гравитационных потерь на участке выведения грузоподъемность микроракеты при воздушном старте повышается на 14–15% по сравнению с наземным пуском (или пропорционально снижается начальная стартовая масса) (*«Воздушный старт»…*). Из рассмотренных вариантов наиболее эффективным в весовом отношении является старт с гиперзвукового самолета при М=4. Относительно более выгодный по критерию минимальной стартовой массы вариант микроракеты с тремя ступенями.

Следует заметить, что проблема практической реализации проектов воздушных стартов связана с экономическим аспектом создания сложной технической системы, в которой появляются новые элементы, в том числе самолеты специального назначения. Возможно, это потребует не меньших материальных и временных ресурсов, чем для создания микроракетного комплекса с наземным стартом. Однако стоимость выведения на орбиту МКА размерности «нано», «пико» и «фемто» микроракетой с воздушным стартом может уменьшиться, по крайней мере, на 40–50% по сравнению с использованием существующих средств и методов выведения (*«Воздушный старт»…*).

3. Технологичность, подготовка к пуску и безопасность

Высокая технологичность микроракетного комплекса, простота подготовки ракеты к пуску должны обеспечиваться высокой заводской готовностью микроракеты и МКА. Предполагается, что максимальный объем работ по подготовке микроракеты космического назначения к пуску, включая малый космический аппарат, будет осуществляться на заводе-изготовителе. Микроракета космического назначения, полностью собранная и прошедшая полный цикл контрольных испытаний, должна поступать Заказчику пуска в транспортно-пусковом контейнере (ТПК). Желательно достижение как можно большего времени нахождения микроракеты в ТПК в готовности к пуску (по крайней мере в течение нескольких дней).

Безопасность эксплуатации микроракетного комплекса будет определяться в основном типом используемых компонентов топлива, их токсичностью и пожаровзрывоопасностью. В силу малых габаритов и массы, микроракета изначально менее опасна в эксплуатации по сравнению с эксплуатируемыми РН.

4. Проекты ракетных комплексов для запуска МКА

В таблице 2 представлены характеристики некоторых проектов ракетных комплексов для запуска МКА.

Наиболее близок к описанной в настоящей статье концепции микроракеты американский проект PILOT (другое название – система запуска искусственных спутников Земли NOTSNIK). Проект был инициирован в начале 1958 года группой инженеров военно-морских сил США и предполагал создание и запуск разведывательных, инспекционных и навигационных КА, а также отработку системы перехвата КА вероятного противника (*Афанасьев И. и др.*, 2006; *Викторов В.*, 1983). В основе проекта – 6-ступенчатая твердотопливная РН NOTS массой менее 1 т, запускаемая с модифицированного палубного реактивного истребителя Douglas F-4D-1 Skyray. NOTSNIK являлся самой миниатюрной из известных систем запуска КА, даже с учетом массы самолета-носителя.

Пять из шести пусков потерпели неудачу из-за различных отказов РН. Исключение составлял запуск 22 августа 1958 года, когда ракета, запущенная с самолета-носителя вблизи побережья Калифорнии, отработала штатно. Проект был закрыт, поскольку технологии начала 1960-х годов не позволяли реализовать заданные целевые функции в массе и габаритах КА, который ракета NOTS могла вывести на орбиту: чуть больше 1 кг.

Идея авиационной системы запуска КА была реанимирована в США в 1977 г. как ответ на развертывание в СССР программы «Истребитель спутников», в рамках Стратегической оборонной инициативы (Strategic Defense Initiative – SDI). Авиационный ракетный комплекс перехвата (АРКП), предназначенный для поражения КА противника на низких орбитах, разрабатывался на конкурсной основе американскими фирмами Vought, Boeing и McDonnell Douglas. В 1979 году фирма Vought победила в конкурсе и получила контракт на производство противоспутникового комплекса, получившего обозначение ASM-135A ASAT (*Викторов В.*, 1983).

В состав АРКП входил самолет-носитель F-15A и двухступенчатая ракета ASAT (Anti-Salellile), известная также как ALMV (Air-Launched Miniature Vehicle). Масса ракеты – около 1200 кг, длина 6,1 м. Полезной нагрузкой являлся малогабаритный перехватчик MHIV (Miniature Homing Intercept Vehicle) массой 15,4 кг. Максимальная высота перехвата составляла 560 км. Было выполнено пять пусков ASAT,

таблица 2 – Характеристики проектов ракетных комплексов для запуска МКА – аналогов микроракетного комплекса для запуска МКА размерностей «нано», «пико» и «фемто»

№ пп	характеристика	проекты ракетных комплексов (страна, год)				
		PILOT (Precursor In-situ Lunar Oxygen Testbed), (NOTSNIK) США, 1958 (*Железняков А.Б.*, 2012)	«ИШИМ», Россия, 1997 (*Лукашевич В. и др.*, 2009)	«АЛДАН», компания «Лин Индастриал», Россия, 2011 (*Двухступенчатая ракета-носитель…*)	Программа NPD (NanoPayload Delivery), США, DARPA, 2008 (*Разработка ракет-носителей…*)	ALASA (Airborne Launch Assist Space Access), США, 2012 (*Airborne Launch…*)
	пусковое устройство	модифицированный палубный истребитель F-4D-1 «Skyray»	тяжелый истребитель-перехватчик МиГ-31Д	наземный старт	наземные, морские и воздушные (на базе истребителей F-15E или F-16) пусковые устройства	истребитель F-15E «Strike Eagle»
	длина ракеты, м	4,38	10,76	14,4	3,6–4,0 м	7,3
	количество ступеней ракеты	6	3	2	>2	2
	масса ракеты, т	0,95	10,3	~8,1	<1	≤10
	высота пуска ракеты (для ракет, пускаемых с авиационных носителей), м	12500	15000–18000	0	~12000	12000
	параметры орбиты: - высота, км - наклонение, град	~100×2400 –	300 (при массе ПГ 160 кг) –	200 –	200 –	200 –
	двигательная установка	на всех ступенях – РДТТ	На всех ступенях – РДТТ	1 ступень – 4 рулевых камеры от ЖРД РД-108А; 2 ступень – 1 рулевая камера от ЖРД РД-108А.	ЖРД	4 монотопливные ЖРД в головной части
	максимальная масса полезного груза, выводимого на ОИСЗ, кг	1,05	120–160	100	От 10 до 100	45
	стоимость пуска, $ млн.	–	–	1,2	≤0,1	1, с перспективой снижения до 0,5

последний состоялся 30 сентября 1986 года. В начале 1988 года работы по системе ASAT были прекращены по решению Конгресса США.

В 2008 году по заказу Агентства по перспективным оборонным научно-исследовательским разработкам США (DARPA) начались работы по программе NPD (NanoPayload Delivery). Основной вопрос, который DARPA поставила перед исследователями, заключался в оценке возможности создания ракеты-носителя размером с управляемую ракету класса «воздух-воздух», способную выводить на орбиту наноспутники.

Видимо, на основе результатов, полученных по программе NPD, в настоящее время фирмой Boeing по контракту с DARPA разрабатывается проект системы Airborne Launch Assist Space Access (ALASA). В марте 2014 года Boeing опубликовал концепт-арты проекта ALASA. Цель контракта – изготовление до 12 ракет для проведения испытаний. Летные испытания системы ALASA запланированы на середину 2015 года, а первое выведение МКА на орбиту – на начало 2016 года. Система задумана как альтернатива групповому попутному запуску МКА («райдшеринг»).

Из российских проектов следует в первую очередь отметить проект «ИШИМ», совместный с Республикой Казахстан. Авиационный ракетно-космический комплекс «ИШИМ» разрабатывался для запуска МКА гражданского назначения с самолета МиГ-31Д. МиГ-31Д – проект советского КБ «Вымпел» по раз-

работке противоспутниковой ракеты, запускаемой с самолета (1978 г.). На заводах ОКБ «МиГ» было построено два самолета МиГ-31Д, которые впоследствии достались Казахстану. Однако в 2007 году казахстанская сторона отказалась от участия в проекте по причине «…слабой маркетинговой проработки и невозможности выхода на рынок…» (*Верхотуров Д.*, 2007).

На сегодняшний день в России разрабатывается единственный проект по созданию сверхлегких РН: двухступенчатая РН «АЛДАН», рассчитанная на полезную нагрузку до 100 кг. Разработчик – ООО «ЛИН Индастриал», являющийся резидентом кластера «Космические технологии и телекоммуникации» инновационного центра «Сколково». Однако РН «АЛДАН» для запуска малых космических аппаратов размерностей «нано», «пико» и «фемто» переразмерена и мало чем отличается от созданных ранее и эксплуатируемых в настоящее время РН легкого класса.

Проведенный анализ показывает, что для целей, заявленных в данной статье, наиболее перспективным является авиационно-космический микроракетный комплекс с трехступенчатой жидкостной ракетой массой не более 1 т, использующей перспективные высокоэнергетические и экологичные топлива.

список литературы

Афанасьев И., Лавренов А. Большой космический клуб. М.: Издательский дом «Новости космонавтики», Издательство «РТСофт», 2006. 256 с.

Бербек А.М. Теоретическое обоснование создания ракетного двигателя на порошкообразном металлическом горючем и воде в качестве окислителя: дис. на соискание ученой степени канд. техн. наук. Пермь, 2012. 152 с.

Брюханов Н.А., Беляев М.Ю., Цветков В.В. Грузовой корабль «ПРОГРЕСС» – платформа для космических экспериментов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 34-40.

Бурдаков В.П. Нанотопливо – прорыв в будущее // Российский космос. 2007. № 8. С. 66-71.

Верхотуров Д. «ИШИМ» не полетит // Эксперт, Наука и техника, Мир 25.06.2007. Сайт «Эксперт-online». URL: http://newsbabr.com/?IDE=38597 (дата обращения: 21.03.2015).

Викторов В. Разработка в США средств поражения космических объектов (рус.) // Зарубежное военное обозрение. 1983. № 4. С. 45-47.

«Воздушный старт» под угрозой. Сайт ДС – Деловая столица. URL: http://www.dsnews.ua/politics/art11007 (дата обращения: 20.03.2013).

Двухступенчатая ракета-носитель (РН) космического назначения сверхлегкого класса «АЛДАН» с полезной нагрузкой (ПН) до 100 кг, на экологически безопасных топливных компонентах. Сайт компании «Лин Индастриал». URL: http://www.spacelin.ru/#!aldan/c99b (дата обращения: 19.03.2015).

Железняков А.Б. Секреты американской космонавтики. М.: Эксмо, 2012. 333 с.

Исследование рынка малых космических аппаратов в ретроспективе 2002–2013 гг. и с прогнозом до 2020 г. Сайт компании «O2CONSULTING». URL: www.o2consulting.ru (дата обращения: 18.03.2015).

Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Методические аспекты разработки стратегии развития системы средств выведения космических аппаратов на орбиту // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 47-52.

Куренков В.И. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 2. Основы проектирования ракет-носителей [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / В.И. Куренков; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). Электрон. текстовые и граф. дан. (5,6 Мбайт). Самара, 2012. 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Лукашевич В., Афанасьев И. Космические крылья. М.: ООО «ЛенТа Странствий», 2009. 496 с.

Макриденко Л.А., Волков С.Н., Ходненко В.П. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов // Вопросы электромеханики. 2010. Т. 114. С. 15-26.

Разработка ракет-носителей с воздушным стартом дли запуска малых космических аппаратов. Часть III. Сайт «Необычный портал о необычных вещах». URL: http://unnatural.ru/micboost-3 (дата обращения: 21.03.2015).

Сенькин В.С. Оптимизация проектных параметров ракеты-носителя сверхлегкого класса // Техническая механика. 2009. № 1. С. 80-88.

Фионов А.С. Электромагнитный старт и «жидкостное дыхание» для выведения человека в космос // Ракетно-космическая техника. 2007. Сер. 12, Вып. 1. С. 153-155.

Airborne Launch Assist Space Access (ALASA). Сайт DARPA. URL: http://www.darpa.mil/Our_Work/TTO/Programs/Airborne_Launch_Assist_Space_Access_%28ALASA%29.aspx (дата обращения: 19.03.2015).

Rahm M., Dvinskikh S.V., Furó I., Brinck T. Experimental Detection of Trinitramide, N(NO2)3 // Angewandte Chemie International Edition. 2011. № 50. P. 1145-1148.

Reizniece-Ozola Dana, La Regina Veronica. Business and legal aspects for small satellite control and payload data download using available commercial space-based communication systems // ISU EMBA. 2012. Module E – Thesis. 85 p.

Статья поступила в редакцию 23.03.2015 г.

УДК 621.396

МНОГОЗОНАЛЬНОЕ СКАНИРУЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО МЕТЕОСПУТНИКА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1

Ю.М. Гектин[1],
кандидат технических наук,
gektin_y@mail.ru;
Yu.M. Gektin

Рассматривается принцип действия и конструктивные особенности многозонального сканирующего устройства МСУ-ГС, предназначенного для работы на борту геостационарного метеоспутника «ЭЛЕКТРО-Л» № 1. Устройство обеспечивает полный обзор полушария Земли за 5 мин с периодичностью до 15 мин в десяти спектральных каналах видимого и инфракрасного диапазона с пространственным разрешением в надире 1 км в видимой и 4 км – в инфракрасной областях спектра.

Ключевые слова: геостационарные метеоспутники; спектрозональная съемка Земли; сканирующее устройство.

MULTI-ZONE SCANNING DEVICE FOR THE «ELECTRO-L» № 1 GEOSTATIONARY METEO SATELLITE

А.С. Селиванов[1],
профессор, доктор технических наук,
selivanov@spacecorp.ru;
A.S. Selivanov

The operating principle and the design features of the multi-zone scanning device MSU-GS, intended for use onboard the geostationary meteo satellite «ELECTRO-L» № 1, are considered. The device provides a full survey of the Earth hemisphere during 5 minutes with intervals up to 15 minutes in 10 spectral channels of the visible and infrared (IR) bands with a spatial resolution at nadir of 1 km in the visible spectral band and 4 km in the IR-band.

Key words: geostationary meteo satellites; The Earth spectrozonal photography; scanning device.

В двух юбилейных выпусках журнала (*Селиванов А.С.*, 2012; *Молотов Е.П.*, 2014) достаточно подробно рассмотрен вклад ОАО «Российские космические системы» в работы НПО имени С.А. Лавочкина. Однако одна из успешных работ последнего времени не нашла в них отражения: а именно создание системы метеорологических наблюдений с геостационарного метеорологического спутника «ЭЛЕКТРО-Л» № 1.

Основным и наиболее сложным по конструктивному исполнению прибором этого спутника является многозональное сканирующее устройство МСУ-ГС, описание которого приводится ниже.

Основной задачей этого устройства является регулярное (с периодом до 15 мин) наблюдение всего видимого диска Земли в нескольких спектральных диапазонах видимой и инфракрасной областей спектра в интересах решения прежде всего ряда важных гидрометеорологических и природоведческих задач (*Асмус В.В., Дедюченко В.Н., Загребаев В.А. и др.*, 2012).

Приборы подобного назначения разрабатывались и ранее, для установки на геостационарных спутниках первого поколения. Современное поколение спутников, имеющее стабилизацию в пространстве по трем осям, потребовало разработки более сложных устройств наблюдения, обладающих двухкоординатными сканирующими системами.

Геостационарный спутник «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 с устройством МСУ-ГС был запущен в январе

[1] ОАО «Российские космические системы», Россия, г. Москва.

[1] JSC «Russian Space Systems», Russia, Moscow.

2011 года и с некоторыми ограничениями работает до настоящего времени.

Аналогичный по назначению геостационарный метеоспутник был запущен ВНИИЭМ в 1994 году (*Трифонов Ю.В.*, 2008). Наиболее близкий аналог МСУ-ГС – прибор Imager спутника «GOES-12» (*Effects of Ice Decontaminatoin on GOES-12 Imager Calibration*, 2013).

Прибор для геостационарной съемки (МСУ-ГС) содержит две независимые оптико-механические системы (модуля), жестко связанные между собой: МСУ-ГС-ИК и МСУ-ГС-ВД. Первая обеспечивает получение изображений в среднем и дальнем (тепловом) инфракрасном 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; 12,5 мкм) с пространственным разрешением в центре диска Земли 4 км, вторая – в видимом и ближнем ИК-диапазонах спектра (0,50–0,65; 0,65–0,80; 0,8–0,9 мкм) с пространственным разрешением 1 км. Изображения в трех спектральных каналах диапазона 5,7–9,2 мкм и в трех спектральных каналах диапазона 9,2–12,5 мкм регистрируются последовательно, путем смены фильтров.

Оптическая система, формирующая изображения в спектральном диапазоне 3,5–12,5 мкм, имеет угловое поле зрения 20°×20°, а оптическая система, формирующая изображения в спектральном диапазоне 0,5–0,9 мкм – 19°×26,1°. Увеличение поля зрения в кадровом направление связано со смещением изображений диска Земли в спектральныхдиапазонах 0,5–0,65 и 0,65–0,8 мкм относительно центра кадра на угловую величину 2,86°+0,33°, вызванную разведением приемников излучения в фокальной плоскости объектива в кадровом направлении.

Функционально каждая оптическая система содержит:

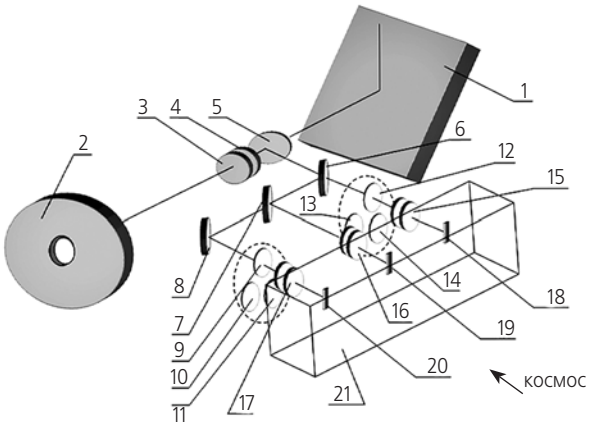
- плоское сканирующее зеркало, обеспечивающее перемещение визирной оси устройства по заданному закону;
- фокусирующую систему (объектив);
- систему фильтров, формирующих заданные спектральные диапазоны съемки;
- приемники излучения;
- систему бортовой калибровки.

Принципиальная оптическая схема системы, формирующей изображения в спектральном диапазоне от 3,5 до 12,5 мкм, приведена на рисунке 1. Схема включает: двухкоординатное сканирующее зеркало, телескопическую систему, спектроделительную систему, сменные фильтры, фокусирующие объективы и многоэлементные приемники излучения.

Сканирующее зеркало выполнено из ситалла, имеет габариты 365×235×36 мм и облегчено с помощью системы взаимно-перпендикулярных отверстий, используемых для крепления в них элементов оси вращения и стоек рамы, в которой подвешивается зеркало. В процессе формирования изображения зеркало перемещает визирную ось по двум координатам в угловом поле 20°×20°. Высокоточные приводы сканирующих систем прибора были разработаны в СКБ ИКИ РАН (г. Таруса).

Телескопическая система и фокусирующие объективы составляют объектив модуля, имеющего следующие параметры: фокусное расстояние – 275 мм, относительное отверстие системы – 1:1,25, диаметр входного зрачка 220 мм, мгновенное поле системы – 22,5 угл. с. Телескопическая система выполнена по схеме Галилея. Первый компонент системы – сферическое зеркало диаметром 230 мм из ситалла СО-115М, второй компонент – двухлинзовый объектив (материал линз – германий). Формирование изображений в плоскости приемников излучения осуществляется линзовыми фокусирующими объективами. Материал линз – германий. Объектив диапазона 5,7–9,2 мкм имеет фокусное расстояние 44,36 мм, объектив диапазона 3,5–4,0 мкм – 51,33 мм, объектив диапазона 9,2–12,5 мкм – 55,5 мм.

