



ВЕСТНИК

НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

(25) **4**
2014



Георгий
Николаевич
БАБАКИН

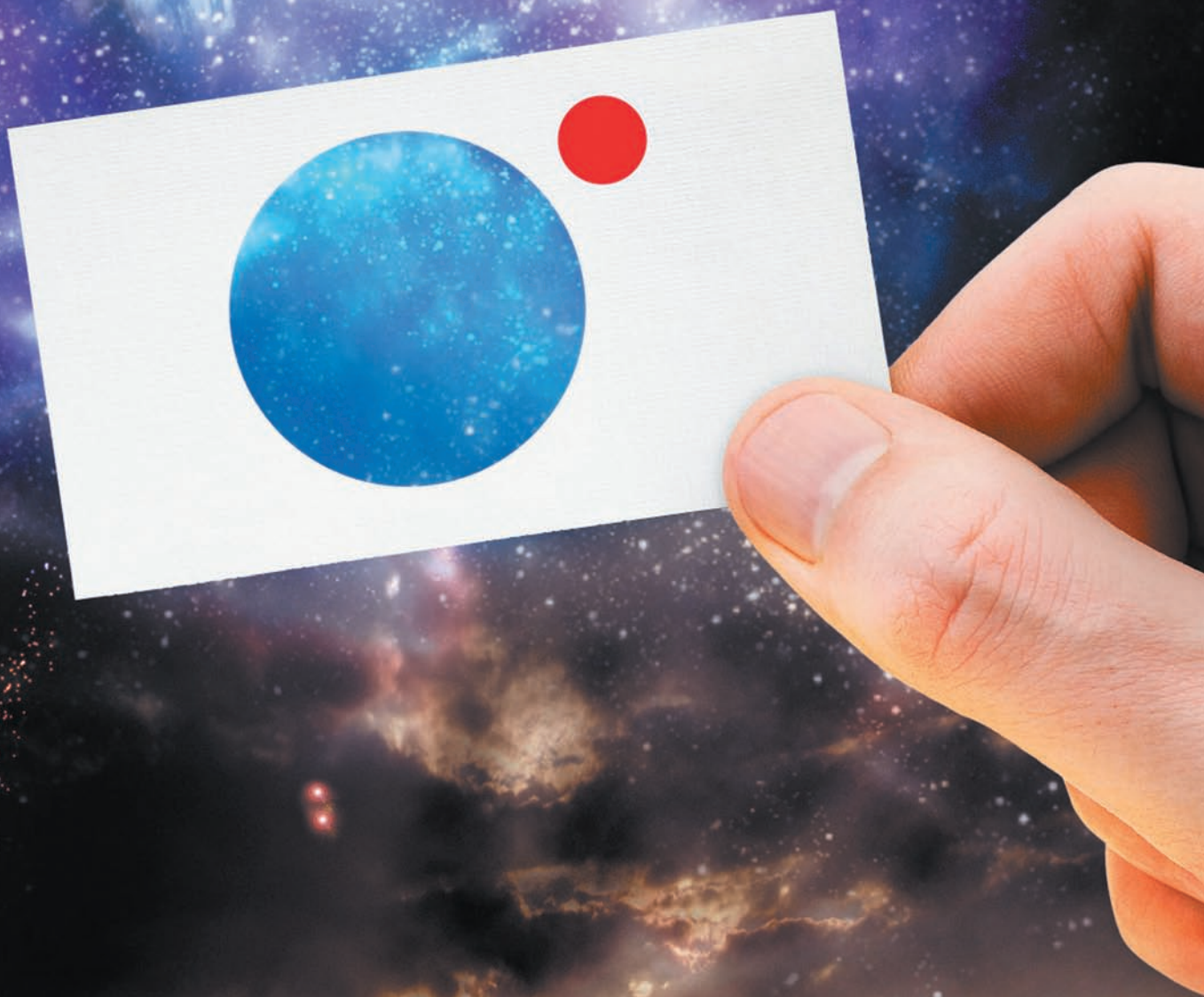
выдающийся
ученый и конструктор
космической техники
ГЕРОЙ СОЦИАЛИСТИЧЕСКОГО ТРУДА
ЛАУРЕАТ ЛЕНИНСКОЙ ПРЕМИИ
член-корреспондент АН СССР
с 1965 по 1971 год –
главный конструктор
машиностроительного
завода имени С.А. Лавочкина

1914–1971

СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР

Реклама. Номер лицензии: СЗ54177



СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

с о д е р ж а н и е

Хартов В.В., Романов В.М., Пичхадзе К.М. Вся жизнь Главного конструктора научных автоматических космических комплексов – Георгия Николаевича Бабакина	3
Маров М.Я. О Георгии Николаевиче Бабакине	10
Молотов Е.П. Наш коллега – Георгий Николаевич Бабакин	14
Зеленый Л.М., Зайцев Ю.И. Автоматы могут всё!	16
Губайдуллин В.Ш., Евич А.Ф., Землянский Б.А., Казаков М.Н., Успенский Г.Р., Черёмухина З.П. Совместные работы ЦНИИмаш и НПО им. С.А. Лавочкина в период деятельности Георгия Николаевича Бабакина	23
Головин Ю.М. Сотрудничество, обогатившее всех	29
Межирицкий Е.Л., Ивановский Е.А., Коврижкин Л.Н., Журавенков С.Н., Христофоренко В.К. Научно-техническое сотрудничество длиной 50 лет	33
Аксёнов О.Ю., Третьяков Ю.Н. В интересах обеспечения стратегической стабильности и военной безопасности России	39
Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу космической интерферометрической съемки рельефа земной поверхности радиолокатором с синтезированием апертуры	44
Гончаров К.А. Методы регулирования двухфазных контуров и контурных тепловых труб	50
Белоногов О.Б. Регрессионные методы идентификации параметров энергетических потерь шестеренных насосов рулевых машин ракет	56
Крит Б.Л., Тихонов С.А., Сорокин В.А., Францевич В.П., Сомов О.В. Усовершенствованные комбинированные методы обработки поверхности аэрокосмических материалов концентрированными потоками энергии	62
Агеенко Ю.И., Панин И.Г., Пегин И.В., Смирнов И.А. Обеспечение высоких характеристик и надёжности ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования	68
Багров А.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Сысоев А.К., Юдин А.Д. Анализ методов строительства конструкций лунных станций	75
Ловцов Д.А., Лобан А.В. Новая эффективная технология распределенной переработки измерительной информации в АСУ космическими аппаратами	81
Матюшин М.М., Мишурова Н.В., Скобелев П.О., Ларюхин В.Б. Поддержка принятия решений при парировании аварийных ситуаций на борту Международной космической станции с использованием интеллектуальных технологий	89
Смутьский А.В., Алексеев С.И., Кудрявцев Ю.Е. К вопросу обеспечения устойчивости бортовой аппаратуры перспективных космических аппаратов к множественным сбоям от действия отдельных ядерных частиц космического пространства	97