Реализованная в модуле схема (рисунок 1) позволяет после телескопической системы установить спектроделительную систему из интерференционных фильтров.



1 – двухкоординатное сканирующее зеркало; **2, 3, 4, 5** – телескопическая система; **6, 7, 8** – спектроделительная система; **9, 10, 11, 12, 13, 14** – сменные фильтры; **15, 16, 17** – фокусирующие объективы; **18, 19, 20** – многоэлементные приемники излучения; **21** – радиационный холодильник.

рисунок 1. Оптическая схема устройства МСУ-ГС, формирующая изображения в диапазоне 3,5–12,5 мкм

Спектроделительная система формирует три потока излучения в диапазонах 3,5–4,0; 5,7–9,2 и 9,2–12,5 мкм. Дальнейшее формирование диапазонов осуществляется сменой фильтров. В качестве приемников излучения в диапазоне 3,5–12,5 мкм в устройстве используются отечественные многоэлементные (матричные) ИК-фотоприемники (разработка ОАО «НПО «Орион»), преобразующие тепловое излучение, поступающее на его фото-чувствительные элементы, в электрические сигналы с последующим их мультиплексированием. Фотоприемники имеют формат 2×96 элементов и представляют собой ги-

бридную сборку матрицы фотодиодов тройного соединения на основе CdHgTe (КРТ) и двух чипов кремниевой охлаждаемой большой интегральной схемы (БИС) предварительной обработки сигналов на едином контактном растре, размещаемом в фокальной плоскости формирующей оптической системы. Размер чувствительного элемента 35×35 мкм. Приемники длинной стороной ориентированы по строке изображения. Использование в аппаратуре ИК-приемников данной размерности позволяет за один разворот сканирующего зеркала в строчном направлении на угол ±10° сформировать 96 строк изображения. Для формирования полного кадра визирная ось сканирующего зеркала в кадровом направлении дискретно отклоняется 34 раза на угол 35 угл. мин.

Система содержит три приемника, каждый из которых оптимизирован на свой спектральный диапазон путем изменения концентрации компонентов тройного соединения CdHgTe. Охлаждение приемников среднего и дальнего ИК-диапазона 3,5–12,5 мкм до температуры 80 К осуществляется с помощью общей радиационной системы охлаждения, ориентированной в космическое пространство (разработка ОАО «НИИЭМ»).

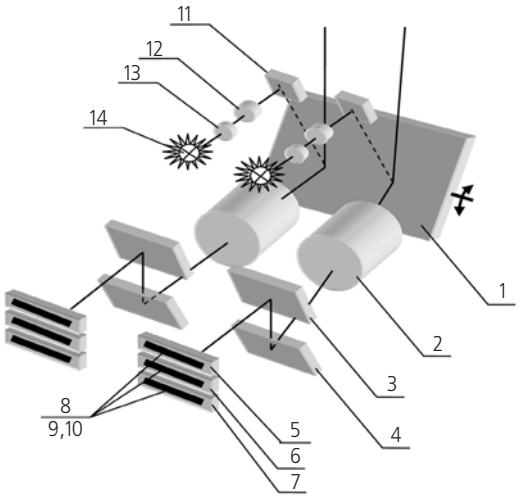
Принципиальная оптическая схема устройства, формирующая изображения в спектральном диапазоне 0,5–0,9 мкм, приведена на рисунке 2. Схема включает: однокоординатное сканирующее зеркало, две идентичные системы формирования изображения, каждая из которых содержит объектив, систему плоских зеркал, фильтры, формирующие спектральный диапазон, и многоэлементные приемники излучения и две идентичные системы бортовой калибровки.

В качестве приемников излучения в системе видимого и ближнего ИК-диапазона используются линейные ПЗС, имеющие размерность 6000 элементов и размер чувствительного элемента 10×10 мкм.

Использование приемника данной размерности и линзового объектива апохромата с фокусным расстоянием 360 мм и угловым полем зрения 10° позволяет сформировать угловое поле зрения 9,5° (полдиска Земли). Для получения изображения полного диска Земли в аппаратуре используются два формирующих узла, оптические оси которых развернуты на угол 4,75°.

Для формирования эталонных потоков излучения определенного спектрального состава и заданной интенсивности в аппаратуру МСУ-ГС введены блоки бортовой калибровки по эталонным источникам. Блоки калибровки информационных каналов, обеспечивающих получение изображений в диапазоне 0,5–0,9 мкм, включают: поворотное зеркало, объектив, фильтр и стабилизированный источник излучения (лампа накаливания ТРШ1600-2200).

Калибровка производится во время специального сеанса при закрытых защитных крышках путем разворота сканирующего зеркала в положение, при котором нить накала лампы через всю оптическую



1 – сканирующее зеркало; **2** – объектив; **3, 4** – поворотное плоское зеркало; **5** – светофильтр, формирующий диапазон 0,5–0,65 мкм; **6** – светофильтр, формирующий диапазон 0,8–0,9 мкм; **7** – светофильтр, формирующий диапазон 0,65–0,8 мкм; **8, 9, 10** – приемники ПЗС; **11** – поворотное зеркало; **12** – объектив; **13** – фильтр; **14** – эталонная лампа накаливания.

рисунок 2. Оптическая схема устройства МСУ-ГС, формирующая изображения в диапазоне 0,5–0,9 мкм

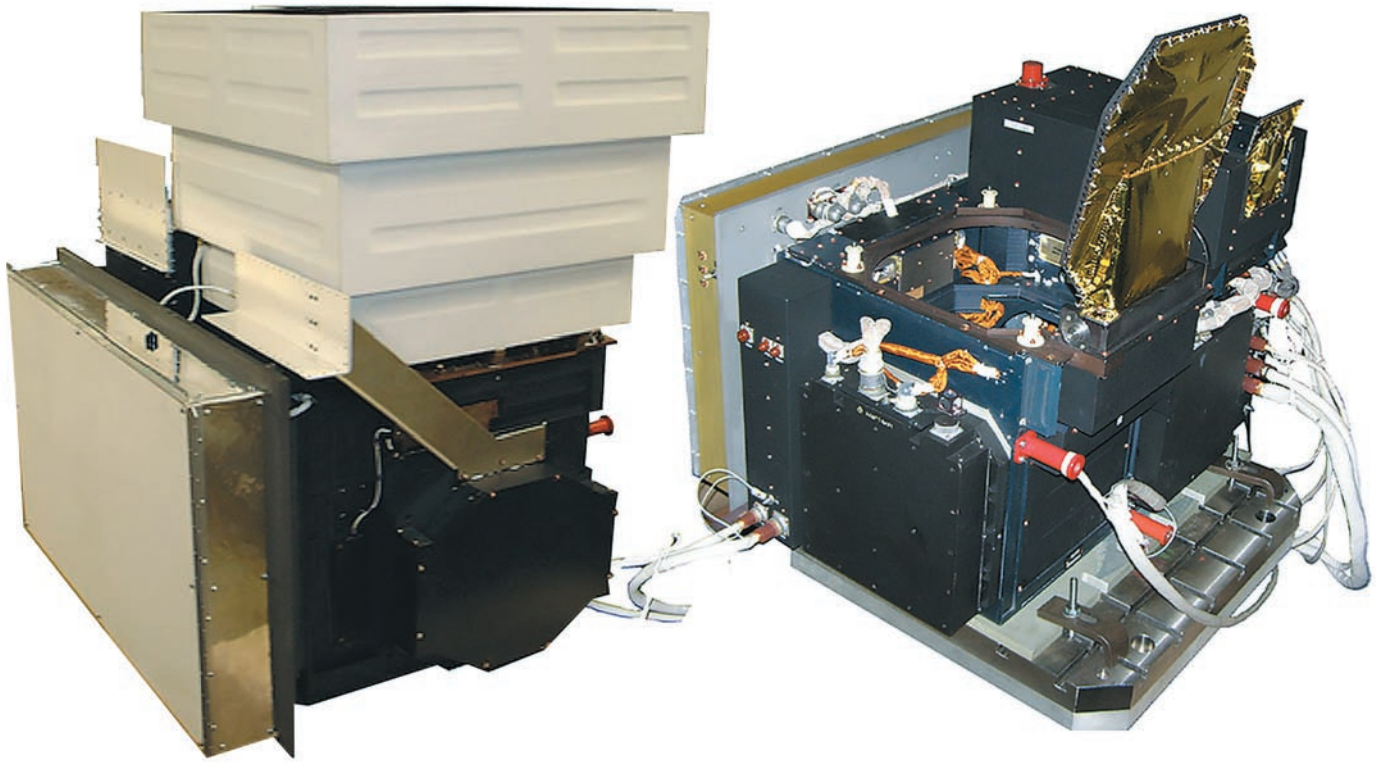
систему проектируется на приемники излучения. В связи с тем, что для формирования изображения в аппаратуре используются две системы, оптическая система содержит две системы калибровки.

Принципиальной особенностью МСУ-ГС, в отличие от прототипов, является возможность формирования изображений полного диска Земли за 5 минут.

Внешний вид МСУ-ГС для КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 приведен на рисунках 3а, 3б. Основные технические характеристики даны в таблице.

таблица – Основные технические характеристики устройства МСУ-ГС

параметры	МСУ-ГС
количество спектральных диапазонов в видимых диапазонах (ВД) в ИК-диапазонах	10 3 7
границы спектральных диапазонов по уровню 0,5, мкм	0,5–0,65; 0,65–0,80; 0,8–0,9; 0,5–4,0; 5,7–7,0; 7,5–8,5; 8,1–9,2; 9,2–10,2; 10,2–11,2; 11,2–12,5
угол обзора (строка/кадр), град	20±0,5×20±0,5
разрешение на поверхности Земли ВД/ИК, км (в надире)	1,0/4,0
отношение сигнал/шум в каналах 0,5–0,9 мкм при модельной яркости объекта	400
эквивалентная шуму разность измеряемых температур на уровне 300 К - в диапазоне 3,5–4,0 мкм - в диапазоне 5,7–7,0 мкм - в диапазоне 7,5–12,5 мкм	 0,4 К 0,5 К 0,2–0,4 К
потребление, Вт	150
масса, кг	114
срок эксплуатации, годы	10



а **б**

а – в кожухе; **б** – со снятым кожухом

рисунок 3. Внешний вид устройства МСУ-ГС для КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1

Для КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, по результатам летных испытаний КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1, устройство МСУ-ГС предполагается значительно модернизировать в части ИК-модуля. Это вызвано необходимостью повышения радиометрической точности в ИК-каналах и получения синхронной информации во всех спектральных каналах.

В ближайшие годы планируется дополнить геостационарную группировку спутников типа «ЭЛЕКТРО-Л» двумя высокоэллиптическими спутниками типа «АРКТИКА-М», что позволит на регулярной основе наблюдать полярные области, имеющие важное значение для формирования погоды в Северном полушарии (*Хартов В.В., Мартынов М.Б., Бабышкин В.Е., Москатиньев И.В., и др.*, 2012). Спутники «АРКТИКА-М» будут созданы на аппаратурной основе «ЭЛЕКТРО-Л» с использованием модифицированных приборов МСУ-ГС. Потребуется также значительная модификация программно-математического обеспечения для приема и обработки изображений, получаемых с высокоэллиптической орбиты. Эту работу предполагается выполнить в той же кооперации, что и для «ЭЛЕКТРО-Л», с участием специалистов Рязанской радиотехнической академии.

Канал передачи изображений со скоростью до 35 Мб/сек создает ОАО «Российские космические системы». Прием данных осуществляется в Гидрометцентре, г. Москва, и на станции приема в г. Долгопрудный.

список литературы

Асмус В.В., Дедюченко 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.

Молотов Е.П. Наш коллега – Георгий Николаевич Бабакин // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 14-15.

Селиванов А.С. ОАО «Российские космические системы и создание ракетно-космической техники научного назначения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 127-134.

Трифонов Ю.В. Космические аппараты дистанционного зондирования Земли. М.: ФГУП НПО ВНИИЭМ, 2008. 69 с.

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 (12). С. 3-14.

Effects of Ice Decontaminatoin on GOES-12 Imager Calibration // Geo science and Remote Sensing. IEEE Transactions, March 2013. Vol. 51, Issue 3. P. 1224-1230.

Статья поступила в редакцию 11.03.2015 г.

УДК 629.78.04/.06:621.3.052.62

РАЗВИТИЕ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ

THE DEVELOPMENT OF ONBOARD HARNESS NEW TECHNOLOGIES

С.Г. Кочура[1],
кандидат технических наук,
kochura@iss-reshetnev.ru;
S.G. Kochura

В.Н. Школьный[1],
shkolniy@iss-reshetnev.ru;
V.N. Shkolniy

С.Б. Сунцов[1],
кандидат технических наук,
sbsun@iss-reshetnev.ru;
S.B. Suntsov

С.В. Ефремов[1],
yefremov@iss-reshetnev.ru;
S.V. Efremov

Кратко описаны новые методы и технологии изготовления бортовой кабельной сети космических аппаратов. Приводится описание основных методов используемых при изготовлении бортовой кабельной сети космического аппарата и новых материалов, входящих в ее состав, что позволяет сократить время изготовления и уменьшить массу бортовой кабельной сети космического аппарата.

Ключевые слова: бортовая кабельная сеть; новые технологии; проектирование; космический аппарат.

New methods and manufacturing technologies of spacecraft onboard harness are briefly described. The description of the main methods applied during manufacturing of spacecraft onboard harness and new materials the harness is composed of is provided that allows reducing the time of manufacturing and the mass of spacecraft onboard harness.

Key words: Onboard harness; new technologies; designing; spacecraft.

Бортовая кабельная сеть (БКС) является неотъемлемой частью космического аппарата (КА) и объединяет все системы изделия. В настоящее время масса БКС составляет 5–10% общей массы КА. Это меньше, чем в прежних изделиях, но уменьшение массы БКС остается одной из первостепенных задач в ракетно-космической отрасли.

На сегодняшний день в акционерном обществе «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева» (АО «ИСС») широко применяется принципиально новая технология проектирования, изготовления и испытаний низкочастотной бортовой кабельной сети для космического аппарата, основанная на сквозном методе, который позволяет связать в единую технологическую цепочку все работы по БКС, начиная от процесса электрического проектирования и заканчивая выпуском готовой продукции. Данная технология применяется с целью увеличения надежности, уменьшения массы и сокращения сроков создания БКС. До 2008 года БКС КА проектировалась в виде набора необходимого количества кабелей, при этом использовались только соединители с контактами под пайку. Новый подход выполнения кабельной сети заключается в проектировании БКС в виде единой трехмерной сети электрических интерфейсов со сложной разветвленно-пространственной конфигурацией и количеством контактов электрических соединителей до 12000, с использованием соединителей с обжимными извлекаемыми контактами (рисунок 1).

[1] Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева», Россия, Красноярский край, г. Железногорск.

Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems, Russia, Krasnoyarsk region, Zheleznogorsk.

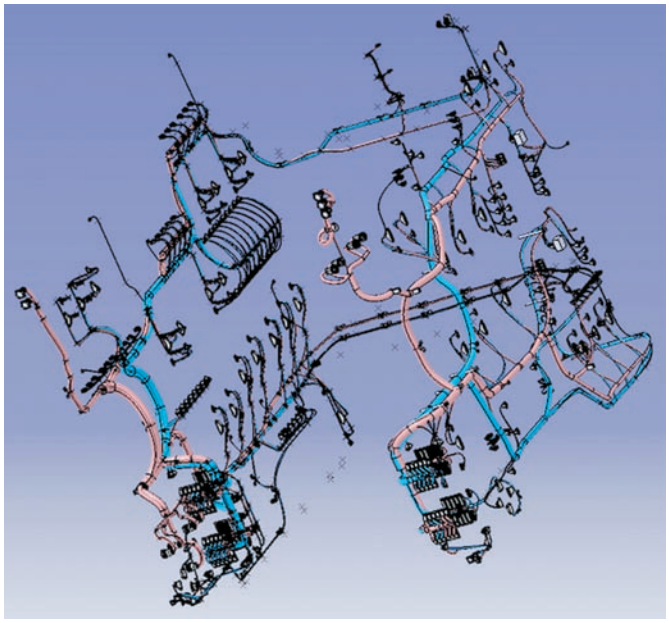


рисунок 1. БКС в виде единой трехмерной сети электрических интерфейсов

Методология разработана специалистами АО «ИСС» с привлечением ведущих российских специалистов. Работы проводились в рамках ОКР «Датомир» и проекта по постановлению правительства № 218 от 09.04.2010 г. «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений, государственных научных учреждений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства» совместно с Национальным исследовательским университетом «Томский политехнический университет» и группой компаний «Би Питрон».

Данная технология позволяет снизить трудоемкость работ и сократить срок от разработки до выпуска готовой продукции с 12 месяцев до 4–6 месяцев. Благодаря новой технологии проектирования, при использовании специализированных программных средств удалось в сжатые сроки, за 6 месяцев, спроектировать БКС на четыре космических аппарата («ЭКСПРЕСС-АТ1», «ЭКСПРЕСС-АТ2», «ЭКСПРЕСС-АМ8», «KAZSAT») Для сравнения: по старой технологии БКС разрабатывалась на один, максимум два КА в год.

На современном этапе проектирование кабельных сетей в АО «ИСС» осуществляется на трехмерной модели КА с учетом оптимизации длин связей и обеспечения требований по электромагнитной совместимости электрических цепей разного класса и их защиты от воздействия электрических разрядов. Пример данной электронной модели КА с проложенной БКС показан на рисунке 2. Для обеспечения планомерной работы, отвечающей современным требованиям, АО «ИСС» были созданы рабочие места, оснащенные компьютером со специализированным программным обеспечением.

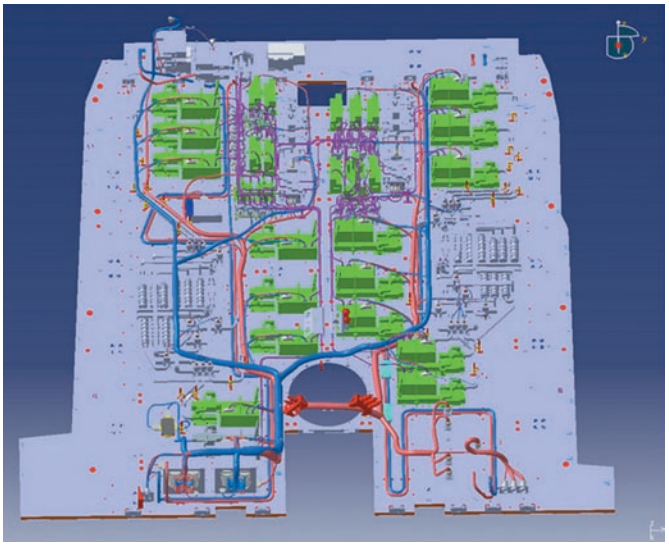


рисунок 2. БКС на трехмерной электронной модели КА

Благодаря созданию компьютерных моделей, изготовление кабельных сетей сегодня осуществляется на макете, выполненном в соответствии со штатной конструкцией. Внешний вид макета КА с одной из частей изготовленной БКС показан на рисунке 3. Данная технология позволяет сократить расход проводов и материалов, оптимизировать длину электрических цепей и соответственно уменьшить массу кабелей.

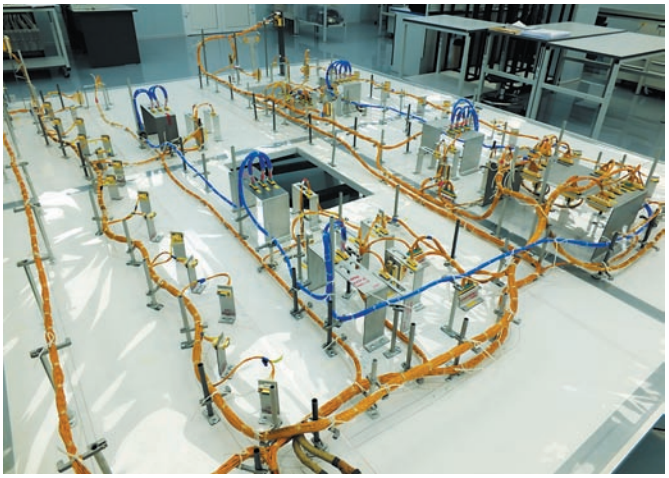


рисунок 3. Изготовленная БКС на макете, выполненном в соответствии со штатной конструкцией

В АО «ИСС» уже отработаны и внедрены технологии проектирования и изготовления кабелей для высокоскоростных линий передач информации магистрального последовательного интерфейса в соответствии с требованиями (*ГОСТ Р 52070-2003*, 2003; *MIL-STD-1553B*, 1978) (1 Мбит/с) и линий передач SpaceWire в соответствии с требованиями (*ECSS-E-ST-50-12C*, 2008) (свыше 100 Мбит/с) для применения в космических аппаратах. Отработана технология по использованию применения алюминиевых проводов. Применение алюминиевых проводов взамен медных позволит существенно уменьшить массу БКС создаваемых КА.

Отделом разработки конструкций бортовой радиоэлектронной аппаратуры, бортовой и наземной кабельной сети АО «ИСС» осваивается перспективная технология создания силовых алюминиевых шин электропитания. Данная технология позволит уменьшить массу кабелей системы электропитания на 20÷25%.

Изготовление единой трехмерной БКС осуществляется в чистой зоне цеха-изготовителя и проводится по безбумажной технологии; для этого было организовано два рабочих места с крупноформатными мониторами. Внешний вид рабочего места изготовления БКС КА приведен на рисунке 4. Процесс изготовления идет непосредственно с мониторов (исключая бумажные чертежи), которые позволяют визуализировать трехмерную конфигурацию отдельных кабелей и всей кабельной сети в целом. Для обеспечения процесса изготовления внедряется методология интерактивных электронных технических руководств. Такие руководства позволяют облегчить восприятие персоналом сложной трехмерной конструкции БКС без применения дорогостоящих систем автоматизированного проектирования.

рисунок 4. Рабочее место изготовления трехмерной БКС КА

На этапе изготовления бортовых кабельных сетей применяются соединители с извлекаемыми обжимными контактами, современные комплектующие и материалы, новые технологии прокладки электрических цепей. Выполнение электрических соединений на основе извлекаемых обжимных контактов и обжимных гильз позволяет оперативно проводить доработку кабельной сети. Процесс соединения проводов методом обжимки является более надежным и экологичным по сравнению с традиционной пайкой. Для проведения испытаний применяется автоматизированная система контроля монтажа АСКМ ТЕСТ-9110-VXI-12000, позволяющая за считанные минуты проверить все электрические цепи и выдать заключение о качестве изготовления БКС.

Как показал опыт, на этапе сборки и испытаний КА новая технология с использованием соединителей с обжимными извлекаемыми контактами и обжимные гильзы позволяют оперативно, со значительным сокращением времени, проводить доработку непосредственно на КА. По старой технологии кабель в среднем дорабатывается в течение 7 дней, не считая времени на демонтаж и последующий монтаж. Доработка с использованием метода обжимки осуществляется не более чем за одну смену.

Применение новой технологии выявило много положительных моментов. Но для полного внедрения, получения полной отдачи и достижения максимального эффекта необходимо внедрить системы автоматизированного электрического проектирования КА, отработать взаимодействие различных подразделений, участвующих в создании КА, и перейти на безбумажную технологию при сборке КА.

Отработка и внедрение технологий позволяет обеспечить конкурентоспособность отечественных КА на международном рынке.

Полученные достижения планируется использовать для создания бортовых кабельных сетей перспективных космических аппаратов по совместным проектам ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» и АО «ИСС» имени академика М.Ф. Решетнева» (*Хартов В.В.*, 2011; *Polishchuk G.M. et al.*, 2011).

список литературы

ГОСТ Р 52070-2003. Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования = Bus serial interface of electronic modules system. General requirements. Введ. 01.01.2004. М.: Изд-во стандартов, 2003. 28 с.

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.

ECSS-E-ST-50-12C. Космическая техника. SpaceWire – соединения, сетевые узлы, маршрутизаторы и сети = Space engineering. SpaceWire – Links, nodes, routers and networks. Введ. 31.07.2008. European cooperation for space standardization. 129 с.

MIL-STD-1553B. Интерфейс для мультиплексной шины передачи данных команд/ответов с разделением времени = Digital Time Division Command/ Response Multiplex Data Bus. Введ. 21.09.1978. 39 с.

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. V. 45, № 7. P. 589-592.

Статья поступила в редакцию 31.03.2015 г.

ГРДУ ДЛЯ МИКРОСПУТНИКОВ ПРОЕКТОВ «ПУЛЬСАР» И «ИНТЕРБОЛ»

THE GAS-JET PROPULSION SYSTEM FOR MICROSATELLITES OF «PULSAR» AND «INTERBALL» PROGRAMS

М.И. Кошкин,
info@yuzhnoye.com;
M.I. Koshkin

Статья посвящена истории выполнения работ по газореактивной двигательной установке проектов «ПУЛЬСАР» и «ИНТЕРБОЛ» в рамках международного сотрудничества по программе Интеркосмос ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля», НПО имени С.А. Лавочкина и Чешского института геотехнической механики.

Ключевые слова:
КБ «Южное»;
НПО имени С.А. Лавочкина;
«ПУЛЬСАР»; «ИНТЕРБОЛ».

The article overviews a brief history of the activities performed on the gas-jet propulsion system of «PULSAR» and «INTERBALL» programs in the frame of the international cooperation on Intercosmos program between M.K. Yangel State Design Office, Lavochkin Association and Czech Geotechnical Mechanics Institute.

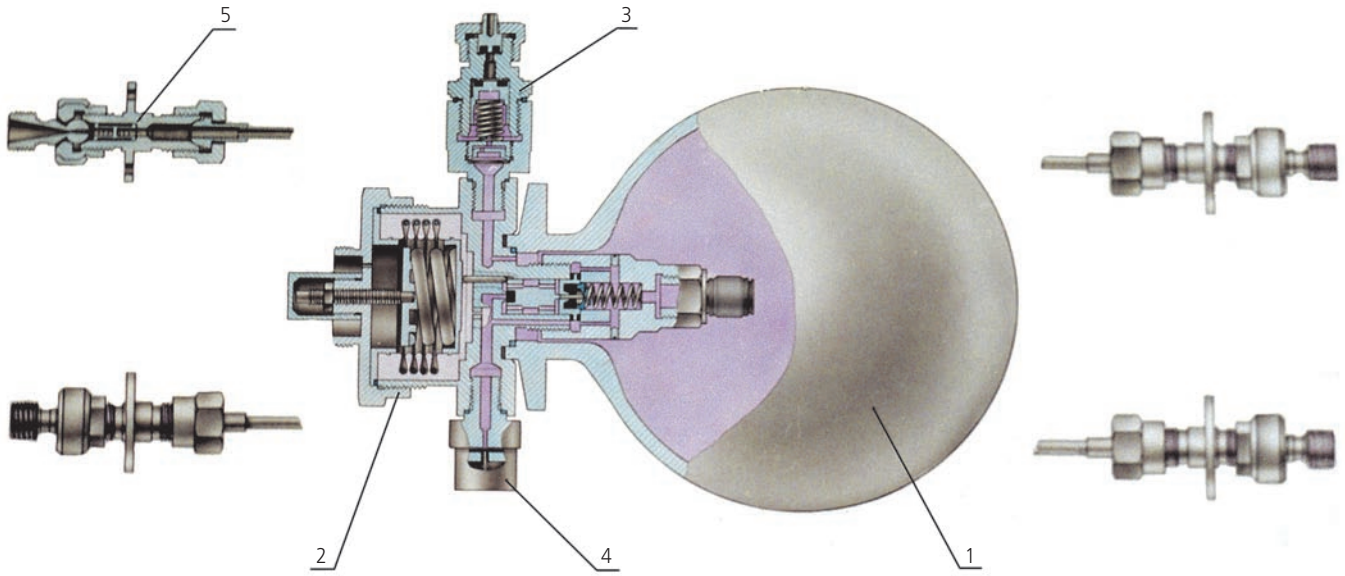
Key words:
Yuzhnoye Design Office;
Lavochkin Association;
«PULSAR»; «INTERBALL».

Начиная с 80-х годов прошлого столетия ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля, и НПО имени С.А. Лавочкина в кооперации с зарубежными партнерами принимали активное участие в реализации программы «ИНТЕРКОСМОС» (*Дегтярев А.В., Кавелин С.С.*, 2011). Так, с целью изучения ионосферы Земли использовались космические аппараты разработки КБ «Южное» «АУОС-З-АВ-ИК», «АУОС-З-АП-ИК», а также космические аппараты «ПРОГНОЗ-М2» разработки НПО им. С.А. Лавочкина в качестве базовых и микроспутники «С2-АВ», «С2-АП», «С2-А» и «С2-Х» как субспутники, которые после выхода на заданную орбиту отделялись от базовых КА по радиокомандам с Земли (проекты «ПУЛЬСАР» и «ИНТЕРБОЛ» (*Застенкер Г.Н.*, 2012)). Микроспутники были разработаны Чешским институтом геотехнической механики, г. Прага. В КБ «Южное» для микроспутников были разработаны газореактивные двигательные установки (ГРДУ) на сжатом газе, с помощью которых производилось программное изменение расстояния между базовым космическим аппаратом и микроспутниками по радиокомандам с Земли.

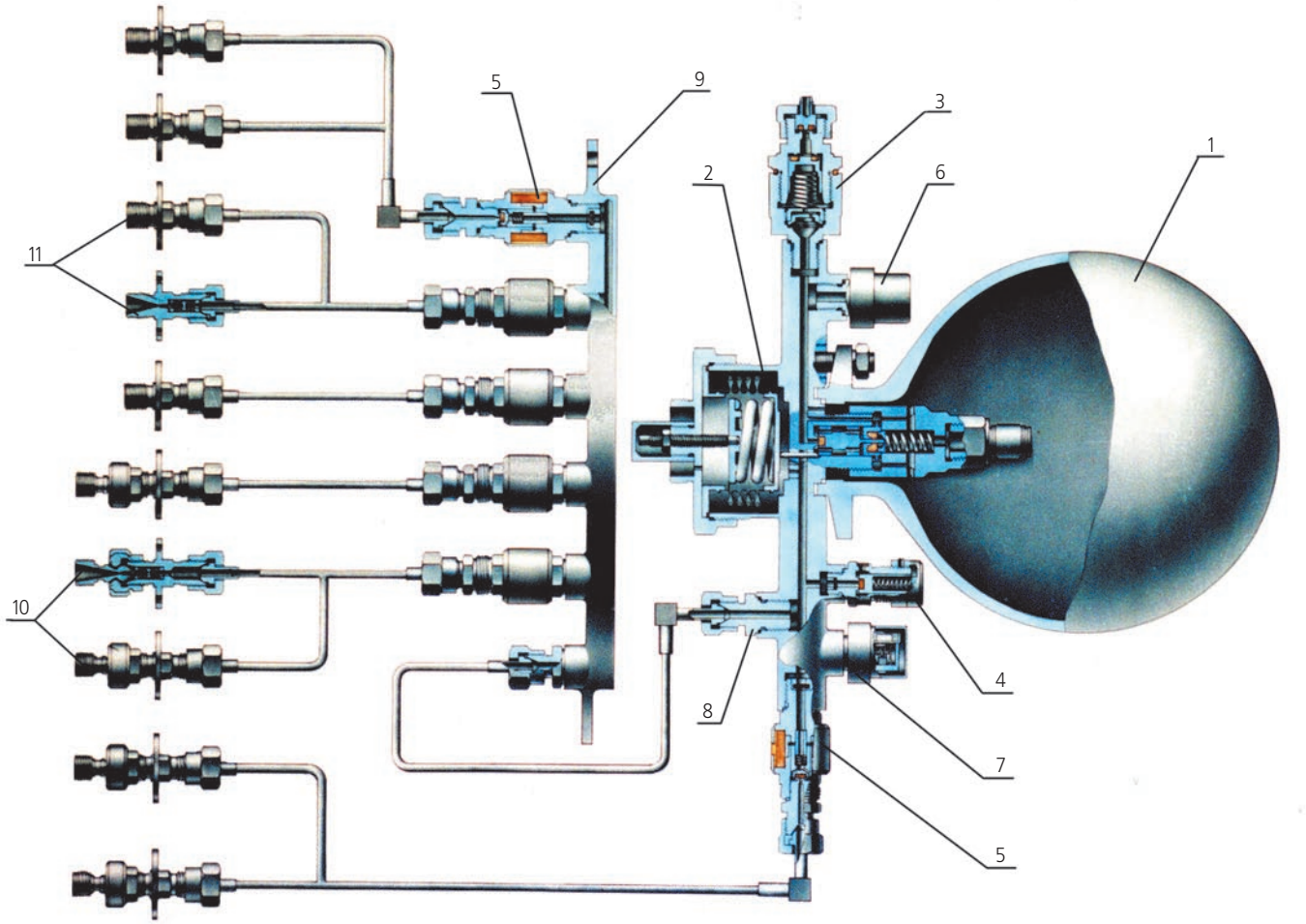
Ограничения по габаритам и массе ГРДУ потребовали нестандартного оригинального как схемного, так и конструктивного решений. Так, из состава двигательной установки «ПУЛЬСАР» был исключен запорный элемент, устанавливаемый перед редуктором давления, что потребовало обеспечения повышенной герметичности в «стоп-режиме» посадки клапан-седло как в самом редукторе, так и в остальных узлах ГРДУ. Пневмосхема ГРДУ «ПУЛЬСАР» приведена на рисунке 1.

[1] Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля», Украина, г. Днепропетровск.

M.K. Yangel Yuzhnoye State Design Office, Ukraine, Dnepropetrovsk.



1 – баллон высокого давления; **2** – редуктор; **3** – клапан заправочный; **4** – датчик высокого давления; **5** – сопловой блок.
рисунок 1. Пневмосхема ГРДУ «ПУЛЬСАР»



1 – баллон высокого давления; **2** – редуктор; **3** – клапан заправочный; **4** – клапан предохранительный; **5** – ЭПК; **6** – датчик высокого давления; **7** – датчик низкого давления; **8** – штуцер; **9** – переходник; **10** – сопловой блок поворотный; **11** – сопловой блок.

рисунок 2. Пневмосхема ГРДУ «ИНТЕРБОЛ»

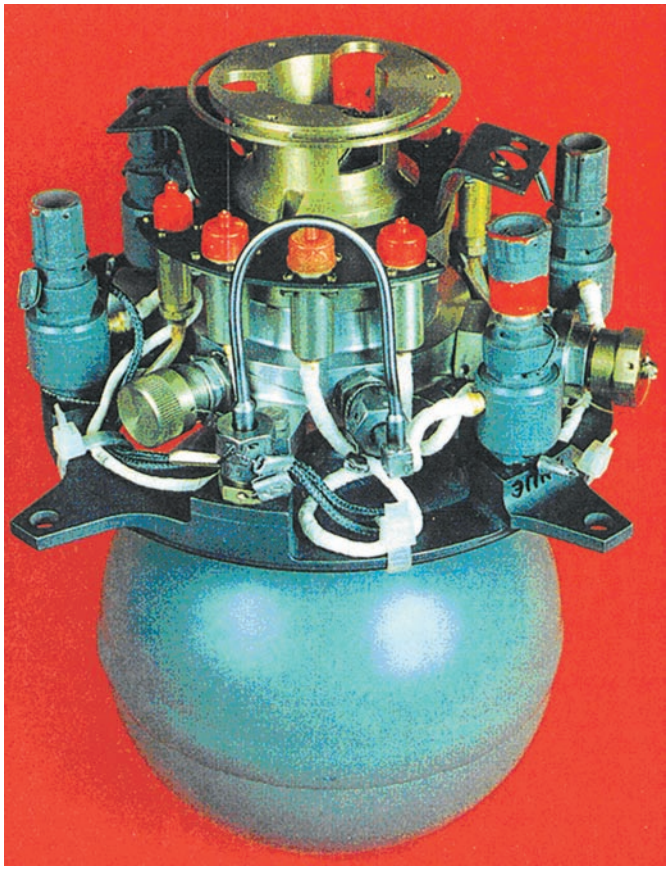


рисунок 3. Общий вид моноблока двигательной установки «ИНТЕРБОЛ»

С целью сокращения габаритных размеров часть редуктора была размещена во внутренней полости баллона для сжатого газа, а узлы пневмоавтоматики и датчики давления размещены непосредственно на выступающей из баллона части корпуса редуктора, что позволило исключить использование трубопроводов для межузловых соединений, сократить вес и габариты более чем на 20–25% по сравнению с принятыми решениями. Данное решение защищено авторским свидетельством.

Два сопловых блока в каждом направлении движения микроспутника установлены на его корпусе и соединены с соответствующими электропневмоклапанами трубопроводами. Для обеспечения юстировки сопла были смонтированы в сферических шарнирах.

Для микроспутников «С2-А» и «С2-Х» (проект «ИНТЕРБОЛ») была разработана новая ГРДУ, в основу которой заложены проверенные конструктивные и схемные решения. С помощью этой двигательной установки осуществлялась пространственная ориентация микроспутника, его закрутка и торможение закрутки относительно продольной оси в пространстве. Кроме того, аналогично проекту «ПУЛЬСАР» обеспечивалось изменение расстояния между базовым космическим аппаратом «ПРОГНОЗ-М2» и микроспутником. ГРДУ была укомплектована шестью электропневмоклапанами, установленными в общий единый коллектор и обеспечивающими подачу рабочего тела к десяти соплам.

Пневмосхема и общий вид двигательной установки приведены на рисунках 2 и 3 соответственно.

При разработке ГРДУ «ПУЛЬСАР» была объединена в единый узел с устройством отделения микроспутника от базового КА «АУОС-З-АВ (АП)-ИК», которое обеспечивало их разделение с заданными скоростью и направлением.

По программе «ИНТЕРБОЛ» устройство отделения от космического аппарата «ПРОГНОЗ-М2» было разработано сотрудниками НПО имени С.А. Лавочкина.

Благодаря тесному сотрудничеству КБ «Южное», НПО имени С.А. Лавочкина и Чешского института геотехнической механики были успешно решены поставленные задачи программы «ИНТЕРКОСМОС», «ПУЛЬСАР» и «ИНТЕРБОЛ». В реализации этих проектов в разработке ГРДУ принимали активное участие кандидат технических наук начальник отдела Е.И. Уваров, кандидат технических наук Н.С. Котелевец, начальники секторов Б.В. Сергейчук и М.И. Кошкин. Идею разместить редуктор в баллоне подал ведущий инженер И. Марусей. Компоновку общего вида ГРДУ «ПУЛЬСАР» сделала конструктор В.В. Халина, «ИНТЕРБОЛ» – конструктор Г. Шуварин. В отработке узлов и ГРДУ в целом принимали активное участие В.В. Волков, Ю.М. Романец, В.Г. Кириченко, А.К. Алейников, И.Ф. Куликов и многие другие работники отдела 322 КБ-3 ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля».