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.laspase.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@LSPACE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.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. Мошисев

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

д.ф.-м.н., чл.-корр. 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

у ч р е д и т е л ь

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

ISSN 2075-6941



9 772075 694002

14004



>

chief editor –
d.eng., professor

K.M. Pichkhadze

deputy chief editor –
d.eng., professor

V.V. Efanov

editorial board

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

editorial council

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

doctor of physical and mathematical

sciences, corresponding member 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 Ser-
vice 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

Khartov V.V., Romanov V.M., Pichkhadze K.M.

All life of Chief Designer of scientific robotic space complexes – Georgy N. Babakin 3

Marov M.Ya.

About Georgy N. Babakin10

Molotov E.P.

Our colleague – Georgy N. Babakin14

Zelenyi L.M., Zaytsev Yu.I.

Automatic vehicles can everything!16

Gubaydullin V.Sh., Evich A.F., Zemlyanskiy B.A., Kazakov M.N., Uspenskiy G.R., Cheremuhina Z.P.

Cooperation between TsNIImash and Lavochkin Association within the period
of Georgy N. Babakin's activity23

Golovin Yu.M.

The collaboration that enriched everybody29

Mezhiritskiy E.L., Ivanovskiy E.A., Kovrizhkin L.N., Zhuravenkov S.N., Khristophorenko V.K.

Scientific and technical collaboration of 50-year duration33

Aksenov O.Yu., Tretiyakov Yu.N.

In the interests of strategic stability and military security of Russia39

Evgrafov A.E., Pol V.G.

On the question of space interferometrical imaging of the Earth surface relief
by synthetic aperture radar44

Goncharov K.A.

Control methods of Loop Heat Pipes50

Belonogov O.B.

The regression methods of energetic losses parametrical identification
for rocket steering actuators gear pumps56

Krit B.L., Tikhonov S.A., Sorokin V.A., Frantskevich V.P., Somov O.V.

Improved combined methods of aerospace materials surface treatment
by concentrated energy fluxes62

Ageenko Yu.I., Panin I.G., Pegin I.V., Smirnov I.A.

Assurance of small thrust LPRE high performance and reliability
with deflector centrifugal mixing scheme68

Bagrov A.V., Nesterin I.M., Pichkhadze K.M., Sysoev V.K., Sysoev A.K., Yudin A.D.

Analysis methods of construction designs lunar stations75

Lovtsov D.A., Loban A.V.

The new effective technology of the measurement data distributed processing
by S/C automated control system81

Matushin M.M., Mishurova N.V., Skobelev P.O., Laruhin V.B.

Intelligent technologies for decision support during parrying emergency situations
on International Space Station89

Smulsky A.V., Alexeev S.I., Kudryavtsev Y.E.

To the issue of onboard equipment ensure sustainability of the advanced
spacecraft with respect to multiple failures from the actions of the space
individual nuclear particles97

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.laspac.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)
- © FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
- © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

editorial office address: 141400 Moscow region, Khimki,
Leningradsкая str., 24
phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
fax: (495) 572 00 68
e-mail: VESTNIK@LSPACE.RU
internet: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

ВСЯ ЖИЗНЬ ГЛАВНОГО КОНСТРУКТОРА НАУЧНЫХ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ – ГЕОРГИЯ НИКОЛАЕВИЧА БАБАКИНА

ALL LIFE OF CHIEF DESIGNER OF SCIENTIFIC ROBOTIC SPACE COMPLEXES – GEORGY N. BABAKIN



В.В. Хартов¹,
профессор, доктор
технических наук,
khartov@laspace.ru;
V.V. Khartov



В.М. Романов¹,
кандидат экономических
наук, romanov@laspace.ru;
V.M. Romanov



К.М. Пичхадзе¹,
профессор, доктор
технических наук,
pichkhadze@laspace.ru;
K.M. Pichkhadze

Статья посвящена жизни и творческой деятельности выдающегося создателя отечественных автоматических космических комплексов для фундаментальных научных исследований Луны, Венеры, Марса Главного конструктора машиностроительного завода им. С.А. Лавочкина Георгия Николаевича Бабакина.

Ключевые слова: Г.Н. Бабакин;
НПО им. С.А. Лавочкина;
«ЛУНА-9»; «ЛУНА-10»; «ЛУНА-16»; «ЛУНОХОД»;
«ВЕНЕРА-7»; «МАРС-3».

Страна узнала имя Георгия Николаевича Бабакина, как и Сергея Павловича Королева, только после его смерти.

Он был назначен Главным конструктором машиностроительного завода им. С.А. Лавочкина в 1965 году. Спустя шесть лет Георгий Николаевич скоропостижно скончался.

За эти шесть лет под его руководством совершены первые в мире мягкие посадки автоматических космических аппаратов на ЛУНУ, ВЕНЕРУ, МАРС; созданы первый искусственный спутник ЛУНЫ, луноходы и автоматические межпланетные станции «МАРС-71» («МАРС-3», «МАРС-4»), модификации которых прожили еще почти 30 лет (Пичхадзе К.М., Зарецкий Ю.М., 2004; Хартов В.В. и др., 2010). Вершина

The article covers life and creative career of Georgy N. Babakin, who was the outstanding designer of native robotic space complexes for fundamental scientific studies of the Moon, Venus, Mars Chief Designer of machine building enterprise named after S.A. Lavochkin.

Key words: G.N. Babakin;
Lavochkin Association;
«LUNA-9»; «LUNA-10»; «LUNA-16»; «LUNOKHOD»;
«VENERA-7»; «MARS-3».

его творчества – доставка на ЗЕМЛЮ образцов лунного грунта (Пичхадзе К.М. и др., 2010) (рисунок 1).

Имя Георгия Николаевича Бабакина – члена-корреспондента АН СССР, лауреата Ленинской премии, Героя Социалистического труда – присвоено кратерам на ЛУНЕ и МАРСЕ.