Изготовление базовых космических аппаратов и ГРДУ разработки КБ «Южное» производилось на Южном машиностроительном заводе в г. Днепропетровске.

список литературы

Дегтярев А.В., Кавелин С.С. Ковтуненко Вячеслав Михайлович – ученый, творец, энтузиаст // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 4. С. 3-7.

Застенкер Г.Н. Исследования по солнечно-земной физике, выполненные с помощью КА, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина. 1. Проект «ИНТЕРБОЛ» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 24-38.

Статья поступила в редакцию 02.04.2015 г.

УДК 629.783

ОРБИТАЛЬНОЕ ПОСТРОЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ ОРБИТАЛЬНОЙ СТРУКТУРОЙ ИННОВАЦИОННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «АРКТИКА-М» (К 50-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА)

ORBITAL ARRANGEMENT AND CONTROL OF THE «ARCTIKA-M» INNOVATIVE SPACE SYSTEM ORBITAL STRUCTURE (IN COMMEMORATION OF THE 50TH ANNIVERSARY OF LAVOCHKIN ASSOCIATION SPACE ACTIVITIES)

А.Е. Назаров[1],
доктор технических наук,
naz-a-e@yandex.ru;
A.E. Nazarov

Рассматриваются возможные варианты орбитального построения высокоэллиптической гидрометеорологической космической системы «АРКТИКА-М», предназначенной для непрерывной круглосуточной съемки арктического региона Земли, и способы управления ее орбитальной структурой. Целью управления является обеспечение непрерывности выполнения целевой задачи в течение всего срока функционирования космической системы в условиях значительной пространственно-временной деформации ее орбитальной структуры, обусловленной неравномерностью эволюции параметров орбит. В качестве орбит рассмотрены высокоэллиптические орбиты типа «МОЛНИЯ». В основе предлагаемого управления лежит минимизация пространственно-временной деформации орбитальной структуры посредством дифференцированного выбора начальных параметров орбит на этапах развертывания и восполнения космической системы.

Ключевые слова: космическая система; высокоэллиптическая орбита; коррекция орбиты; эволюция элементов орбит; динамическая устойчивость; спутниковая система; орбитальная структура; космический аппарат; рабочий участок.

The options of orbital arrangement are overviewed for the «ARCTIKA-M» high-elliptical hydro-meteo space system designed for continuous twenty-four-hour imaging of the Earth Arctic region, and its orbital structure control methods are considered. The control objective is a provision of target task continuous performance during the space system operational life in the environment of major spatio-temporal deformation of its orbital structure, stipulated by a nonuniformity of the orbital parameters evolution. The high-elliptical orbits of «MOLNIYA» type are reviewed as the orbits. The proposed motion is based on minimization of the spatio-temporal deformation of the orbital structure by means of differential selection of the orbital initial parameters during the space system deployment and recovery phases.

Key words: space system; high-elliptical orbit; orbit correction; orbital elements evolution; dynamic stability; satellite system; orbital structure; spacecraft; operational phase.

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

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

НПО имени С.А. Лавочкина имеет большой опыт проектирования и разработки космических аппаратов (КА) для функционирования на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) типа «МОЛНИЯ». Работы по созданию и испытанию первых КА для высокоэллиптической космической системы (КС) проводились в период с 1972 по 1979 годы. С 1979 года началось развертывание орбитальной группировки (ОГ) этой КС, а в 1982 году система была сдана в эксплуатацию. Особенностью этой КС является то, что ее ОГ представляет собой спутниковую систему непрерывного обслуживания.

В процессе эксплуатации этой КС специалистами НПО имени С.А. Лавочкина, ЦНИИ «Комета» и 45-го ЦНИИ МО проводились исследования по повышению устойчивости ее орбитальной структуры (ОС), связанные с увеличением сроков активного существования КА, и совершенствовались способы управления ОС. Был получен большой опыт не только по созданию высокоэллиптических КА, но и по управлению отдельными КА, а также управлению ОС КС в целом.

В немалой степени этот опыт сыграл свою роль при получении заказа НПО имени С.А. Лавочкина на создание инновационной высокоорбитальной КС «АРКТИКА-М».

Высокоэллиптическая гидрометеорологическая космическая система «АРКТИКА-М» предназначена для проведения непрерывной круглосуточной съемки арктического региона Земли, не доступного для наблюдения с геостационарной орбиты, и передачи получаемых многозональных снимков подразделениям Росгидромета. Эта система дает возможность фактически непрерывно наблюдать за параметрами окружающей среды в арктическом регионе и повысить точность прогнозов погоды не только в России, но и во всем Северном полушарии.

В условиях глобального потепления температура в Арктике растет быстрее, чем в среднем на планете, поэтому арктический регион имеет особое значение для оценки различных аспектов роста глобальных температур и прогнозирования возможных катастрофических ситуаций, а разрабатываемая в России КС «АРКТИКА-М» важна не только для мониторинга погоды в стратегически значимом для нашей страны арктическом регионе, но и для прогноза погоды на всей Земле.

В рамках проектных работ по КС «АРКТИКА-М» для решения ее целевой задачи были предложены различные возможные варианты орбитального построения. При этом в качестве орбит рассматривалось использование высокоэллиптических полусуточных орбит типа «МОЛНИЯ» с аргументом перигея ω=270°.

В состав КС «АРКТИКА-М» должна входить орбитальная группировка из двух одинаковых КА на высокоэллиптических орбитах, которая представляет собой так называемую спутниковую систему (СС) непрерывного обслуживания.

Под непрерывностью обслуживания понимается свойство СС, при котором обеспечивается возможность выполнения целевой задачи в любой момент времени в течение каждых суток заданного интервала ее функционирования.

Находясь в районе апогея рассматриваемой ВЭО, КА остается практически неподвижным относительно обслуживаемого района, поэтому на участке орбиты от −3,5 до +3,5 часа от апогея может осуществляться работа его целевой аппаратуры. В течение суток можно организовать два рабочих участка (РУ) длительностью от 6,5 часов и таким образом обеспечить в течение суток непрерывность съемки видимого диска Земли.

Именно для организации требуемого расположения РУ в течение суток создается соответствующая орбитальная структура, обеспечивающая определенную пространственно-временную расстановку КА в абсолютном пространстве, при которой создаются необходимые условия для решения целевой задачи. Для обеспечения непрерывности следования РУ эта расстановка КА может осуществляться как путем разнесения плоскостей орбит в абсолютном пространстве по долготе восходящего узла Ω_y, так и посредством фазирования положения КА в плоскости орбиты. При этом остальные параметры орбит, как правило, имеют одинаковые значения (*Баринов К.Н. и др.*, 1975).

Орбитальное построение рассматриваемой системы из двух КА «АРКТИКА-М» может обеспечивать непрерывность обслуживания при различных положениях плоскостей орбит в абсолютном пространстве и различном фазировании положения КА на орбите, что эквивалентно различному расположению трассы КА на поверхности Земли.

На рисунке 1 показан общий вид СС из двух КА «АРКТИКА-М», а в таблице 1 приведены возможные варианты орбитального построения СС. В таблице приняты обозначения: Ω_y – долгота восходящего узла (ДВУ); $\lambda_э$ – географическая долгота восходящего узла (ГДВУ). Значения ГДВУ приведены для западного и восточного (в скобках) суточного витка.

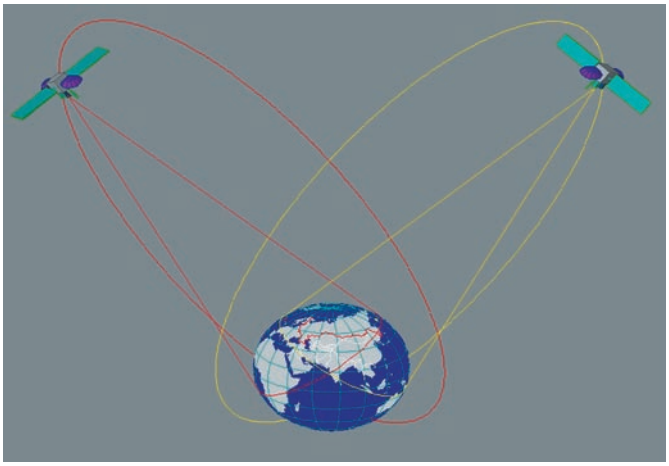


рисунок 1. Общий вид спутниковой системы с двумя КА «АРКТИКА-М»

таблица 1 – Варианты орбитального построения КС «АРКТИКА-М»

номер КА	вариант **А**		вариант **Б**		вариант **В**	
	Ω_γ, град	$\lambda_Э$, град	Ω_γ, град	$\lambda_Э$, град	Ω_γ, град	$\lambda_Э$, град
1	0	335 (155)	0	335 (155)	0	335 (155)
2	90	335 (155)	180	65 (245)	0	65 (245)

Из таблицы 1 видно, что расстановка КА осуществлена как разнесением плоскостей орбит в абсолютном пространстве (по Ω_γ), так и фазированием положения КА в плоскости орбиты (по $\lambda_Э$). При этом требуется не только начальное формирование ОС с заданными параметрами, но и поддержание этих параметров в течение всего срока эксплуатации СС. Особенно актуально это для КА «АРКТИКА-М» с длительным (до 7 лет) сроком активного существования (САС).

Определение управления ОС для поддержания ее пространственно-временной конфигурации в литературе известно как решение задачи обеспечения динамической устойчивости СС (*Назаренко А.И. и др.*, 1981).

Под динамической (баллистической) устойчивостью СС понимается свойство ее ОС сохранять на заданном временном интервале такое взаимное расположение орбит и положение спутников на этих орбитах, при которых обеспечивается непрерывность обслуживания при различного рода ограничениях на работу бортовых и наземных систем.

Кроме непрерывности обслуживания, важным показателем эффективности выполнения целевой задачи является полнота обслуживания, которая определяется геометрией расположения РУ КА относительно заданного района обслуживания и характеристиками целевой аппаратуры. Для обеспечения требуемого уровня этого показателя параметры орбиты КА, в частности ГДВУ $\lambda_Э$ и аргумент перигея ω, должны находиться в соответствующих допустимых диапазонах в течение всего САС (*Ефанов В.В. и др.*, 2008; *Ефанов В.В. и др.*, 2009).

Относительное постоянство положения зон обслуживания на поверхности Земли обеспечивается благодаря стабильности положения линии апсид орбиты в абсолютном пространстве и изомаршрутности трассы КА. Положение линии апсид определяется значением аргумента перигея ω. Для минимизации ухода ω в результате эволюции необходимо выбирать наклонение плоскости орбиты i близким к так называемому критическому значению, приблизительно равному 63,4°.

Изомаршрутность трассы КА обеспечивается выбором геосинхронных ВЭО, обеспечивающих постоянство прохождения трассы относительно поверхности Земли. Геосинхронность может быть обеспечена только при поддержании определенного, так называемого стабильного значения драконического периода обращения КА. Эволюция этого параметра зависит, прежде всего, от геометрии расположения трассы КА, т.е. от выбора значения ГДВУ орбиты $\lambda_Э$.

На рисунке 2 представлен график изменения в результате эволюции периода обращения КА за виток $\delta T_Э$, осредненного за сутки, в зависимости от ГДВУ $\lambda_Э$. График построен при учете возмущений от нецентральности гравитационного поля Земли с числом гармоник 16×16 для номинального значения аргумента перигея ω=270°, наклонения i=63,0° и для различных значений высоты перигея h_π. По оси ординат на графике отложена величина изменения периода обращения КА $\delta T_Э$ в секундах, а по оси абсцисс – значение $\lambda_Э$ в градусах.

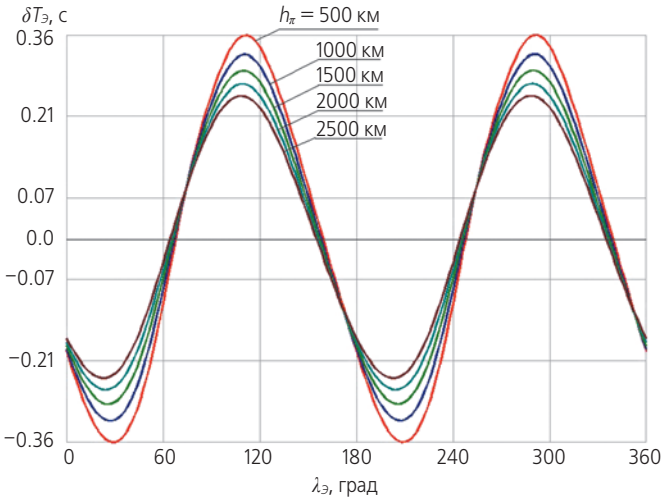


рисунок 2. Зависимость изменения периода обращения КА за виток $\delta T_Э$ от ГДВУ $\lambda_Э$

Следует отметить, что Луна и Солнце также вносят весьма существенный вклад в изменение величины $\delta T_Э$. Однако эти возмущения имеют периодический характер и на продолжительных интервалах времени практически не оказывают никакого результирующего влияния на изменение периода обращения КА. Таким образом, для оценки потребных энергозатрат на коррекции поддержания периода обращения КА можно воспользоваться величиной $\delta T_Э$, полученной с учетом влияния только нецентральности гравитационного поля Земли.

Как видно из рисунка 2, при выборе значений ГДВУ $\lambda_Э$ для рассматриваемых в таблице 1 вариантов орбитального построения обеспечивается минимальная эволюция периода обращения и, следовательно, требуются минимальные затраты характеристической скорости КА на поддержание ГДВУ в допустимом диапазоне.

Изомаршрутность трассы КА обуславливает не только зависимость изменения периода обращения от долготы. Определенная зависимость имеет место и для изменения наклонения орбиты. На рисунке 3 представлен аналогичный график зависимости изменения наклонения за виток δi, осредненного за сутки, от ГДВУ $\lambda_Э$. Сравнительный анализ рисунков 2 и 3 показывает, что, хотя знаки изменения $\delta T_Э$ и δi имеют противоположные значения, нулевые уходы этих параметров имеют место для одних и тех значений ГДВУ $\lambda_Э$.

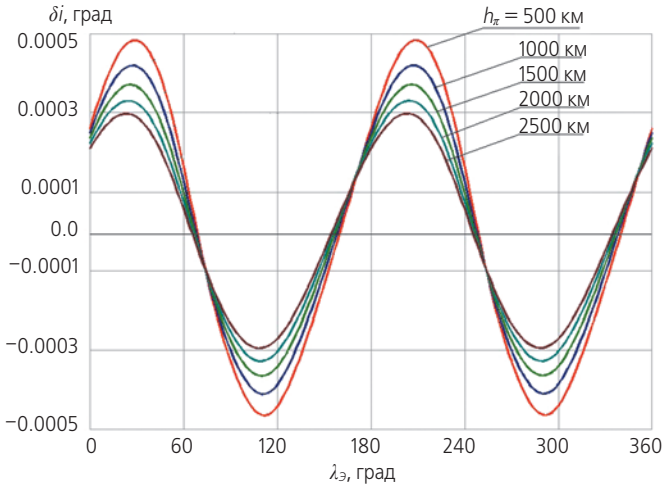


рисунок 3. Зависимость изменения наклонения за виток δi от ГДВУ $\lambda_Э$

Для более наглядной иллюстрации этого факта на рисунке 4 представлены совместно графики рассматриваемых зависимостей, построенные для одного значения высоты перигея h_π=500 км. Выделенные на этом графике четыре точки совпадают с так называемыми точками устойчивого и неустойчивого равновесия. При этом понятие характера равновесия относится только к эволюции периода обращения КА.

Для подтверждения минимального ухода наклонения в близких окрестностях рассматриваемых точек равновесия (например, $\lambda_Э$=62° и $\lambda_Э$=152°) на рисунке 5 представлен график изменения наклонения для различных значений ГДВУ $\lambda_Э$ в течение 7-летнего (~2555 суток) САС КА, полученный в результате моделирования поддержания ГДВУ с помощью коррекций периода обращения в допустимом диапазоне ±0,5°. Как видно из графика, для указанных значений $\lambda_Э$ имеет место определенная стабилизация наклонения относительно его начального значения.

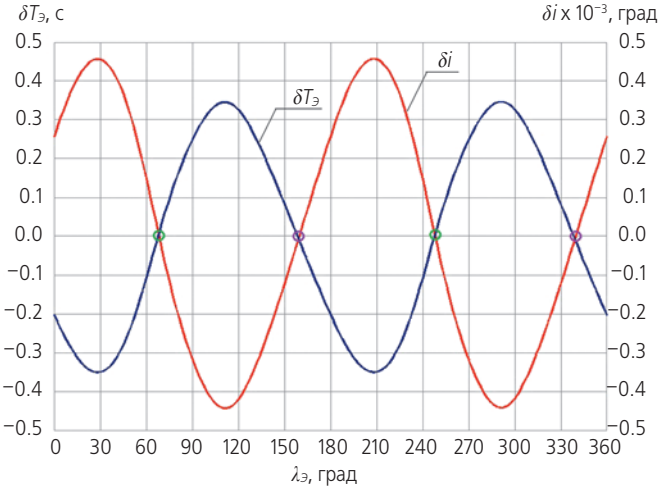


рисунок 4. Зависимость $\delta T_Э$ и δi от ГДВУ $\lambda_Э$

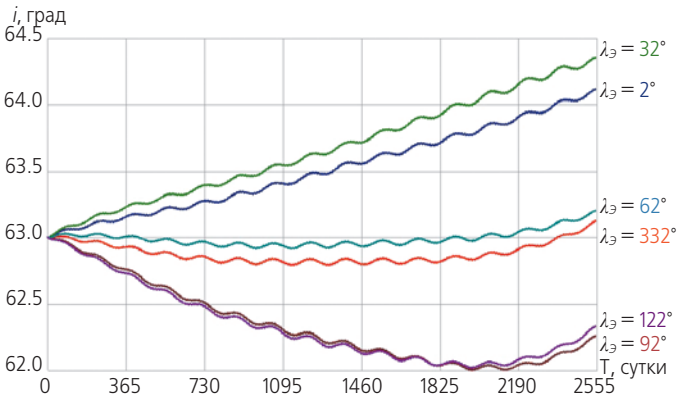


рисунок 5. Эволюция наклонения i для различных значений ГДВУ $\lambda_Э$

Наклонение в значительной степени влияет на эволюцию других параметров орбиты, поэтому минимизация эволюции наклонения позволит минимизировать и пространственно-временную деформацию (ПВД) ОС. Таким образом, и с учетом возможности определенной стабилизации наклонения за счет его естественной эволюции выбранные значения ГДВУ являются предпочтительными.

таблица 2 – Организация управления ОС СС

используемые способы, средства, этапы применения	управление ОС СС		
	пассивное	комбинированное	активное
способы	дифференцированный выбор начальных параметров орбит выведения	формирование начальных параметров орбит с помощью ДУ КА. Коррекция орбит	коррекция орбит
средства	РН, РБ	РН, РБ, ДУ КА	ДУ КА
этапы	развертывание и восполнение СС	приведение КА на рабочую орбиту	штатное функционирование КА

Основным условием обеспечения непрерывности обслуживания для ОГ из двух КА при организации рабочих участков (РУ) на каждом витке (на западном и восточном) является разница во времени моментов прохождения КА апогеев (середина РУ) порядка 6 часов. Это можно обеспечить соответствующими сочетаниями значений ДВУ и ГДВУ, что и нашло свое отражение при формировании представленных в таблице 1 вариантов орбитального построения.

Неравномерность эволюции параметров орбит у разных КА, входящих в состав ОГ КС, приводит к ПВД ее ОС. При этом пространственная деформация ОС приводит к изменению геометрии расположения КА на РУ относительно заданного района обслуживания, а временная – к нарушению взаимного расположения РУ в течение суток и возможным перерывам в непрерывности обслуживания.

Для компенсации неблагоприятного влияния эволюции на ПВД ОС необходимо предусмотреть наряду с управлением движением центра масс отдельного КА управление ОС СС в целом (*Назаров А.Е.*, 2007).

Проведенный анализ эволюции рассматриваемых ВЭО позволил выявить характерные особенности влияния изменения отдельных параметров орбит на ПВД ОС СС и определить возможные виды коррекций орбиты КА для парирования неблагоприятного влияния эволюции. В качестве таких коррекций можно рассматривать коррекции периода обращения КА, высоты перигея h_π и наклонения i.

Характер эволюции рассматриваемых ВЭО существенно зависит от начальных значений параметров орбит, поэтому в качестве весьма эффективного способа управления ОС СС можно использовать дифференцированный (в зависимости от ДВУ Ω_γ) выбор начальных параметров орбит выведения. Этот способ управления не требует затрат бортового запаса характеристической скорости КА и может быть реализован путем набора конечного числа вариантов орбит выведения. При ограниченных возможностях средств выведения формирование требуемой начальной ОС можно обеспечивать проведением соответствующих коррекций орбит КА на этапе их приведения на рабочую орбиту.

В общем виде структурная схема организации управления ОС СС непрерывного обслуживания представлена в виде таблицы 2.

Как видно из этой таблицы, отличительными характеристиками рассматриваемых видов управления ОС являются используемые способы и средства управления, а также этапы их применения.

Очевидно, что активное управление в принципе может полностью устранить ПВД ОС, однако требует наличия на борту КА огромных запасов характеристической скорости и проблематично для практической реализации. Поэтому вместо того, чтобы «давить коррекцией эволюцию» для КА «АРКТИКА-М», предлагается целенаправленно использовать детерминированный характер эволюции в интересах управления ОС СС, а именно оптимизировать начальные параметры ОС СС.

В качестве критерия оптимальности при выборе начальных параметров орбитального построения СС для обеспечения непрерывности обслуживания можно принять (*Назаров А.Е.*, 2013) условие минимизации максимально возможного в течение всего САС КА временного отклонения РУ восполняемого КА от РУ для соответствующего «гнезда» кинематически правильной орбитальной структуры (КП ОС).

Проведенные исследования показали, что при начальной симметричной ОС с номинальным значением высоты перигея 1500 км временное отклонение τ от КП ОС может приводить к «расползанию» РУ от номинального положения (от «гнезд» КП ОС) более 2-х часов.

При этом следует отметить, что на непрерывность обслуживания будет влиять не временное отклонение от КП ОС, а непосредственно величина относительного «расползания» РУ функционирующих КА. Максимально возможное значение этой величины будет зависеть от варианта орбитального построения КС.

Так, для варианта **Б** с разнесением плоскостей орбит по ДВУ на 180° для симметричной ОС относительное «расползание» РУ двух КА может достигать до 5 часов.

Естественно предположить, что вариант **В** с размещением двух КА в одной плоскости, т.е. с разнесением только положения КА по аргументу широты u на 180°, обеспечит минимальное относительное «расползание» РУ. Это обусловлено одинаковым характером эволюции параметров орбиты у двух КА. Однако такое возможно только при практически одновременном запуске на орбиту двух КА. При более позднем сроке пуска второго КА для обеспечения одинакового характера эволюции необходимо обеспечить и равенство начальных параметров орбиты восполняемого КА текущим значениям параметров орбиты функционирующего КА, и прежде всего текущему значению высоты перигея. Чем больше разница в датах пуска, тем больше может быть отличие начального значения высоты перигея орбиты восполняемого КА.

Предложенный вариант **А**, предполагающий разнесение плоскостей орбит по ДВУ на угол 90°, может обеспечить меньшую примерно в два раза величину максимально возможного относительного «расползания» РУ по сравнению с вариантом **Б** даже при одинаковых номинальных начальных значениях параметров орбит. Однако и этого будет недостаточно для обеспечения непрерывности обслуживания при допустимом номинальном перекрытии РУ от 30 до 45 минут, на которое можно рассчитывать при двух КА в составе ОГ и длительности РУ порядка 6,5 часа.

Минимизировать величину максимально возможного временного отклонения τ можно путем дифференцированного выбора начальных параметров орбиты, и прежде всего высоты перигея $h_{\pi 0}$ орбиты выведения. Определенное уменьшение диапазона изменения аргумента перигея ω возможно оптимизацией выбора начальных значений наклонения i_0.

Так как основной вклад в величину «расползания» РУ вносит неравномерность эволюции ДВУ, на первом этапе целесообразно провести оптимизацию начального значения именно этого параметра орбиты.

Следует также отметить, что оптимизация начального наклонения для рассматриваемых ВЭО проводится в достаточно узком диапазоне от 62,7° до 63,8°, поэтому требуемое значение наклонения можно реализовать путем проведения коррекции наклонения непосредственно с помощью ДУ КА. Для этой цели на борту КА «АРКТИКА-М» предусмотрен соответствующий запас характеристической скорости. Проведенные расчеты по оптимизации начального наклонения показали, что в качестве хорошего первого приближения для всех возможных начальных значений ДВУ $\Omega_{\gamma 0}$ может быть принято значение i_0=63°.

Таким образом, для выбора оптимального значения начальной высоты перигея были проведены расчеты временного отклонения τ для рассматриваемых ВЭО с наклонением i_0=63° и аргументом широты перигея ω_0=270° для различных начальных значений высоты перигея $h_{\pi 0}$ в диапазоне от 600 до 2500 км.

На рисунках 6 и 7 представлены в качестве иллюстрации выбора $h_{\pi 0}$ графики изменения минимизируемой функции τ при вариации начальных значений высоты перигея соответственно для начальных значений ДВУ $\Omega_{\gamma 0}$=0° и $\Omega_{\gamma 0}$=180° и даты 22.06.2015 г. Значения варьируемого параметра (высота перигея h_π) показано у правого края представленных на графиках кривых.

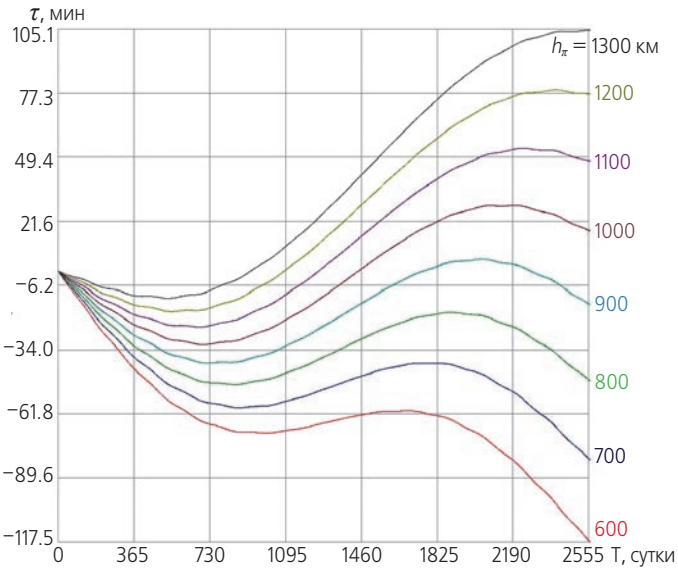


рисунок 6. Изменение временного отклонения τ для $\Omega_{\gamma 0}$=0°

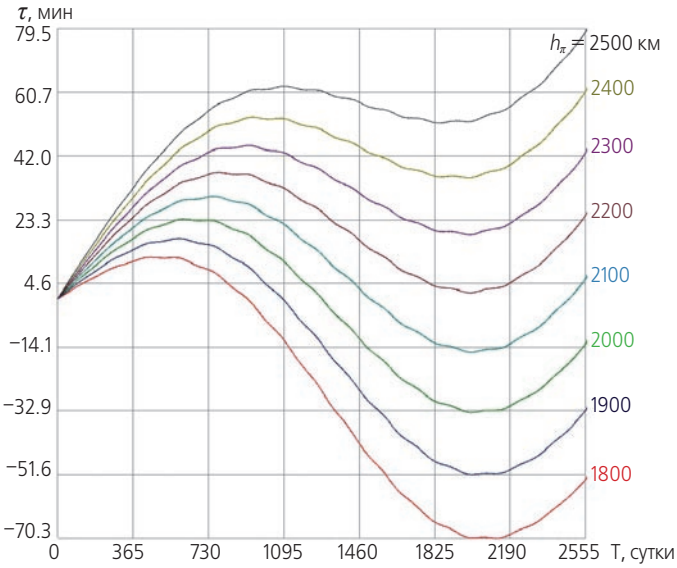


рисунок 7. Изменение временного отклонения τ для $\Omega_{\gamma 0}$=180°

Анализ представленных графиков показывает, что для каждого начального значения $\Omega_{\gamma 0}$ существует начальное значение высоты перигея $h^*_{\pi 0}$, при котором обеспечивается минимальное временное отклонение τ на рассматриваемом интервале САС КА «АРКТИКА-М». Такое значение будем считать оптимальной высотой перигея орбиты выведения восполняемого КА для заданного значения ДВУ $\Omega_{\gamma 0}$, а функцию $h^*_{\pi 0} = f(\Omega_{\gamma 0})$ будем называть законом дифференцированного выбора высоты перигея орбиты выведения КА на этапах развертывания и восполнения СС.

Результаты выбора оптимальных начальных значений высоты перигея $h^*_{\pi 0}$ для рассматриваемых «гнезд» КП ОС представлены в таблице 3; здесь же приведены соответствующие им характеристики ПВД ОС в виде диапазонов изменения аргумента перигея от $\omega_{\min}$ до $\omega_{\max}$ и временного отклонения от $\tau_{\min}$ до $\tau_{\max}$.

таблица 3 – Выбор оптимальной высоты перигея орбит выведения

№ «гнезда» КП ОС	$\Omega_{\gamma 0}$, градус	$h^*_{\pi 0}$, км	от $\tau_{\min}$ до $\tau_{\max}$, мин	от $\omega_{\min}$ до $\omega_{\max}$, град
1	0	1000	от −30,6 до 30,5	от 271,8 до 272,9
2	45	1150	от −44,3 до 36,9	от 269,5 до 273,4
3	90	1500	от −45,8 до 43,5	от 267,8 до 272,7
4	135	1900	от −33,9 до 32,4	от 268,5 до 271,9
5	180	2000	от −34,4 до 23,4	от 268,6 до 271,7
6	225	1900	от −20,5 до 44,6	от 267,7 до 272,2
7	270	1500	от −24,2 до 45,2	от 268,4 до 272,5
8	315	1100	от −25,5 до 26,4	от 270 до 272,6

На рисунке 8 представлен график изменения временного отклонения τ для различных значений $\Omega_{\gamma 0}$ при дифференцированном выборе начальных параметров ОС СС.

Анализ этого графика и таблицы 3 показывает, что временное отклонение τ уменьшилось примерно до ±45 минут, т.е. практически в три раза по сравнению с временным отклонением при начальной

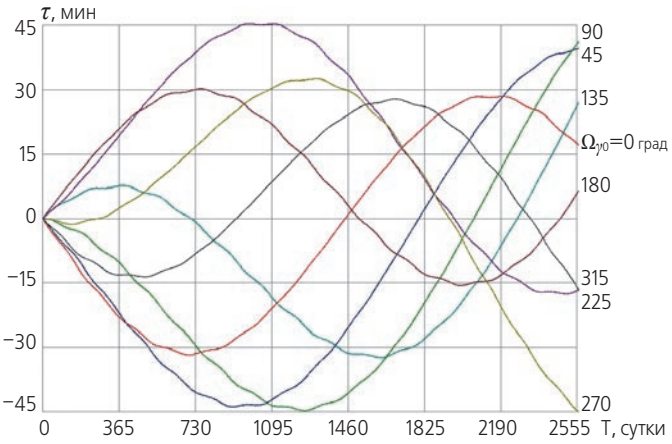


рисунок 8. Изменение временного отклонения τ при оптимизации выбора $h_{\pi 0}$

симметричной ОС. При такой величине τ уже можно обеспечить непрерывность обслуживания при заданном сроке активного существования КА до 7 лет (2555 суток).

Следует отметить, что представленные выше результаты выбора начальных параметров орбиты соответствуют дате пуска КА «АРКТИКА-М» в 2015 году. В интересах оценки влияния конкретных календарных дат функционирования КА на выбор начальных параметров орбит, обеспечивающих динамическую устойчивость СС, были проведены соответствующие расчеты эволюции параметров орбит. В качестве возможных дат пуска КА рассматривались даты в интервале от 23.06.2015 г. до 23.06.2037 г.

Анализ проведенных расчетов подтвердил существенное влияние года пуска КА на характер эволюции параметров орбит и выявил наличие периодической составляющей в его изменении. Это можно объяснить изменением возмущающего влияния Луны, обусловленного прецессией восходящего узла орбиты Луны по эклиптике с периодом примерно 18,6 лет. Именно с таким периодом и повторяется характер эволюции рассматриваемых орбит.

С учетом зависимости эволюции высоты перигея и соответственно эволюции ДВУ от даты пуска КА определение оптимального значения $h^*_{\pi 0}$ должно проводиться конкретно для каждого года пуска КА. С этой целью для различных возможных дат пуска КА «АРКТИКА-М» были проведены расчеты по определению оптимального значения высоты перигея $h^*_{\pi 0}$.

На основании полученных результатов для рассматриваемых дат запуска КА была сформирована сводная таблица 4 оптимальных значений высот перигея $h^*_{\pi 0}$ для орбит выведения КА «АРКТИКА-М».

таблица 4 – Высоты перигея орбит выведения КА «АРКТИКА-М»

год пуска	долгота восходящего узла Ω_{y0}, град							
	0	45	90	135	180	225	270	315
2015	1000	1150	1500	1900	2000	1900	1500	1100
2017	900	1060	1475	1900	2050	1900	1500	1000
2019	800	975	1425	2000	2300	1975	1450	1000
2021	800	900	1475	2000	2300	2000	1450	900
2023	800	1000	1560	2100	2300	1940	1290	800

На рисунке 9 представлены законы дифференцированного выбора высоты перигея орбиты выведения для различных дат пуска КА.

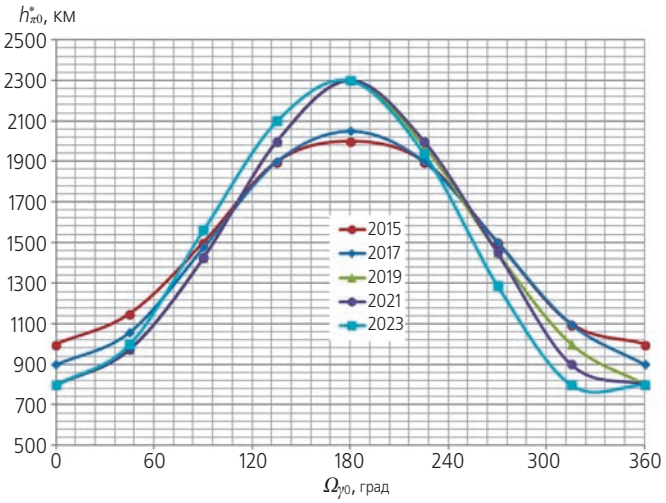


рисунок 9. Законы выбора $h^*_{\pi 0} = f(\Omega_{y0})$ для различных дат пуска КА «АРКТИКА-М»

Как видно из таблицы 4, максимальный диапазон требуемых для реализации начальных значений высоты перигея составляет от 800 км до 2300 км при пусках КА начиная с 2019 года. В 2015 году требуемый диапазон составляет от 1000 км до 2000 км.

Выбор начального значения ДВУ Ω_{y0} орбиты первого КА в принципе может быть любым. Однако целесообразно обеспечивать, например, минимальное время выведения КА на орбиту или минимальную высоту перигея орбиты выведения, а также отсутствие тени от Земли в первые дни полета КА.

Следует отметить, что при выборе варианта **А** запуск восполняемого (второго) КА может осуществляться как в плоскость с ДВУ (Ω_{y1}+90°), так и в плоскость с (Ω_{y1}–90°), где Ω_{y1} – текущее значение ДВУ орбиты первого КА. Наличие такой альтернативы позволит выбрать плоскость, обеспечивающую увеличение высоты перигея орбиты выведения. С учетом этого факта в таблице 5 приведены требуемые диапазоны высот перигея орбит выведения КА «АРКТИКА-М» для рассматриваемых вариантов орбитального построения КС и различных дат пуска КА.

таблица 5 – Требуемые диапазоны высот перигея орбит выведения

год пуска	вариант орбитального построения КС		
	А	**Б**	**В**
2015	1000–1500	1000–2000	1000–2000
2017	900–1500	900–2050	900–2050
2019	800–1450	800–2300	800–2300
2021	800–1475	800–2300	800–2300
2023	800–1560	800–2300	800–2300

Анализ таблицы 5 показывает, что для реализации варианта **А** требуется меньшее примерно на 800 км значение максимальной высоты перигея орбиты выведения (1500 км вместо 2300 км для вариантов **Б** и **В**), поэтому с точки зрения потенциальной возможности увеличения выводимой массы КА, в том числе с целью перспективной модернизации целевой аппаратуры, наиболее предпочтительным является вариант **А**.

список литературы

Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А. Динамика и принципы построения систем космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 232 с.

Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2008. № 3. С. 12-17.

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.

Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1981. 284 с.

Назаров А.Е. Динамическая устойчивость спутниковых систем непрерывного обслуживания на высокоэллиптических геосинхронных орбитах // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2007. № 7. С. 39-49.

Назаров А.Е. Обеспечение динамической устойчивости орбитальной структуры космической системы «АРКТИКА-М» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 2. С. 58-64.

Статья поступила в редакцию 10.04.2015 г.

УДК 629.782

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ (К 50-ЛЕТИЮ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА)

ON ISSUE OF STABILIZATION OF THE CLUSTERS OF HIGH-ORBITAL SATELLITES FOR CONTINUOUS OBSERVATIONS (IN COMMEMORATION OF THE 50TH ANNIVERSARY OF LAVOCHKIN ASSOCIATION SPACE ACTIVITIES)

В.И. Шестихин[1],
старший научный сотрудник, доктор технических наук,
swi-55@yandex.ru;
V.I. Shestikhin

А.Е. Назаров[2],
доктор технических наук,
naz-a-e@yandex.ru;
A.E. Nazarov

Ю.В. Зеленевский[1],
доцент, доктор технических наук,
sys1434@mail.ru;
Yu.V. Zelenevskiy

Рассмотрены основные принципы формирования устойчивой во времени и пространстве орбитальной группировки космических аппаратов в составе спутниковых систем непрерывного наблюдения. Под устойчивостью понимается свойство орбитальной группировки обеспечивать требуемые технические характеристики спутниковой системы в условиях неблагоприятного воздействия совокупности внешних и внутренних факторов, определяющих динамику изменения орбитального построения группировки спутников.

Ключевые слова: устойчивость; высокоорбитальная космическая система; космический аппарат; спутниковая система непрерывного наблюдения; кинематически правильная орбитальная структура; пространственно-временные характеристики наблюдения; кратносинхронные высокоэллиптические орбиты.