Родился Георгий Николаевич Бабакин 13 ноября 1914 года в Москве. Очень рано лишился отца: Николай Бабакин, дипломированный химик, выпускник МГУ, ушел добровольцем на фронт Первой мировой войны; воевал, был ранен, награжден боевыми орденами. В Февральскую революцию подпоручик Бабакин был избран солдатами в полковой комитет, но в мае 1917 года неожиданно умер от сердечной недостаточности.

¹ ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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



рисунок 1. Георгий Николаевич Бабакин с капсулой лунного грунта

Трудное материальное положение семьи, война и напряженная работа не позволили Георгию Николаевичу получить классическое очное образование, которое имели, например, выпускники МВТУ С.П. Королев, С.А. Лавочкин или М.К. Янгель – выпускник МАИ.

Будущий Главный конструктор окончил лишь семь классов школы № 7 в Хамовниках, шестимесячные курсы радиомонтеров при Центральной лаборатории да Всесоюзный заочный политехнический институт, в который поступил в 1937 году, а окончил 20 лет спустя.

Его основной метод учебы – непрерывное, упорное самообразование. Такое самообразование, постоянная работа над собой, высокая требовательность к себе сделали Бабакина одним из самых высокоэрудированных специалистов инновационной техники.

Необычен и творческий путь инженера и ученого. В неполные 16 лет – радиотехник в службе радио Московской городской телефонной сети, затем радист парка «Сокольники», старший техник Центрального парка им. Горького; здесь он разрабатывает и сдает

в эксплуатацию оригинальную 3-канальную систему усиления для художественных передач.

В 1937 году Бабакина принимают в лабораторию автоматики Академии коммунального хозяйства лаборантом. Он выполняет много важных работ, об уровне которых говорит такой факт: один из заслуженных деятелей науки и техники РСФСР в отзыве от 18 октября 1942 года делает следующее заключение: «Считать возможным присвоить т. Бабакину звание и.о. старшего научного сотрудника и предложить ему в 3-летний срок закончить ВУЗ и оформить работы в виде кандидатской диссертации».

В 1943 году Георгий Бабакин был направлен на работу в Институт автоматики, здесь возглавил одну из лабораторий, вскоре преобразованную в КБ, в котором он стал начальником. В КБ входят лаборатории автоматики и два отдела: ракетной техники и дистанционного управления (*Пичхадзе К.М., Зарецкий Ю.М., 2004*).

Вскоре после окончания Великой Отечественной войны, в начале войны холодной, институт получает заказ на разработку радиоэлектронного комплекса обнаружения самолетов и поражения их ракетой, получившей индекс «112». При защите проекта в НИИ-88 Бабакин знакомится с С.П. Королевым. В 1949 году Королев добивается у Правительства перевода Бабакина с семнадцатью сотрудниками под свое крыло и поручает ему работы над зенитными управляемыми ракетами.

В 1950 году Правительство принимает решение о создании системы противовоздушной обороны Москвы на базе ЗУР. Разработка ракет возложена на ОКБ-301 Генерального конструктора С.А. Лавочкина.

Лавочкин приезжает в НИИ-88, где знакомится с Бабакиным и его работами. Спустя несколько месяцев группа специалистов во главе с Г.Н. Бабакиным, согласно постановлению Правительства, переводится в ОКБ-301.

Двадцать лет, с 1951 года и до конца жизни, Георгий Николаевич Бабакин работает в Химках.

Вначале он руководит отделом систем управления и электронного моделирования.

За создание первой отечественной ЗУР-«205» системы С-25 (первоначально – «БЕРКУТ») С.А. Лавочкину во второй раз присвоено звание Героя Социалистического Труда. 141 сотрудник, в их числе Г.Н. Бабакин, удостоились наград. Он, как и предприятие, награжден орденом Трудового Красного Знамени.

ОКБ Лавочкина работает над созданием уникальных изделий, значительно опередивших свое время: двухместного высокоскоростного перехватчика-ракетоносца «Ла-250», межконтинентальной крылатой ракеты «БУРЯ», ЗУР-«400» системы «ДАЛЬ».

Во всех этих работах принимает непосредственное и очень видное участие Георгий Николаевич Бабакин.

Научным руководителем «БУРИ» был академик М.В. Келдыш, и они с Г.Н. Бабакиным оказались близкими коллегами-единомышленниками.

После смерти С.А. Лавочкина на Балашихинском полигоне в 1960 году Генеральным конструктором становится М.М. Пашинин. Г.Н. Бабакин назначается заместителем Главного конструктора, в его ведении системы: управления, радио-, электро- и телеметрии.

На предприятии по существу остается одна большая тема – «ДАЛЬ». А она «не идет»: еще слаба электронная база, и в огромном, сложнейшем контуре «Земля–борт» следуют один за другим отказы. Бабакин подолгу находится на стартовом комплексе Балашихинского полигона, пытаясь, в экстремальных климатических и бытовых условиях, наладить слаженное функционирование сверхмощной РЛС, управляющей машинами наведения и системами радиоправления.

Вскоре ОКБ становится филиалом № 3 фирмы В.Н. Челомея. Комплексные бригады специалистов ОКБ разъезжают по морям-океанам доводить челомеевские КР – крылатки, которыми оснащались подлодки, катера и корабли ВМФ.

Этап летно-конструкторских испытаний проходили лишь две темы: крылатые ракеты «АМЕТИСТ» – для подводных лодок со стартом из-под воды и «П-25» – для суперсверхзвукового морского катера.

Для «АМЕТИСТА» очень сложными были проблемы гидро- и аэродинамики, особенно момент выхода ракеты из бушующего моря, когда одна ее часть еще находится в воде, вторая – подвергается ударам волн, а третья – уже в воздухе. Конечно, процесс просчитывался и моделировался предыдущими специалистами, но Бабакину и его сотрудникам удалось повысить устойчивость протекания этого непростого процесса.

После Октябрьского 1964 года Пленума ЦК КПСС предприятие, основанное Лавочкиным, опять становится самостоятельным, и по представлению его руководства и.о. Главного конструктора назначается Г.Н. Бабакин. Ему предстояло выбрать интересную и перспективную тематику, или, как сейчас принято говорить, занять свою нишу.

2 марта 1965 года Г.Н. Бабакин назначен Главным конструктором Машиностроительного завода имени С.А. Лавочкина.

Вскоре, в соответствии с предложением С.П. Королева и М.В. Келдыша, по решению Правительства предприятие включается в только что образованное Министерство общего машиностроения, и С.П. Королев передает Г.Н. Бабакину работы по лунным и межпланетным автоматическим аппаратам. Конечно, за таким предложением и передачей стояли знание

творческого потенциала и производственных возможностей коллектива, вера в талант и незаурядные деловые качества его главного конструктора.

Уже в апреле 1965 года представители предприятия появились на фирме Королева, а в мае – на космодроме Байконур. Принимать дела у первопроходцев космоса.

Вот результаты «добабакинского периода»: нет мягкой посадки на ЛУНУ; нет проникновения автоматических КА на ВЕНЕРУ и МАРС.

Если говорить о технических причинах неудач, то их можно определить одним словом: неотработанность. Неотработанность на ЗЕМЛЕ – отсутствие полноценных наземных экспериментальных испытаний.

Бессменный заместитель Королева академик Борис Евгеньевич Черток позднее признал: «Казалось, что многими пусками мы быстро достигнем цели, а скрупулезная наземная отработка потребует времени и средств, которых нам не дадут. И в самом деле, нас не ограничивали в средствах для заказа десятков ракет-носителей или изготовления десятков космических аппаратов. Но стоило запросить гораздо меньше миллионов на строительство лабораторий для термовакuumных, вибрационных, электромагнитных («безэховых») и для всякого рода других испытаний или на приобретение специальных стендов и измерительных приборов, как мы наталкивались на стену непонимания».

Стратегия и тактика Г.Н. Бабакина, поддержанная Министерством, заключалась, во-первых, в скорейшей доводке и усовершенствовании «королевских» машин типа «ЛУНА» и «ВЕНЕРА»; во-вторых, в разработке собственных космических аппаратов новых поколений для исследования ЛУНЫ, ВЕНЕРЫ и МАРСА, а также солнечно-земных связей и выполнения прикладных задач; в-третьих, в создании ультрасовременной наземной технической базы для обязательной всесторонней экспериментальной отработки конструкций. И все это предстояло осуществлять параллельно!

Первый же летный КА «ЛУНА-9» (рисунок 2), изготовленный заводом им. С.А. Лавочкина, принес невиданный успех. На нем, по предложению Бабакина, был произведен ряд доработок, основной из них явился перенос наддува системы амортизации с этапа ориентации аппарата при помощи газовых микродвигателей, которые не могли справиться с возмущениями, на этап работы мощного тормозного двигателя.

При подготовке машины на космодроме произошел отказ: не сработал пневмоклапан подачи газа к соплам системы исполнительных органов, и технический руководитель пуска и полета Г.Н. Бабакин принял личное участие в доработке электросхемы и расчетах «груши» – релейного блока, устраняющего отказ.



рисунок 2. КА «ЛУНА-9»

После успешного запуска ракетой-носителем «МОЛНИЯ» 3 февраля 1966 года «ЛУНА-9» совершила первую в мире мягкую посадку на другое небесное тело.

Президент Академии наук СССР М.В. Келдыш заявил на конференции: «Полет и прилунение автоматической станции «ЛУНА-9» – огромное событие в развитии космонавтики... Мы впервые смогли увидеть в непосредственной близости кусочек поверхности ЛУНЫ. Она оказалась достаточно прочной, чтобы станция не погрузилась...».

Но вот 1 марта 1966 года пуск КА, который должен был стать первым искусственным спутником ЛУНЫ (ИСЛ), оказался аварийным: в процессе выведения на траекторию перелета к ЛУНЕ отказал гиросприбор системы управления И-100. Анализ показал, что прибор функционировал ненадежно уже в процессе предстартовой подготовки. Дефект зафиксировала в отдельных местах многометровая фотопленка, но он остался незамеченным исполнителями, которые потом понесли наказание. Министерство объявило выговоры и ряду крупных руководителей, в их числе Г.Н. Бабакину.

Но здесь необходимо отметить и другое. Промежуток между пусками составил всего... 28 дней.

Какими же невероятными, немислимыми темпами работали конструкторы, производственники, испытатели!

Уже 3 апреля 1966 года «ЛУНА-10» (рисунок 3) заработала на окололунной орбите (Пичхадзе К.М. и др., 2010; Хартон В.В. и др., 2010).

Отечественные специалисты завоевали для страны выдающиеся научно-технические приоритеты, опередив американцев как в мягкой посадке, так и в выведении лунного спутника на четыре месяца.

А в 20-х числах апреля коллектив узнал, что за осуществление первой в мире мягкой посадки на ЛУНУ и создание первого искусственного спутника ЛУНЫ Г.Н. Бабакину, в числе других шести выдающихся деятелей науки и техники, присуждена Ленинская премия.

Вскоре последовали пуски новых, модифицированных лунников. За один только 1966-й год фирма Лавочкина со смежными организациями и войсковыми частями осуществила шесть запусков аппаратов к ЛУНЕ, и лишь один оказался аварийным.

Этот год стал годом «космического» становления коллектива и его главного конструктора.

Теперь своей доводки ждали межпланетные станции. Ближайшее стартовое «окно» к ВЕНЕРЕ открывалось в июне 1967 года, поэтому тема получила индекс «В-67».