The article summarizes the main principles of forming the orbital spacecraft cluster, temporally and spatially stable, as a part of satellite systems for continuous observations. The stability means a capability of the orbital cluster to provide the required technical performances of the satellite system in environment of adverse effects of the combined external and internal factors, determining the dynamics of the satellite cluster orbital arrangement change.

Key words: stability; high-orbital space system; spacecraft; satellite system for continuous observations; kinematically right orbital structure; spatial-temporal properties of observations; multiply-synchronous high-elliptical orbits.

[1] Научно-исследовательский испытательный центр Центрального научно-исследовательского института Войск Воздушно-космической обороны, Россия, г. Москва.

Scientific-Research Test Center of Central Scientific-Research Institute of the Air-space Defence Military Forces, Russia, Moscow.

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

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

Практически с самого начала своей космической деятельности в НПО имени С.А. Лавочкина наряду с разработкой автоматических космических аппаратов (КА) для лунных и межпланетных программ велись работы по созданию КА, предназначенных для наблюдения Земли из космоса. Кроме проектирования отдельных КА дистанционного зондирования Земли (*Ефанов В.В. и др.*, 2008; *Ефанов В.В. и др.*, 2009), разрабатывались КА, входящие в состав орбитальных группировок космических систем (КС) наблюдения, в том числе в состав высокоорбитальной группировки КС непрерывного наблюдения.

Идея создания КС непрерывного мониторинга земной поверхности получила широкое развитие в 60-х годах прошлого века. Одной из научных проблем, стоящих перед разработчиками таких КС, было обеспечение синхронного совместного функционирования на орбитах группировки спутников в условиях возмущающих факторов внешней среды. Для решения этой проблемы формировалась и развивалась методология обеспечения устойчивости высокоорбитальных спутниковых систем непрерывного наблюдения земной поверхности на геостационарных орбитах и высокоэллиптических орбитах. Возникла целая научная школа этого направления исследований.

Орбитальная структура (ОС) высокоэллиптических систем непрерывного наблюдения построена на высокоэллиптических полусуточных орбитах типа «Молния». Условия функционирования КА на таких орбитах предъявляют жесткие требования к надежности его бортовых систем, особенно при увеличении требуемого срока его активного существования.

Срок активного существования (САС) является важной технической характеристикой КА, поэтому в НПО имени С.А. Лавочкина постоянно велись работы по повышению надежности бортовых систем КА. Результаты этих работ позволили значительно увеличить первоначально заданный САС КА, но при этом увеличилось и изменение параметров его орбиты в результате эволюции, а следовательно, возросла и пространственно-временная деформация орбитальной структуры КС. Такие изменения могли привести как к ухудшению условий наблюдения отдельным КА, так и к нарушению непрерывности наблюдения КС в целом.

Таким образом, для эффективного использования КА с увеличенным САС в составе КС необходимо было обеспечить устойчивость орбитальной группировки в течение всего времени функционирования КС.

В современной математике теории устойчивости уделяется большое внимание. Теория математической устойчивости определяет условия, при которых динамические системы, в частности, те системы, которые описываются равновесными условиями дифференциальных или разностных уравнений, являются устойчивыми. Равновесие считается устойчивым, если система остаётся в заданной области вблизи точек равновесия после воздействия достаточно малых возмущений. Если система возвращается к равновесию после прекращения действия возмущений, то равновесие называется асимптотически устойчивым; если поведение системы не меняется качественным образом после изменения её структурных параметров – система структурно устойчивая. Система является неустойчивой, если малые изменения её параметров приводят к переходу в качественно новое состояние. Линейный анализ устойчивости позволяет определить локальные состояния устойчивости вблизи точки равновесия при помощи расчёта собственных векторов и собственных значений. Если желаемое состояние системы может быть достигнуто и изменения, связанные с возмущениями, могут быть скомпенсированы применением параметров управления, то система называется управляемо устойчивой.

В техническом аспекте понятие устойчивости имеет много значений, содержание его зависит от структуры системы и свойств внешней среды её функционирования. В классическом понимании устойчивость системы означает сохранение основных показателей качества её функционирования при изменении условий. Рассмотрим применимость понятия устойчивость к объекту исследования – высокоорбитальным группировкам спутниковых систем непрерывного наблюдения (ССНН).

Поскольку условия функционирования космического аппарата в составе орбитальной группировки ССНН постоянно изменяются (геометрические и астробаллистические условия контроля, эволюция орбит, сбои и отказы аппаратуры и др.), идеальная устойчивость системы не может быть достигнута на протяжении произвольного отрезка времени (*Назаренко А.И. и др.*, 1979). Поэтому для ССНН длительного функционирования, многократно превышающего по времени срок службы отдельных КА, понятие устойчивости орбитальной группировки (ОГ) имеет не абсолютное, а относительное значение. Условия устойчивости в общем случае должны включать в себя особые правила, определяющие, при каких обстоятельствах система останется в рамках заданных ограничений на изменение основных показателей качества функционирования в течение определённого периода времени, и когда произойдёт переход системы в качественно новое состояние.

В проведенных исследованиях (*Шестихин В.И. и др.*, 1993; *Назаров А.Е.*, 2007) было показано, что одним из основных принципов орбитального построения ССНН является формирование устойчивой

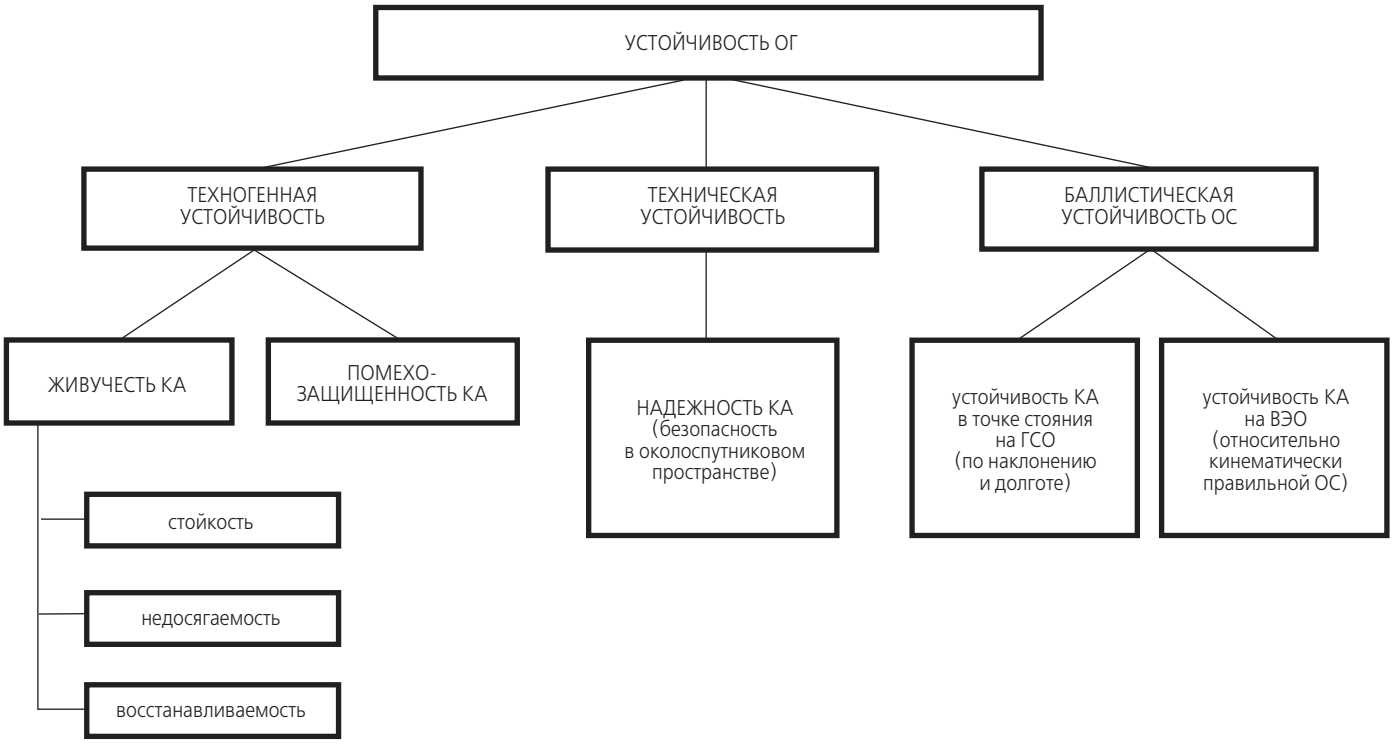


рисунок 1. Структурная схема устойчивости орбитальной группировки

орбитальной структуры и поддержание упорядоченного пространственно-временного размещения КА на орбитах в составе ОГ на протяжении заданного срока функционирования ССНН, который в общетеоретическом плане может быть сколь угодно долгим либо бесконечным. Под ОС в соответствии с (*Чернявский Г.М. и др.*, 1978) будем понимать элементы орбит КА и связи между ними.

Введя достаточно формализованный критерий устойчивости ОГ и задав условия её обеспечения (задав ограничения задачи), представляется возможным вести речь о поиске оптимальных (рациональных) решений. В частности, при определённых условиях в качестве критерия устойчивости можно рассматривать выполнение условий обеспечения устойчивости функционирования каждого КА системы в заданной структуре.

Рассмотрим более детально совокупность факторов и внешних условий, определяющих динамику изменения ОГ и её ОС. Применительно к ССНН под устойчивостью будем понимать свойство ОГ обеспечивать требуемые тактико-технические характеристики (ТТХ) в условиях неблагоприятного воздействия следующих факторов:

- возмущений орбитального движения и влияния неблагоприятных астробаллистических и иных условий космического пространства на функционирование КА (вопросы баллистической устойчивости);
- воздействия на КА агрессивной внешней среды в результате техногенной засоренности космического пространства и возможного активного противодействия (проблема техногенной устойчивости);
- радиоэлектронного воздействия на КА (помехоустойчивость и помехозащищённость);
- негативного воздействия различного рода излучений на элементную базу, её естественное старение, нарушение условий штатной эксплуатации (вопросы технической устойчивости).

Таким образом, для рассматриваемого класса ССНН под устойчивостью ОГ будем понимать способность выполнять свои функции и сохранять основные характеристики в пределах норм, заданных в ТТЗ, в условиях воздействия внутренних факторов и всей совокупности факторов внешней среды. На рисунке 1 приведена структурная схема компонент, раскрывающих содержание понятия устойчивости ОГ.

Необходимым и достаточным условием устойчивости ОГ можно считать выполнение требований по обеспечению техногенной устойчивости в условиях воздействия на КА поражающих факторов агрессивной внешней среды, баллистической устойчивости орбитальной структуры в условиях возмущений орбитального движения КА и влияния неблагоприятных астрономо-баллистических условий, и технической устойчивости при воздействии факторов внешней среды на элементную базу КА.

Рассмотрим некоторые составляющие элементы приведенной выше схемы.

Техногенная устойчивость определяется загруженностью околоспутникового космического простран-

ства объектами искусственного и естественного происхождения и наличием мер защиты КА.

Техническая устойчивость ОГ зависит от надежности элементной базы КА в условиях воздействия естественных факторов внешней среды и её старения.

Баллистическую устойчивость ОГ необходимо рассматривать в терминах и понятиях, применимых для её ОС, и оценивать в условиях возмущений орбитального движения КА в течение срока их активного существования.

Орбитальную структуру и группировку КА можно считать баллистически устойчивой, если деформация её элементов под действием возмущающих сил не приводит к нарушению условий выполнения целевых задач ССНН.

Базовым принципом методологического подхода при определении баллистической устойчивости орбитальной структуры группировки КА является использование понятия кинематически правильная орбитальная структура (КПОС) (*Можаев Г.В.*, 1973), которая является устойчивой в результате реализации следующих условий:

- параметры КПОС заданы неизменными во времени и выбраны исходя из оптимизации условий решения целевых задач системы с заданными ТТХ;
- определён диапазон допустимых отклонений орбитальных параметров КА от положения в КПОС, при которых в системе обеспечиваются условия решения целевых задач с заданными ТТХ;
- обеспечивается поддержание орбитального положения КА относительно КПОС в пределах диапазона допустимых отклонений параметров, что является условием баллистической устойчивости орбитальной структуры в целом.

Таким образом, задача устойчивости ОГ ССНН может быть сведена к обеспечению заданного уровня непрерывности наблюдения объектов на поверхности Земли в течение срока эксплуатации системы. Для выбора показателей качества функционирования ССНН следует определить необходимые и достаточные условия решения целевой задачи.

Интегральным показателем качества функционирования системы на оцениваемом временном интервале функционирования ССНН ΔT может являться безусловная вероятность правильного решения целевой задачи ($P_{\text{ЦЗ}}$) при заданном уровне вероятности формирования ложного решения.

С учётом цикличности и повторяемости астробаллистических условий функционирования ОГ в качестве ΔT целесообразно использовать интервалы времени, кратные году. В общем случае для получения средневзвешенных оценок интервал ΔT может быть принят соизмеримым со сроком существования системы, который в предельном варианте является бесконечным.

Исходя из данных ранее определений устойчивости, ОГ должна функционировать и обеспечивать сохранность основных характеристик ССНН в условиях воздействия совокупности факторов внешней среды. Эти ограничения, как правило, задаются в виде требований к орбитальному построению в ТТЗ на разработку ССНН и в ТЗ на её составные части.

Устойчивость ОС во многом определяется группой требований по баллистическому построению ОГ с учётом ограничений на реализацию орбит КА, требованиями по живучести и обеспечению безопасности от столкновений с космическими объектами (КО) в околоспутниковом пространстве.

Баллистические ограничения, в первую очередь, определяются возможностями средств выведения КА и областью определения орбитальных параметров КА, при которых целевая задача решается с заданным качеством.

Баллистическое построение ОГ, как правило, обеспечивается средствами ракетно-космического комплекса (РКК). Орбитальные параметры КА, при которых целевая задача ССНН решается с заданным качеством, выбираются исходя из возможностей построения устойчивой орбитальной структуры с учётом ограничений на средства выведения. Ранее было отмечено (*Чернявский Г.М. и др.*, 1978), что для решения задач непрерывного наблюдения (обслуживания) заданных районов Земли рациональным решением является формирование высокоэллиптических полусуточных орбит с наклонением i, при котором обеспечивается постоянство зоны радиовидимости и условий обслуживания за счёт относительной стабильности линии апсид. Период обращения T должен выбираться близким к полусуточному, что способствует повторяемости трассы подспутниковой точки на поверхности Земли. Такие орбиты, используемые в СССР с 1964 года, получили название орбиты типа «Молния»; из них формируется устойчивая орбитальная структура. Критерием устойчивости является отсутствие в ССНН интервалов времени, свободных от обслуживания, при обеспечении эффективности обслуживания не ниже заданного уровня. Для геостационарной ОГ проблема поддержания устойчивости её ОС является частной задачей.

Задача синтеза устойчивых орбитальных структур при расчёте невозмущенного орбитального движения КА по законам Кеплера в целом на сегодняшний день решена. Требуемый критерий качества выполняется за счёт рационального выбора элементов орбит КА, их количества и взаимного расположения в пространстве. Одним из вариантов задания требований

к построению ОС является разнесение орбит в пространстве по долготе восходящего узла на угол

$$\Delta\Omega = \frac{2\pi}{\bar{j}},$$

где $\bar{j}$ – количество КА в ОГ.

При формировании ОС по такому принципу в начальный период времени реально сформированная ОС будет оставаться близкой к идеализированной, и в течение некоторого времени система будет оставаться устойчивой. Однако неравномерность воздействия возмущений на различные КА системы, в первую очередь лунно-солнечных, приведёт в итоге к деформации ОС и нарушению устойчивости ОГ. Учитывая, что срок активного существования отдельных КА может быть достаточно большим (7–10 лет и более), а интервал функционирования ОГ в общем случае неограниченным, возникает задача организации такого процесса управления ОГ, который обеспечит её устойчивость на протяжении всего времени работы.

Известные методы создания ССНН и поддержания устойчивости ОГ в поле действия возмущающих сил в основном посвящены синтезу несимметричных структур и направлены на решение проблем, характерных для ОГ ограниченного срока существования. На основании подобных исследований задачу обеспечения устойчивости ОГ в детерминированной постановке можно было бы свести к задаче оптимального управления в дискретном виде:

найти для $n \subset (0,\bar{n})$ параметры векторов управления $\Delta Э_1^n$, ..., $\Delta Э_j^n$, ..., обеспечивающие

$$\min \sum_{n=0}^{\bar{n}} \left[\sum_{j=1}^{\bar{j}-1} \left| \delta t_{j+1,j}^n \left(Э_j^n,\ Э_{j+1}^n, \Delta Э_j^n, \Delta Э_{j+1}^n \right) \right| + \left| \delta t_{\bar{j},1}^n \left(Э_{\bar{j}}^n,\ Э_1^n, \Delta Э_{\bar{j}}^n, \Delta Э_1^n \right) \right| \right],$$

где $\bar{n}$ – количество временных циклов существования ОГ; Э – вектор элементов орбиты КА.

Здесь $\delta t_{j+1,j}^n = \Delta t_{j+1,j}^n - \Delta t_{нj+1,j}^n = \left(t_{aj+1}^n - t_{aj}^n\right) - \left(t_{anj+1}^n - t_{anj}^n\right)$ характеризует на n-м ВЦ деформацию ОС по времени прохождения КА опорных точек орбиты (например, времени апогея – t_a^n) вследствие неравномерности эволюции орбит отдельных КА системы. Номинальный интервал времени $\Delta t_{н\ j+1,j}^n$ между моментами прохождения апогея орбиты соседних j+1-го и j-го КА может быть задан постоянным и равным $\frac{2T_н}{\bar{j}}$, где $T_н$ – номинальный период обращения, обеспечивающий постоянство трассы КА. В качестве параметров вектора управления $\Delta Э_j^n$ могут рассматриваться отклонения на n-м ВЦ текущих элементов орбиты j-го КА от их значений в идеализированной ОС, задаваемые либо выбором соответствующих начальных элементов орбиты (n=0), либо в результате коррекции орбитального движения КА.

Следует отметить, что в такой постановке задача вследствие большого числа параметров управления может иметь решение лишь для срока существования ССНН, ограниченного временем службы составляющих её элементов. Однако на основе анализа обобщенного подхода к её решению представляется возможным в первом приближении определить возможный диапазон изменения элементов орбит КА в ОС с учётом ограничений на средства выведения.

Применительно к ССНН с учётом накопленного опыта эксплуатации отечественных систем космического мониторинга и возможностей средств выведения РН типа «СОЮЗ» и «АНГАРА» требования по формированию орбитального построения высокоэллиптической и геостационарной группировки КА можно задать параметрами в диапазоне номинальных начальных значений, которые должны уточняться по мере поиска оптимального решения задачи обеспечения устойчивости ОС (см. таблицу).

таблица – Требования по формированию орбитального построения высокоэллиптической и геостационарной группировки КА

параметры	значение
для высокоэллиптической группировки КА	
высота апогея, км	≈40000
высота перигея, км	700...2000
угол наклонения орбиты, град	62...65
период обращения, с	от 42065 до 44065
географическая долгота восходящего узла, град	любая (0...360)
аргумент перигея, град	260–320
эксцентриситет, б/р	0,7...0,75
для геостационарной группировки КА	
период обращения, с	≈86164±1000
высота орбиты, км	≈35800
эксцентриситет, б/р	∼0
угол наклонения орбиты, град	0…3
географическая долгота восходящего узла	определяется заявленными точками стояния

Конкретные же значения начальных элементов орбиты при выведении КА должны формироваться из условия обеспечения устойчивости ОГ и заданного срока активного существования КА.