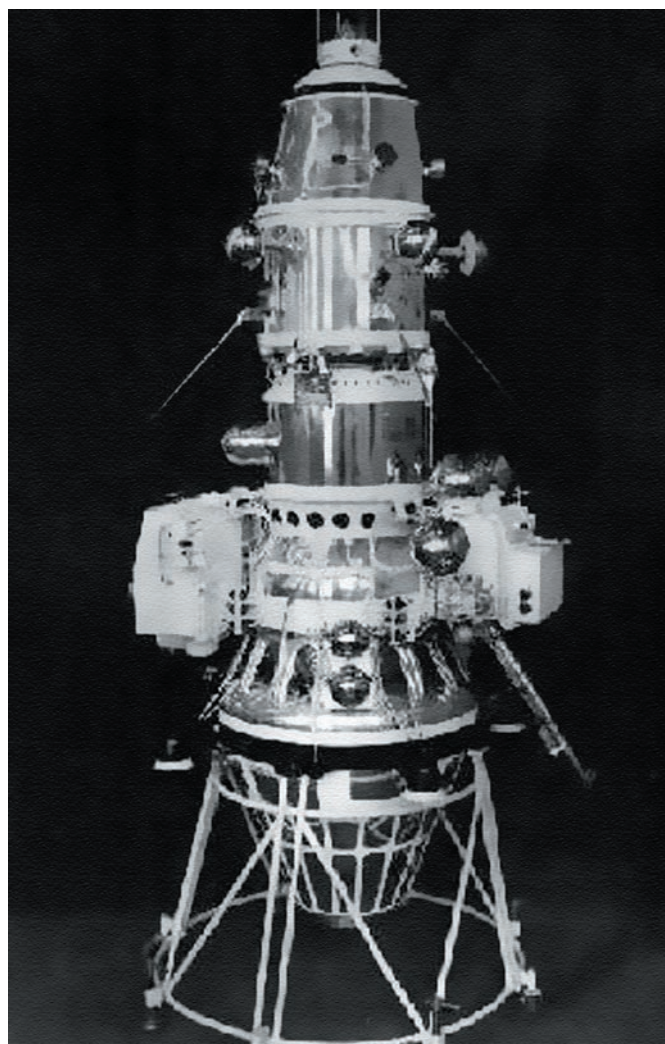


рисунок 3. КА «ЛУНА-10»

Предыдущие станции вышли из строя в связи с перегревом аппаратуры из-за значительного превышения допустимой температуры в гермоотсеке: система терморегулирования (СТР) не справилась с обеспечением расчетного теплового режима.

По заданию Бабакина СТР была в корне переделана. Подверглись доработкам и другие системы и механизмы. Аналог машины с новой СТР жестко испытывался в специально построенной термобарокамере. Механическая часть системы функционировала уверенно, но вот электроавтоматика работала неустойчиво. Два летных экземпляра уже готовились к запуску на космодроме, а двойник все «летал и летал» в камере и электрики отлаживали свою аппаратуру. Дело дошло до того, что на космодроме дважды меняли приборы СТР и пуск перенесли с 10 на 12 июня 1967 года.

Но зато перелет был обеспечен, и 18 октября 1967 года впервые в истории космонавтики осуществлено зондирование атмосферы ВЕНЕРЫ. В течение 1,5 часов приборы спускаемого аппарата «ВЕНЕРА-4» при плавном парашютном спуске в небе планеты измеряли давление, плотность, температуру и химический состав атмосферы.

За этот эксперимент мирового уровня и значения Г.Н. Бабакину присудили по совокупности работ ученую степень доктора технических наук.

А вот второй машине не повезло: отказал программник блока обеспечения запуска разгонного блока «Л» ракеты-носителя «МОЛНИЯ», и она не вышла на траекторию полета к планете.

Но зато спускаемые аппараты станций «ВЕНЕРА-5» и «ВЕНЕРА-6» в 1969 году значительно глубже зондировали атмосферу планеты, а СА станции «ВЕНЕРА-7» 15 декабря 1970 года впервые в мире совершил мягкую посадку на планету (рисунок 4), и в течение 22 минут 58 секунд с места посадки шел радиосигнал при температуре поверхности почти 500°C и внешнем давлении около 100 атмосфер.

Мировая научная общественность выразила восхищение по поводу того, что русские смогли создать аппарат, способный успешно функционировать в столь «адских» условиях. Чтобы такое стало возможным, был разработан под руководством Бабакина целый комплекс мероприятий: это и многослойная сотовая, особого типа, теплоизоляция, это и специальные элементы отбора тепла, и захлаживание объекта перед его входом в горячую атмосферу.

В полном разгаре была работа над новыми лунными, венерианскими и марсианскими машинами, в том числе луноходами, когда руководством страны перед Г.Н. Бабакиным была поставлена задача: рассмотреть вопрос о доставке на ЗЕМЛЮ образцов лунного грунта с помощью непилотируемого космического аппарата.



рисунок 4. СА станции «ВЕНЕРА-7»

В 1967 году уже стало ясно: работы по отечественному проекту «Н1-ЛЗ», предназначенному для пилотируемого полета на Луну, значительно отстают от работ по американскому проекту «САТУРН-АПОЛЛОН».

Какого основного научного результата ожидали от такого полета? – получение «кусочков» лунной породы для исследования в земных лабораториях.

Решение такой задачи с помощью автомата было бы намного дешевле, не приходилось бы рисковать человеческими жизнями.

Г.Н. Бабакин для рассмотрения проблемы немедленно образовал немногочисленную группу из ведущих специалистов ОКБ. Вывод группы был неутешителен: на одной ракете – даже на новом носителе тяжелого класса «ПРОТОН» – задачу решить невозможно: масса аппарата получалась существенно больше, чем мог вынести на орбиту этот носитель с разгонным блоком «Д». Идти на выведение и стыковку на орбите двух частей аппарата нереально: «ПРОТОН» был еще слишком «сырым», а первые системы стыковки для кора-

блей «СОЮЗ» еще только готовились к летным испытаниям. Да и эксперимент получался чересчур дорогим и ненадежным.

Казалось, решение задачи зашло в тупик. Но управленцы и баллистики, поддержанные Бабакиным, продолжали упорно работать над сложнейшей проблемой.

Наконец им удалось доказать – если выполнить три условия: посадку в заранее заданный район ЛУНЫ, обратный старт в определенное время и отсечку (выключение) двигателя в расчетный момент, то можно попасть на ЗЕМЛЮ без коррекции траектории возврата. Сразу отпала необходимость и в системе ориентации, и в сложных системах управления и радиокомплекса с телеметрией, и в больших запасах топлива на борту возвращаемой ракеты.

Словом, станция вошла в расчетную, заданную массу!

Необходимо отметить, что многие крупные специалисты, стоявшие у истоков космонавтики, не верили в осуществимость этого проекта Е8-5.

24 сентября 1970 года возвращаемый аппарат «ЛУНЫ-16» (рисунок 5) совершил мягкую посадку на ЗЕМЛЮ в 80 километрах юго-восточнее Джезказгана.

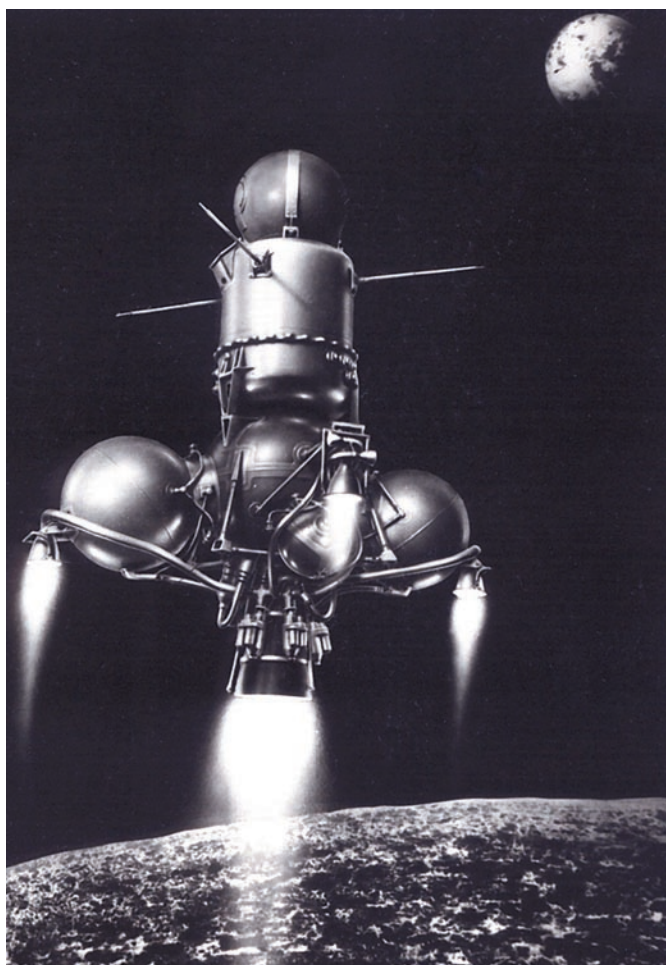


рисунок 5. «ЛУНА-16»

Масса доставленного лунного грунта составила 105 граммов. Наша Академия наук смогла даже поделиться «лунитом» с рядом зарубежных Академий наук.

9 ноября 1970 года Г.Н. Бабакину было присвоено звание Героя Социалистического Труда.

Параллельно с выполнением задачи по доставке лунного грунта велась напряженная работа по созданию лунохода – самоходной исследовательской лаборатории на ЛУНЕ.

Еще на КА «ЛУНА-11» (запуск 24 августа 1966 года) был установлен механизм для оценки работоспособности редукторных узлов в условиях открытого космоса – предтеча колеса лунохода.

Разработку самоходного шасси для лунохода возглавлял ленинградский ученый и конструктор А.Л. Кемурджиан в тесном взаимодействии с Г.Н. Бабакиным. Недаром они вместе получили патент на шасси в соавторстве с ближайшими сотрудниками (*Маленков М.И.*, 2013).

Выбор движителя – колесо или гусеница, шагающий или прыгающий способ поворота самохода, функционирование механизмов в условиях вакуума и вездесущей пыли, при громадном перепаде температур – вот неполный перечень проблем, которые предстояло решить при создании шасси.

Но луноход – это не только шасси. Энергопитание электромобиля, дистанционное радиоуправление при движении по лунному бездорожью, телевидение, антенно-фидерное устройство, обеспечение теплового режима (изотопная печка), научный комплекс – все требовало своего решения, общей увязки, проверки на лунодроме и земле Камчатки.

Предстояло также определить состав экипажа по управлению луноходом, организовать его отбор, учебу и тренировки на лунодроме.

Во всех этих многочисленных научных, технических и организационных делах чувствовалось непосредственное руководство со стороны Бабакина.

17 ноября 1970 года «ЛУНОХОД-1» (рисунок 6) отправился в путешествие по лунному Морю Дождей.

А спустя семь дней Г.Н. Бабакин был избран членом-корреспондентом АН СССР по отделению механики и процессов управления. Академик В.П. Глушко, поздравляя Бабакина, пошутил: «Вы прямо въехали в Академию на луноходе!» Окружающие подхватили: «...С лунным грунтом в руках!».

В мае 1971 года стартовали космические аппараты по проекту «МАРС-71» – первые представители нового поколения межпланетных станций, которым суждена была жизнь длиною без малого 30 лет.

Как и в случае с «ЛУНОЙ-16», на отдельные системы, а также на весь аппарат в целом были выданы авторские свидетельства. Здесь была применена

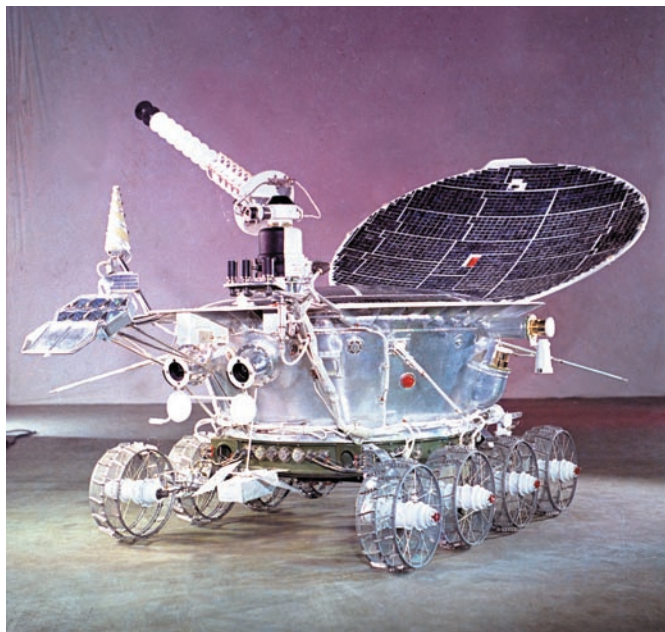


рисунок 6. «ЛУНОХОД-1»

вновь разработанная система ориентации, обеспечивающая режимы солнечной и солнечно-звездной, солнечно-звездной и звездно-земной ориентации КА, его солнечных панелей и антенн, со всевозможными выходами из нештатных ситуаций; впервые установлена БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина – системы управления (Главный конструктор академик Н.А. Пилюгин), открывающая новые горизонты в управлении КА; впервые (из-за незнания точного положения эфемерид МАРСА) использован метод наведения аппарата на планету с помощью новой системы космической астронавигации; впервые предусматривалась ретрансляция радиосигналов со спускаемого аппарата через орбитальный на ЗЕМЛЮ (Главный конструктор М.С. Рязанский).

На «МАРСЕ» в первый раз пришлось иметь дело с французским электронным прибором. Для изучения структуры радиоизлучения СОЛНЦА в метровом диапазоне волн предназначался научный эксперимент «СТЕРЕО».

Получается, что Г.Н. Бабакин стоял у истоков нынешнего обширного российско-французского космического сотрудничества.