Для поддержания устойчивости орбит в ОС на КА предусматривается запас характеристической скорости и исполнительные органы для обеспечения воз-

можности проведения коррекции орбитальных параметров в течение срока активного существования КА. Рабочий участок КА на каждом витке должен быть, как правило, непрерывным на интервале не менее шести часов.

В результате проведенного анализа условий и особенностей функционирования ССНН было определено, что ОГ и, соответственно, ОС является устойчивой, если в каждый произвольно заданный момент времени целевая задача системы решается с заданным качеством. В упрощённой постановке задача исследований может быть сведена к обеспечению непрерывности наблюдения заданного района хотя бы одним КА, в более сложной постановке – к обеспечению заданной кратности наблюдения (более чем одним КА одновременно).

В соответствии с (*Чернявский Г.М. и др.*, 1978) ОС представим как элементы орбит КА и связи между ними.

Орбиты КА в реальной ОС на n-м временном цикле функционирования системы определим совокупностью векторов

$\bar{Э}_j^n = \{T, e, i, \omega, \Omega, \lambda, t_{вy}\}; j = 1 \div \bar{j}, n = 0 \div \bar{n},$

где j – идентификатор КА;

T – период обращения орбиты;

e – эксцентриситет;

ω – аргумент перигея;

Ω – долгота восходящего узла орбиты;

λ –географическая долгота восходящего узла;

$t_{вy}$ – время прохождения восходящего узла;

$\bar{j}$ – количество КА в ОГ;

$\bar{n}$ – срок существования ОГ.

Орбиты КА в КПОС на n-м временном (суточном) цикле представим векторами номинальных элементов

$\bar{Э}_{нj}^{\,n} = \{T_н, e_н, i_н, \omega_н, \Omega_н, \lambda_н, t_{вyн}\}.$

Деформацию орбиты j-го КА относительно её положения в КПОС представим выражением

$\delta\bar{Э}_j^n = \bar{Э}_j^n - \bar{Э}_{нj}^{\,n}.$

Деформацию ОС на n-м временном цикле определим как совокупность относительных отклонений векторов соседних КА в ОГ

$$\delta\bar{Э}_{j,j-1}^n = \Delta\bar{Э}_{\text{j,j-1}}^{\text{n}} - \Delta\bar{Э}_{н\ j,j-1}^{\,n} =$$
$$= (\bar{Э}_j^n - \bar{Э}_{\text{j-1}}^{\text{т}}) - (\bar{Э}_{н`j}^{\,n} - \bar{Э}_{\text{н j-1}}^{\text{т}}) =$$
$$= (\bar{Э}_j^n - \bar{Э}_{\text{н j}}^{\text{т}}) - (\bar{Э}_{j-1}^n - \bar{Э}_{\text{н j-1}}^{\text{т}}) = \delta\bar{Э}_j^n - \delta\bar{Э}_{j-1}^n.$$

Таким образом, взаимное отклонение орбит пары КА, как и деформацию ОС в целом, следует рассматривать как совокупность независимых событий, связанных с деформацией орбиты каждого КА относительно её положения в КПОС. В общем виде можно предположить, что деформация орбиты j-го КА в норме, если

$\delta\bar{Э}_j^n \le \bar{\xi}_Э,$

где $\bar{\xi}$ – допустимый уход вектора элементов орбиты, при котором выполняются условия решения целевой задачи.

Определим критерий устойчивости ОГ без учёта аномалий в состоянии внешней среды (например функционирование ССНН с ОГ на ВЭО под действием возмущений только в центральном поле Земли).

В этом случае речь идет только о поддержании баллистической устойчивости ОС при движении КА в центральном поле Земли. Известно, что свойствами идеальной устойчивости обладает КПОС. Это означает, что пространственно-временная диаграмма функционирования ОГ построена таким образом, что в каждый момент времени функционирования ССНН на орбите находится КА, обеспечивающий наблюдение за заданным районом. Элементы орбиты выбраны исходя из пространственных условий оптимальности наблюдения. Равномерное временное распределение рабочих зон КА обеспечивает непрерывность наблюдения (контроля).

Эффективность решения целевой задачи будем рассматривать относительно показателя контролируемости

$П_k(\Delta T) = П_{\text{накр}}(\Delta T) П_{\text{вр}}(\Delta T).$

Здесь под ΔT понимается интервал времени от 0 (нулевого) до $\bar{n}$-го временного цикла (ВЦ).

Учитывая, что показатель контролируемости $П_k(\Delta T)$ является среднеинтегральным и на любом n-м ВЦ может быть определен для каждого направления контроля j отдельно, искомое ограничение преобразуем в вид

$$\delta П_{\text{накр}}^n(\bar{Э}^n, \bar{Э}_{\text{н}}^n, \bar{\mu}_0)_j =$$
$$= \left| П_{\text{накр}}^n(\bar{Э}^n, \bar{\mu}_0)_j - П_{накр}^n(\bar{Э}_{\text{н}}^n, \bar{\mu}_0)_j \right| \le \delta П_{\text{накр}}(\bar{\xi}_Э);$$
$$\delta t_{\text{вр}}^n(\bar{Э}^n, \bar{Э}_{\text{н}}^n, \bar{\mu}_0)_j =$$
$$= \left| t_a^n(\bar{Э}^n, \bar{\mu}_0)_j - t^n{}_a(\bar{Э}_{\text{н}}^n, \bar{\mu}_0)_j \right| \le \delta t_{\text{вр}}(\bar{\xi}_Э)$$

при $n = 0 \div \bar{n}$, $j = 1 \div \bar{j}$,

где t_a^n – время привязки вектора элементов орбиты, например, к апогею; $\delta П_{\text{накр}}(\bar{\xi}_Э)$ и $\delta t_{\text{вр}}(\bar{\xi}_Э)$ – приемлемое снижение ТТХ по полноте и непрерывности контроля, функционально связанное с допустимой эволюцией элементов орбиты $\bar{\xi}_Э$ под влиянием возмущающих сил только от центрального поля Земли $\bar{\mu}_0$. Здесь единственной силой, действующей на КА, является сила притяжения Земли, рассматриваемой как шар с концентрическим распределением плотности.

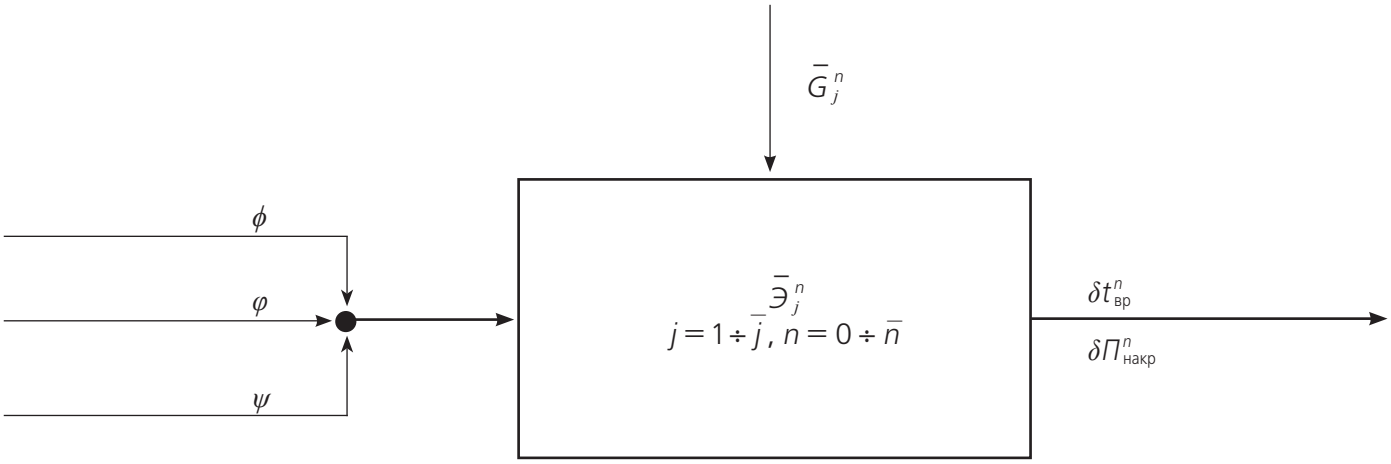


рисунок 2. Состояние орбитальной группировки

Таким образом, условие устойчивости ОС трансформировано к выполнению ограничений на допустимые отклонения показателей накрытия и непрерывности наблюдения заданного района от оптимальных значений, которые имеют место для КПОС и номинальной орбиты. Задача поддержания устойчивости ОС сведена к выполнению ограничений на отклонение орбитального положения каждого КА на интервале их существования по времени и в инерциальном пространстве от своего положения в КПОС. При этом состояние КПОС на каждом временном цикле функционирования системы является детерминированным и определяется заранее заданными законами изменения.

Важным условием приемлемости изложенного методического подхода к оценке устойчивости ОС является использование принципа восполнения ОГ по факту отказа КА или завершения срока активного существования. Тогда показатель готовности ОГ $P_{ОГ}$, определяющий параметры её технической устойчивости, можно рассматривать независимо от сформулированных условий баллистической устойчивости ОС.

Определим критерий устойчивости ОГ и рассмотрим постановку задачи поддержания устойчивости ОГ с учётом возмущающих факторов внешней среды.

Опишем процесс функционирования ОГ в предположении, что КА функционируют независимо в условиях возмущения элементов орбит и на них воздействуют техногенные факторы внешней среды искусственного и естественного происхождения.

В качестве ранжированных критериев эффективности функционирования ОГ примем те же самые, но преобразованные пространственно-временные показатели контролируемости

$\delta П_{накр}^n[\bar{\Im}^n(\bar{\mu}), \bar{\Im}_н^n(\bar{\mu}_0), P(\phi, \varphi, \psi)]_j$ и

$\delta t_{вр}^n[\bar{\Im}^n(\bar{\mu}), \bar{\Im}_н^n(\bar{\mu}_0), P(\phi, \varphi, \psi)]_j$.

Здесь P – коэффициент готовности КА на интервале заданного времени активного функционирования, определённый в виде выражения

$P_j = S_j[1-P_{отк}(\phi)_j][1-P_{пор}(\varphi)_j][1-P_{ст}(\psi)_j]$.

Вероятность отказа КА $P_{отк}(\phi)_j$ является показателем надёжности в условиях воздействия естественных факторов внешней среды и старения элементной базы (ϕ).

Вероятность поражения $P_{пор}(\varphi)_j$ определяется степенью воздействия на КА факторов искусственного происхождения (φ).

Показатель $P_{ст}(\psi)$ зависит от потока космических объектов в окружающем КА (околоспутниковом) пространстве (ψ) и определяет возможность его столкновения с ними.

Отсюда следует, что пространственно-временные показатели контроля ОГ заданного района зависят от живучести КА, эволюции орбит в центральном поле Земли и деформации орбит КА, обусловленной действием совокупности возмущающих факторов $\bar{\mu}$, которыми являются нецентральное поле Земли, притяжение Луны, Солнца и более мелкие возмущения. Эти возмущения разделены на короткопериодические (на интервале периода обращения КА), долгопериодические (на интервале, кратном периоду вращения Луны и Солнца) и вековые, непрерывно нарастающие по времени полета КА.

Состояние ОГ на n-м временном цикле функционирования представим в виде схемы на рисунке 2.

Здесь под вектором управляющих воздействий $\bar{G}_j^n$ будем понимать совокупность мероприятий по обеспечению баллистической устойчивости ОГ.

Таким образом, в обобщенном виде критерий устойчивости ОГ заключается в выполнении для каждого КА (j=1÷$\bar{j}$), входящего в состав ОГ, на интервале заданного срока активного существования (n=0÷$\bar{n}$) допустимых ограничений на изменение про-

странственных и временных характеристик контроля районов Земли

$$\delta\Pi^{n}_{\text{накр}}[\bar{Э}^{n}(\bar{\mu}), \bar{Э}^{n}_{\text{н}}(\bar{\mu}_0), P(\phi, \varphi, \psi), \bar{G}]_j \le \delta\Pi_{\text{накр}}(\bar{\xi}_{э})$$

$$\delta t^{n}_{\text{вр}}[\bar{Э}^{n}(\bar{\mu}), \bar{Э}^{n}_{\text{н}}(\bar{\mu}_0), P(\phi, \varphi, \psi)]_j \le \delta t_{\text{вр}}(\bar{\xi}_{э}).$$

В общей постановке задача обеспечения устойчивости ОГ сводится к созданию условий устойчивости функционирования отдельно взятых КА в составе ОГ посредством определения для каждого из них совокупности управляющих воздействий $\bar{G}^{n}_{j}$. Ожидается, что ОС такой ОГ будет вне зависимости от срока её эксплуатации в среднем устойчивой, но не оптимальной в каждый конкретный момент времени. Оптимальность при таком подходе может быть достигнута за счёт текущего (оперативного) управления орбитальной структурой в рамках ограничений, определяющих баллистическую устойчивость ОС.

Таким образом, в сформулированном виде определено общее направление исследований для решения вопросов обеспечения устойчивости высокоорбитальных группировок ССНН.

В практической плоскости для управления ОС ССНН был разработан комплексный методологический подход к формированию и поддержанию баллистической устойчивости орбитальной структуры группировки КА, в основу которой заложена концепция орбитального построения ССНН, позволяющая рассматривать ОГ как совокупность независимо функционирующих КА, связанных в единую систему через параметры КПОС. Эта же концепция будет использована для управления ОС высокоорбитальной гидрометеорологической космической системы «АРКТИКА-М», предназначенной для непрерывной круглосуточной съемки арктического региона Земли (*Назаров А.Е.*, 2013).

В рамках реализации этого подхода применительно к высокоэллиптической спутниковой системе непрерывного наблюдения были разработаны:

- методика формирования кинематически правильной орбитальной структуры, основанная на особенностях вековых эволюций кратносинхронных высокоэллиптических орбит в поле действия возмущающих сил;
- алгоритмы обеспечения устойчивости пространственного положения КА в ОС, основанные на расчёте параметров управления географической долготой восходящего узла и учитывающие введенные ограничения на допустимое изменение показателя накрытия для каждого из заданных районов наблюдения, пропорциональное эволюции элементов орбиты КА;
- алгоритмы обеспечения устойчивости временного положения орбит в ОС, позволяющие рассчитывать временные циклы следования КА в пределах ограничений, позволяющих поддерживать целостность реально функционирующей ОС относительно заданных параметров КПОС;
- методику выбора начальных элементов орбит КА при формировании и восполнении ОГ, обеспечивающих минимальную деформацию орбитального построения группировки КА относительно КПОС при заданном сроке активного существования КА и ограничениях на средства выведения.

Авторы благодарят старшего научного сотрудника Пятницкую Нину Серафимовну за помощь в редактировании и оформлении материалов статьи.

список литературы

Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2008. № 3. С. 12-17.

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.

Можаев Г.В. Задача о непрерывном обзоре Земли и кинематически правильные спутниковые системы // Космические исследования. 1973. Т. 11, № 1. С. 59-69.

Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1979. 445 с.

Назаров А.Е. Динамическая устойчивость спутниковых систем непрерывного обслуживания на высокоэллиптических геосинхронных орбитах // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2007. № 7. С. 39-49.

Назаров А.Е. Обеспечение динамической устойчивости орбитальной структуры космической системы «Арктика-М» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 2. С. 58-64.

Чернявский Г.М., Бартенев В.А. Орбиты спутников связи. М.: Связь, 1978. 240 с.

Шестихин В.И., Лукьянов С.Н. Оптимизация спутниковых систем непрерывного обзора с учетом динамики орбитальных структур // Оптический журнал. 1993. № 3. С. 13-17.

Статья поступила в редакцию 14.04.2015 г.

УДК 629.78.015.036.7

РАЗРАБОТКА И ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ ДВУХКОМПОНЕНТНЫХ И ОДНОКОМПОНЕНТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ В КБХИММАШ ИМЕНИ А.М. ИСАЕВА

DEVELOPMENT AND FIRING TESTS OF MONOPROPELLANT AND BIPROPELLANT LOW-THRUST ENGINES BY ISAYEV CHEMICAL ENGINEERING DESIGN BUREAU

Е.П. Селезнёв[1],
ea.seleznev@bk.ru;
E.P. Seleznev

И.Н. Смирнов[1],
kbhimmash@korolev-net.ru;
I.N. Smirnov

М.А. Дородников[1],
dorodnikov@bk.ru;
M.A. Dorodnikov

В статье дано краткое описание истории КБхиммаш имени А.М. Исаева в части разработки одно- и двухкомпонентных двигателей малой тяги для использования в космических аппаратах НПО имени С.А. Лавочкина.

Ключевые слова: однокомпонентные двигатели; двухкомпонентные двигатели; разработка; огневые испытания; изделие С5.221

The article overviews a history of Isayev Chemical Engineering Design Bureau in terms of design and development of mono- and bipropellant low-thrust engines for their subsequent usage in spacecraft built by Lavochkin Association.

Key words: monopropellant engines; bipropellant engines; design and development; firing tests; product C5.221.

Разработка, производство и стендовые огневые испытания жидкостных ракетных двигателей малой тяги для космических аппаратов и разгонных блоков – одно из направлений деятельности конструкторского бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева. КБхиммаш разрабатывает как двухкомпонентные двигатели малой тяги на различных высококипящих и криогенных компонентах топлива (*Агеенко Ю.И. и др.*, 2014), так и однокомпонентные двигатели на гидразине с реакторами каталитического и термокаталитического типа (*Агеенко Ю.И.*, 2014).

Работы в этом направлении начались в КБхиммаш в 1971 году с разработки двухкомпонентного двигателя малой тяги (0,6 кг) для комплексной двигательной установки, предназначенной для КА ЦСКБ-«ПРОГРЕСС».

В конце 60-х – начале 70-х годов в отечественном ракетном двигателестроении появилась перспектива расширения области использования комплексных космических двигательных установок с двигателями малой тяги в качестве исполнительных органов системы управления космическим аппаратом (КА). В связи с этим в Министерстве общего машиностроения было принято решение перевести разработку и производство двигателей малой тяги из ТМКБ «Союз» Министерства авиационной промышленности на предприятия Минобщемаша. Решение было вызвано как проблемами увеличения объёмов работ по двигателям малой тяги – «непрофильной» для Минавиапрома продукции, так и техническими проблемами создания двигателей с тягой менее 2 кг. Эти проблемы проявились при эксплуатации таких двигателей разработки ТМКБ «Союз».

Основатель КБхиммаш, главный конструктор А.М. Исаев, понимая перспективность и востребованность разработки комплексных двигательных установок и двигателей малой тяги, принял решение

[1] КБхиммаш имени А.М. Исаева – филиал ФГУП ГКНПЦ имени М.В. Хруничева, Россия, Московская область, г. Королев.

Isayev Chemical Engineering Design Bureau – affiliate of Khrunichev State Research and Production Space Centre, Russia, Moscow region, Korolev.

взяться за освоение нового направления разработок предприятия. Приняв это решение, Алексей Михайлович решал несколько задач:

Во-первых, новое направление укрепляло и расширяло специализацию предприятия на разработке космических двигателей и двигательных установок, перспективы использования которых в КА возросли.

Во-вторых, работы в новом направлении позволяли сохранить диверсификацию деятельности в условиях прогнозируемого сокращения некоторых других направлений (двигатели для зенитных, авиационных и морских ракет).

В-третьих, в новых разработках мог быть использован имеющийся опыт, научно-технический задел и производственные ресурсы.

И, наконец (это Алексей Михайлович считал очень важным), новизна работ, их востребованность, поддерживали творческое «кипение» в коллективе.