Орбитальные аппараты «МАРС-2» и «МАРС-3» стали искусственными спутниками Красной планеты, а спускаемый аппарат «МАРС-3» 2 декабря 1971 года совершил первую в мире мягкую посадку на поверхность МАРСА.

Об этом Георгий Николаевич Бабакин уже не узнал. 3 августа 1971 года он скоропостижно скончался.

Продолжают жить его идеи и замыслы. Еще дважды слетали за лунным камнем бабакинские машины, и подобный эксперимент до сего времени никем не по-

вторен. Бороздил лунные просторы «ЛУНОХОД-2». Аналоги орбитальных аппаратов, созданные по проекту «МАРС-71», шли к МАРСУ, ВЕНЕРЕ, КОМЕТЕ ГАЛЛЕЯ, они стали превосходными платформами первых отечественных астрономических спутников «АСТРОН» и «ГРАНАТ».

Научная и проектно-конструкторские школы Георгия Николаевича Бабакина в НПО им. С.А. Лавочкина живут и развиваются. Создаются новые космические комплексы. Уже более трех лет успешно функционируют в космосе «ЭЛЕКТРО-Л» № 1, «СПЕКТР-Р». Выводят спутники на высокоэнергетические орбиты разгонные блоки серии «ФРЕГАТ», в ближайшее время будут запущены «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, № 3, «СПЕКТР-РГ», «СПЕКТР-УФ» и др. (Ефанов В.В. и др., 2012).

В лице Г.Н. Бабакина отечественная наука имела выдающегося ученого, конструктора, инженера.

Неоценим его вклад в развитие фундаментальных и прикладных наук – труды его обогатили физику и математику, химию и астрофизику, планетологию и селенологию, баллистику и теорию управления, радио-, тепло- и электротехнику, механику и аэродинамику.

Георгий Николаевич Бабакин прожил недолго, но успел сделать много.

список литературы

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. Космические работы для научных исследований // Наука в России. 2012. № 1. С. 4-14.

Маленков М.И. 90 лет со дня рождения А.Л. Кемурджиана: вспоминая главного конструктора самоходного шасси «ЛУНОХОДА-1» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1. С. 52-56.

Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Создание автоматических космических комплексов для научных исследований ЛУНЫ: вчера, сегодня, завтра (к 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина) // Полет. 2010. № 11. С. 3-8.

Пичхадзе К.М., Зарецкий Ю.М. Человек, подаривший лунный камень // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. научн. трудов НПО им. С.А. Лавочкина. Вып. 5. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2004. С. 3-11.

Хартон В.В., Зеленый Л.М., Долгополов В.П. 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.

Статья поступила в редакцию 02.04.2014 г.

О ГЕОРГИИ НИКОЛАЕВИЧЕ БАБАКИНЕ

ABOUT GEORGY N. BABAKIN



М.Я. Маров¹,
академик РАН,
marovmail@yandex.ru;
M.Ya. Marov

В статье автор делится воспоминаниями о Георгии Николаевиче Бабакине, которого близко знал лично и с которым тесно сотрудничал в течение семи лет в разработке программ научных исследований и создании лунных и планетных космических аппаратов.

Ключевые слова:
ЛУНА; ВЕНЕРА; МАРС;
космический аппарат;
научная программа;
атмосфера;
поверхность планеты.

Чем дальше в историю уходит удивительный по своей насыщенности дерзновенными проектами и выдающимися открытиями период 1960-70-х годов прошлого столетия (Маров М.Я., Хантресс У.Т., 2014), тем выше цена сопричастности этому незабываемому времени и общения со многими замечательными людьми — учеными и конструкторами, с кем довелось вместе работать над решением сложнейших научных и технических проблем. К таким людям, несомненно, принадлежал Георгий Николаевич Бабакин.

Период нашего знакомства и тесного общения пришелся на чрезвычайно активную и плодотворную пору в изучении ЛУНЫ и планет СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ с середины 1960 года до начала

In the article the author imparts his memories about Georgy N. Babakin, whom he knew personally and with who he had been working closely on science research programs elaboration, and on lunar and planetary spacecraft development for seven years.

Key words:
the MOON; VENUS; MARS;
spacecraft;
science program;
atmosphere;
planet surface.

70-х гг., когда государство энергично поддерживало эти исследования и Советский Союз занимал здесь ведущие позиции. Возглавляя отдел планетных исследований и аэронавтики в Институте прикладной математики АН СССР (ныне ИПМ им. М.В. Келдыша РАН), я одновременно активно участвовал в разработке и осуществлении программы космических исследований в стране, будучи Ученым секретарем Междудементовенного научно-технического совета по космическим исследованиям (МНТС по КИ при АН СССР), на который были возложены эти ответственные задачи. Возглавлял Совет Президент Академии наук СССР академик М.В. Келдыш, он же был директором созданного им в начале 1950-х годов ИПМ.

¹ Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН, Россия, г. Москва.

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

В состав МНТС по КИ входили крупные ученые и главные конструкторы, в их числе был Г.Н. Бабакин. Он, можно сказать, стремительно «ворвался в космос», когда в 1965 году правительственным распоряжением работы по лунно-планетным исследованиям были переданы из ОКБ С.П. Королева в НПО им. С.А. Лавочкина, а Г.Н. Бабакин был назначен Главным конструктором. Громадный технический опыт и высокая производственная культура авиационного предприятия – создателя легендарных истребителей «Ла», а затем беспилотного комплекса «БУРЯ» позволили в кратчайшие сроки успешно продолжить лунную программу Е6, и уже в январе 1966 года автоматическая станция «ЛУНА-9» осуществила мягкую посадку на Луну, передав на Землю высококачественную панораму ее поверхности и определив механические свойства лунного грунта. Следующей после «ЛУНЫ-9» крупной вехой в изучении Луны стало создание и успешный запуск ее первого искусственного спутника – станции «ЛУНА-10», с борта которой был определен характер поверхностных лунных пород путем измерения естественной радиоактивности содержащихся в них урана, тория и калия. По своему составу лунные породы оказались хорошо известными аналогами земных базальтов, в отличие от предполагавшихся распространенных на земле гранитов. В совокупности с данными по отражательной способности (альбедо) различных областей ЛУНЫ это позволило существенно уточнить лунную геологическую карту.