Подготовка к новым работам проводилась основательно. Главный конструктор, его заместители, руководители комплексов и отделов, ведущие специалисты с самого начала работ участвовали в обсуждении, подготовке и принятии всех принципиальных решений. В результате работа шла в понятном для всех направлении, слаженно и быстро.

Главный конструктор с группой ведущих специалистов побывал в Ленинградском ГИПХе, в Куйбышеве – в ЦСКБ и в лаборатории микроэнергетики КуАИ, в Тураево – в ТМКБ «Союз». В КБхиммаш приглашались ведущие специалисты этих и других предприятий, имеющих отношение к двигателям малой тяги, для проведения своеобразных «конференций» по различным вопросам разработки, производства испытаний и эксплуатации двигателей малой тяги и комплексных двигательных установок.

Параллельно, с учётом анализа собираемой информации, проходила организационная подготовка к новым работам и вырабатывались принципиальные подходы к проектированию, производству и испытаниям.

В феврале 1971 года было создано и укомплектовано отдельное конструкторское подразделение по разработке двигателей малой тяги и их агрегатов; определены его взаимоотношения с отделами КБ, технологами, производством и испытателями. В качестве испытательной площадки был определён отдел 216. Перед подразделениями предприятия были поставлены конкретные задачи по освоению новых технологий изготовления, создания нестандартного оборудования и стендов, по решению материаловедческих задач.

Комплексный подход к освоению нового направления, анализ существующих и перспективных проблем и задач позволили уже в самом начале заложить в основу разработок и развить в последующем «пионерские» для того времени технические решения и технологии, сохраняющие перспективы использования до настоящего времени.

К таким техническим решениям и технологиям, в частности, относятся:

- камеры сгорания из жаропрочных материалов на основе графитовых композиций и ниобиевых сплавов с жаростойким покрытием;
- малоразмерные струйные форсунки (0,2–0,35 мм) с использованием капиллярных трубок и технологий «прокола» профилированных отверстий;
- форсуночные головки со струйным и струйно-центробежным смешением и дефлектором, обеспечивающие при высокой экономичности значительные запасы по максимальной температуре камеры сгорания;
- «холодные» контрольно-технологические испытания (вместо огневых), основанные на применении для струйных и струйно-центробежных смесительных головок гидравлических испытаний («холодных» проливок);
- электрожидкостные клапаны с ресурсом до 10^6 включений, стойких к специальным факторам внешнего воздействия, имеющие высокую герметичность и быстродействие;
- топливные баки с пластически деформируемыми разделителями из алюминиевого сплава, имеющие специальный профиль;
- топливные баки и гидроаккумуляторы для комплексных двигательных установок с пластинчатыми сильфонами-разделителями;
- безрамные блоки топливных баков двигательных установок.

Разработанные при создании двухкомпонентных двигателей тягой 0,6 и 2,5 кг новые технические решения и технологии обеспечивали возможность повысить характеристики двигателей большей тяги (до 40 кг) до уровня лучших мировых образцов, которые тогда стали разрабатывать за рубежом. Поэтому КБхиммаш была начата и, в настоящее время, завершена разработка параметрического ряда современных двухкомпонентных двигателей малой тяги с тягой от 0,6 до 40 кг.

В космических аппаратах НПО имени С.А. Лавочкина использовались модификации двухкомпонентного двигателя малой тяги (2,5 кг). В 80-х годах по заданию НПО имени С.А. Лавочкина началась разработка однокомпонентных (гидразиновых) двигателей тягой 1 и 5 кг с реактором каталитического разложения.

Проектные и экспериментальные работы по однокомпонентным двигателям проводились в КБхиммаш и ранее, но именно с двигателей по заказу НПО имени С.А. Лавочкина началось их практическое использование.

Творческое сотрудничество коллективов двух КБ началось с разработки зенитных и межконтинентальных крылатых ракет, а затем продолжилось при работах (уже под руководством Г.Н. Бабакина

и В.Н. Богомолова) по космическим аппаратам для исследования Луны, планет Солнечной системы, КА специального назначения на околоземных орбитах и разгонным блокам.

В этот период космические аппараты НПО имени С.А. Лавочкина, оснащённые двигателями и двигательными установками КБхиммаш, обеспечили забор лунного грунта и доставку его на Землю, посадку на Венеру и Марс. В дальнейшем НПО имени С.А. Лавочкина был разработан разгонный блок «Фрегат» для доставки космических аппаратов на заданную орбиту и в заданную точку над поверхностью Земли. Этот разгонный блок оснащён разработанным КБхиммаш двигателем С5.92 тягой 2 тонны и двенадцатью управляющими однокомпонентными двигателями С5.221.

В настоящее время КБхиммаш завершает разработку двигателей для аппарата НПО имени С.А. Лавочкина по теме «Луна-Глоб», в этот комплект входят: ДМТ С5.140 (тяга 0,6 кГс), ДМТ С5.145 (тяга 5 кГс), двигатели мягкой посадки на Луну 255У.487 (тяга 60 кГс), корректирующий – тормозной двигатель С5.154.1000-0 (тяга 400 кГс).

Ведутся работы по разработке однокомпонентного тормозного двигателя посадочной платформы космического аппарата «ЭКЗОМАРС» с регулируемой тягой от 1400 кг до 300 кг. В состав аппарата входят также однокомпонентные двигатели С5.221 (тяга 5 кГс).

Разработка различных двигателей для указанных космических аппаратов потребовала проведения отработочных испытаний. Для отработки двигателей КБхиммаш была создана мощная стендовая база, обеспечивающая весь цикл запланированных отработочных испытаний.

Разработка двигателей с каталитическим разложением гидразина для НПО имени С.А. Лавочкина потребовала решить новые задачи, связанные, главным образом, со специфическими свойствами гидразина и активного катализатора. Эти задачи были решены вместе с Ленинградским ГИПХ.

Разработка однокомпонентных двигателей малой тяги для КА НПО имени С.А. Лавочкина стала стартовой площадкой для создания ряда гидразиновых двигателей с реактором каталитического и термокаталитического типа, которые применяются в объектах, разрабатываемых НПО имени С.А. Лавочкина и АО «ИСС» имени М.Ф. Решетнёва.

Отдельной важной задачей при разработке гидразиновых двигателей было обеспечение стендовых испытаний с имитацией объектовых условий. Основные проблемы при создании испытательных стендов были связаны:

- с обеспечением безопасности при работах с гидразином и его чистоты (по содержанию примесей) в процессах хранения и эксплуатации в стендовых системах;
- с исключением необъектовых условий контакта катализатора с окружающей средой при подготовке и проведении испытаний.

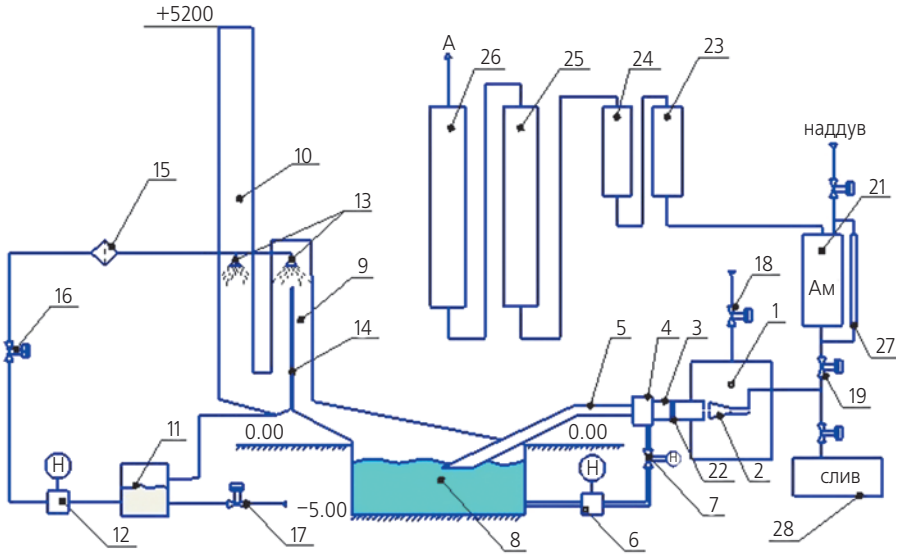
Эти проблемы были решены при создании барокамерного стенда 10Б (рисунок 1) с системой имитации высотных условий (рисунок 2). В настоящее время стенд используется при контрольно-выборочных испытаниях двигателей с тягой 5 кг для разгонного блока «ФРЕГАТ».

рисунок 1. Огневой бокс стенда 10Б

рисунок 2. Система имитации высотных условий отдела 216

Когда наметились работы с новым горючим – гидразином, начальник комплекса Г.И. Новохатний направил инженеров Г.Я. Харенко, М.М. Гудкова и Ю.Д. Баклыкова в Ленинград для ознакомления с новым компонентом в ГИПХе на стендах в пригороде Ленинграда. На предприятии и в отделе 216 приступили к подготовке испытаний изделий на гидразине: изучение технической документации ГИПХа, проектирование и изготовление изделий, выпуск и монтаж пневмо-гидравлической схемы (ПГС) стендов. Собственными силами на предприятии спроектировали и изготовили специальные транспортно-рабочие ёмкости для гидразина объёмом 32,4 литра

СТРУКТУРНАЯ СХЕМА СТЕНДА 10Б



1. Барокамера
2. Изделие
3. Газодинамическая труба
4. Водоструйный эжектор
5. Газовод
6. Насос системы ШГУ
7. Задвижка с электроприводом D_y=400 мм
8. Бассейн ШГУ V=1000 м^3
9. Колонна орошения
10. Труба рассеивания
11. Ёмкость с нейтрализующим раствором
12. Насос системы нейтрализации
13. Форсунки
14. Перегородка
15. Фильтр
16, 17. Задвижка
18, 19, 20. Отсечной клапан
21. Расходная емкость Амидола (ТРЕ)
22. Отсечное устройство
23. Нейтрализатор высокого давления
24. Нейтрализатор высокого давления
25. Нейтрализатор низкого давления
26. Нейтрализатор низкого давления
27. Уровнемер
28 Сливная ёмкость

рисунок 3. Структурная схема стенда 10Б

и рабочим давлением 30 кгс/см^2. Была решена задача доставки гидразина из Фаустово (НИО-9) в отдел 216 в транспортно-рабочих ёмкостях автомобильным транспортом с соблюдением необходимых мер безопасности, предъявляемых к высокотоксичным и взрывоопасным веществам.

Системы стенда 10Б (рисунок 3) были подготовлены для работы с гидразином; проведены проверочные испытания, в процессе которых, удалось решить технические проблемы:

- подготовки и эксплуатации специально разработанных систем стенда на всех этапах работы. Применение специально разработанных технологий подготовки систем стенда и их элементов;
- требуемое для имитации объектовых условий давление в барокамере не только при работе двигателя, но и в паузах;
- исключение попадания в барокамеру продуктов разложения гидразина и воды из системы эжектирования. В газодинамический тракт системы эжектирования установлено специально разработанное отсечное устройство;
- исключение попадания воздуха в газодинамический тракт. Для газового эжектора используется азот.

Со временем стенд периодически претерпевал изменения в конструкции и технологии эксплуатации стендовых систем, например, в настоящее время барокамера стенда оснащена разработанной предприятием системой измерения усилия тяги.

Статистический анализ данных, полученных при огневых испытаниях изделий С5.221 на стенде 10Б на протяжении 11 лет (испытания прошли более 120 изделий), с уверенностью позволяет утверждать, что стенд 10Б является современным и технологичным сооружением.

В 2002 году в КБхиммаш началась поэтапная реализация программы реконструкции и технического перевооружения, охватывающая все виды работ – проектирование, производство и испытания. Конструкторское бюро, производство и испытательная база оснащены современными средствами проектирования, производственным и испытательным оборудованием.

Обладая основательным опытом разработки ракетных двигателей, научно-техническим заделом, модернизированной научно-производственной и испытательной базой КБ Исаева продолжает опытно-конструкторские разработки и научно-исследовательские работы по ракетно-космическим двигателям, двигательным установкам, двигателям малой тяги и перспективным энергетическим установкам. Значительное место в деятельности предприятия по-прежнему занимают работы по основным проектам НПО имени С.А. Лавочкина.

Творческое сотрудничество, начатое С.А. Лавочкиным и А.М. Исаевым, результаты которого – крупный вклад в завоевание первенства и лидирующих позиций Отечества в освоении космоса – продолжается.

список литературы

Агеенко Ю.И. Двигатель стабилизации, ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя МКБ «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 44-46.

Агеенко Ю.И., Панин И.Г., Пегин И.В., Смирнов И.А. Обеспечение высоких характеристик и надёжности ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 68-74.

Статья поступила в редакцию 07.05.2015 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. Объем 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 необходимо в **MS Word 2003**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.

8. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Microsoft Equation 3.0**. Формулы набираются **латинским** алфавитом, размер шрифта **11**. 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
верстка А.Ю. Титова
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –
«НПОЛ – ГРАФИК ДИЗАЙН»
подписано в печать 25.05.2015. формат 60x84/$_8$.
бумага офсетная. печать офсетная. объем 17,2 печ. л. тираж 600 экз.
отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт»
ул. Юровская, д. 92, оф. 1, г. Москва, 125466

научно-производственное
объединение имени
Семёна Алексеевича Лавочкина

АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ И ПРИКЛАДНЫХ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

2015

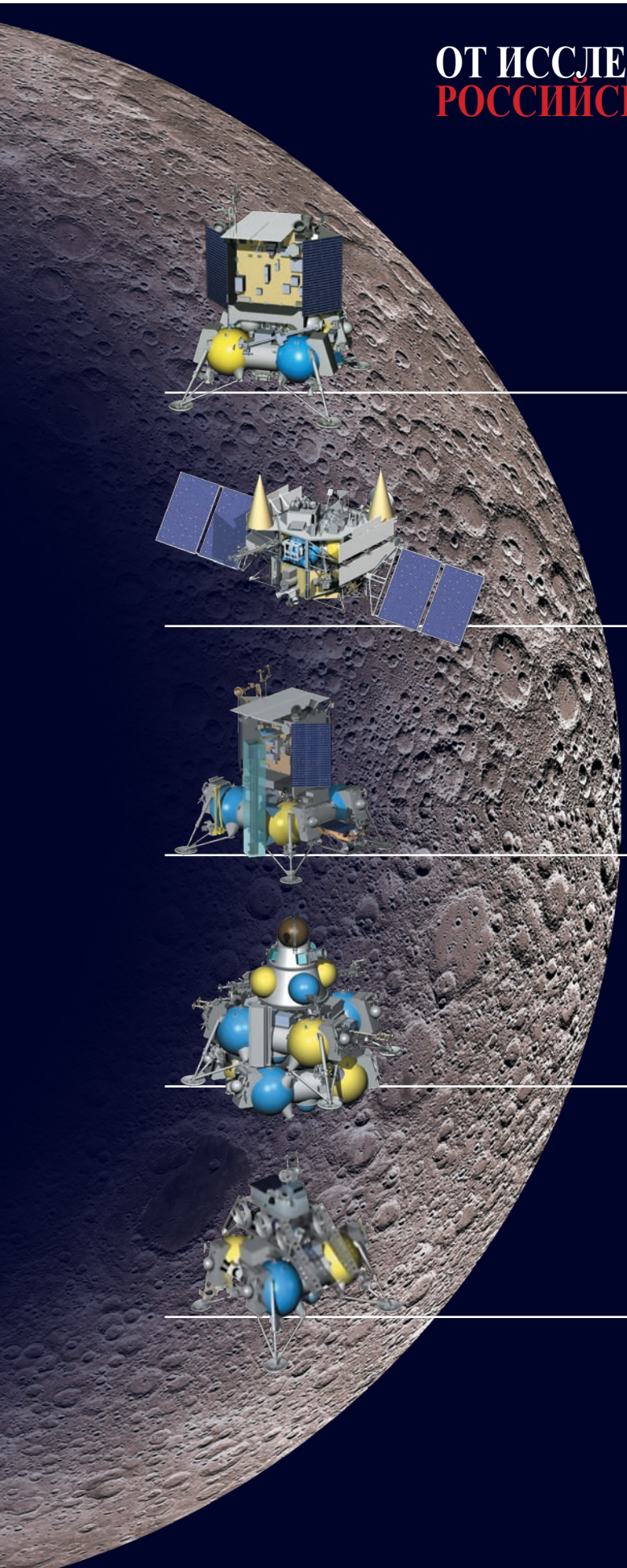
В начале сентября 2015 года в городе Анапа Краснодарского края прошла научно-техническая конференция с международным участием **«ИННОВАЦИОННЫЕ АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ И ПРИКЛАДНЫХ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ. АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ СЛУЖЕБНЫХ И НАУЧНЫХ СИСТЕМ»**. Конференция посвящена 50-летию космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина. Участники конференции в ходе плодотворных дискуссий отметили немало актуальных вопросов, требующих практического исследования с последующей их реализацией в инновационных космических проектах.

По этим вопросам ими написаны статьи, вошедшие в представленную книгу. Среди авторов статей известные учёные и специалисты ведущих предприятий Роскосмоса: НПО имени С.А. Лавочкина; ЦНИИмаш; ИЦ имени М.В. Келдыша; ИСС имени академика М.Ф. Решетнёва, а также ИКИ РАН, МАИ, СПбГТИ и др. В работе конференции также участвовали учёные Китая, Финляндии, Беларуси, Казахстана. Рецензентами книги являются известные учёные: член-корреспондент РАН Олег Михайлович Алифанов и профессор Александр Александрович Любомудров.

ВЕСТНИК
3 2015

В 2015 году исполнилось 50 лет космической деятельности НПО имени С.А. Лавочкина. За это время предприятие запустило в космос около 80 научных спутников, лунных и межпланетных станций. В следующие 10 лет мы планируем создать и запустить около 20 автоматических космических комплексов для фундаментальных и прикладных научных исследований.

ОТ ИССЛЕДОВАНИЯ К ОСВОЕНИЮ ЛУНЫ
РОССИЙСКАЯ ЛУННАЯ ПРОГРАММА



2018

ЛУНА-25 ЛУНА-ГЛОБ

космический комплекс для контактных исследований на поверхности Луны в околополярной области

Отработка критических технологий мягкой посадки на тела Солнечной системы и летная квалификация посадочной платформы.

2019

ЛУНА-26 ЛУНА-РЕСУРС/ОА

космическая станция для комплексных дистанционных научных исследований с орбиты искусственного спутника Луны

Проведение эксперимента по исследованию космических лучей и нейтрино ультравысоких энергий, используя Луну как детектор корпускулярных частиц.

2020

ЛУНА-27 ЛУНА-РЕСУРС/ПА

космический комплекс для проведения широкого спектра контактных исследований в области Южного полюса Луны

Распределение минералогического состава реголита на глубине до двух метров, поиск водяного льда.
Изучение экзосферы и плазменного окружения.

2022+

ЛУНА-28 ЛУНА-ГРУНТ

космический комплекс для доставки на Землю образцов лунного водяного льда в криогенном состоянии и лунного грунта, взятого с глубины ~2 м

ЛУНА-29 ЛУНА-РЕСУРС-2

космический комплекс для исследования районов Южного полюса Луны с борта нового ЛУНОХОДА

Посадка в заранее определённое место по сигналам с радиомаяка, с возможностью оперативно менять его по полученной телевизионной информации с поверхности Луны.

Предложенная российская лунная программа является рекогносцировочным этапом по развёртыванию автоматизированного научного лунного полигона и создания инфраструктуры для экспедиций посещения космонавтами. Это первый реальный этап обоснования возможности освоения лунных ресурсов человечеством.