Особую остроту вопросы отечественной лунной программы приобрели после того, как стал очевидным наш проигрыш США в гонке за высадку человека на ЛУНУ. Надо было что-то срочно противопоставить американцам – это имело важное политическое значение. И здесь на первое место вышло КБ Г.Н. Бабакина. По его предложению, активно поддержанному М.В. Келдышем и получившему одобрение руководства страны, срочно стало создаваться новое поколение лунных аппаратов для автоматического забора лунного грунта и дистанционного управления с ЗЕМЛИ самоходной тележкой. Полеты наших автоматических станций «ЛУНА-16, -20, -24», доставивших образцы лунных пород из морских и материковых районов ЛУНЫ, многомесячная работа передвижных лабораторий «ЛУНОХОД-1, -2», внесли громадный вклад в изучение нашего естественного спутника и системы ЗЕМЛЯ–ЛУНА. Сами же аппараты по своему техническому совершенству оказались уникальными,

эксперимент по автоматическому забору лунного вещества до сих пор не повторен нигде в мире.

День 24 сентября 1970 года, когда автоматическая станция «ЛУНА-16» доставила на ЗЕМЛЮ контейнер с образцами лунных пород из Моря Изобилия, стал поистине историческим. Вскрытие контейнера было произведено в заранее созданной и специально оборудованной лаборатории Института геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского (ГЕОХИ), куда лунный грунт был доставлен поздней ночью из НПО им. С.А. Лавочкина. Никогда не забуду волнения, которое все мы испытали, впервые увидев на лотке сероватое вещество с отдельными более крупными включениями. Сохранились фотографии, на которых запечатлены участники того события; многие, к сожалению, уже ушли из жизни.

Вскоре лунная и метеоритная коллекция ГЕОХИ пополнилась образцами пород, доставленных нашими автоматическими аппаратами из других районов Луны, и началась обширная многолетняя программа систематических научных исследований.

Особенно тесно довелось сотрудничать Г.Н. Бабакиным и его коллективом в программах исследований ВЕНЕРЫ и МАРСА. Вскоре после создания НПО им. С.А. Лавочкина и назначения Г.Н. Бабакина Главным конструктором М.В. Келдыш поручил мне заниматься координацией лунно-планетных работ по линии МНТС по КИ. В течение примерно 15 лет я выполнял функции – на западе их называют «project scientist» – включающие в себя обеспечение выполнения научной программы экспериментов, оптимальное сопряжение научных приборов с элементами конструкции и служебными системами космического аппарата, их наземную отработку. Одновременно я проводил ряд собственных экспериментов на венерианских и марсианских аппаратах как ведущий ученый («principal investigator»). Для проведения этих работ М.В. Келдыш создал в структуре моего отдела специальную лабораторию. Подавляющая часть исследований проводилась совместно с академиком В.С. Авдуевским, в те годы заместителем директора НИИ тепловых процессов (бывший НИИ 1, а теперь Центр М.В. Келдыша).

Наша успешная многолетняя программа исследований ВЕНЕРЫ началась с исторического полета автоматической станции «ВЕНЕРА-4» в октябре 1967 года, когда спускаемый аппарат совершил спуск на парашюте в атмосфере этой планеты на ночной стороне. Впервые в мире были измерены

и переданы на ЗЕМЛЮ уникальные научные данные о температуре, давлении, плотности и химическом составе ее газовой оболочки. Они привели к открытию у ВЕНЕРЫ чрезвычайно плотной горячей атмосферы, состоящей почти целиком из углекислого газа и практически лишенной кислорода и воды, с температурой у поверхности около 500°C и давлением почти 100 атм. Таким образом, вопреки ожиданиям, эта планета оказалась совершенно не похожей на ЗЕМЛЮ.

Станции «ВЕНЕРА-4...-6» были рассчитаны на ориентировочные значения давления и температуры атмосферы ВЕНЕРЫ, которые оказались значительно выше рассчитанных. Поэтому спускаемые аппараты были попросту раздавлены чудовищным давлением окружающей среды и заканчивали научные измерения на высоте около 20 км над поверхностью. Первым аппаратом, успешно достигшим поверхности, была «ВЕНЕРА-7». С этого полета, который был не совсем удачным из-за неполного раскрытия парашюта и ограниченного объема измерений, начались посадки наших спускаемых аппаратов на дневную сторону ВЕНЕРЫ. На необходимости решения этой сложной научно-технической задачи настаивал М.В. Келдыш, и мне довелось несколько раз обсуждать пути ее решения с Г.Н. Бабакиным. Помню, как осенью 1969 года в один из своих приездов в его КБ, где мне в то время приходилось бывать практически ежедневно, зайдя в кабинет Георгия Николаевича, я застал его склонившимся над чертежами в окружении сотрудников. Увидев меня, он выпрямился и произнес: «Ну, есть тебе дневная сторона!».

Решение проблемы, упиравшееся в обеспечение надежности радиосвязи с ЗЕМЛЕЙ посадочного аппарата из района утреннего терминатора почти на краю диска планеты (у лимба), было нетрадиционным, оно было достаточно быстро найдено специалистами, во многом благодаря объявленному Г.Н. Бабакиным вознаграждению за лучшую оригинальную идею. Была предложена дополнительная (дублирующая основную) антенна почти с горизонтальной диаграммой направленности, отстреливаемая от космического аппарата после его посадки – мы называли ее «сковородкой». Аналогичная конструкция использовалась и в 1972 году на «ВЕНЕРЕ-8», полностью выполнившей намеченную программу исследований.

Оригинальные конструкторские разработки и технические решения обеспечили на многие годы

вперед наше безусловное лидерство в исследованиях ВЕНЕРЫ, в том числе с использованием космических аппаратов нового поколения. Во многом это было предопределено тем огромным вниманием, которое Г.Н. Бабакин уделял тщательной наземной отработке изделий. По нашей с В.С. Авдучевским инициативе, при всесторонней поддержке Г.Н. Бабакина, на территории ОКБ и завода был создан специальный стенд (своего рода автоклав), на котором полностью имитировались условия спуска посадочного аппарата в горячей и плотной атмосфере ВЕНЕРЫ. Это обеспечило, в частности, вместе с комплексом целого ряда оригинальных мероприятий, выдающееся техническое достижение – работу посадочных аппаратов на поверхности ВЕНЕРЫ в исключительно тяжелых условиях окружающей среды. В результате удалось передать на ЗЕМЛЮ сперва черно-белые, а затем и цветные панорамы поверхности, измерить элементный состав и физические свойства поверхностных пород, освещенность и скорость ветра, а в процессе спуска аппаратов изучить свойства и состав облаков.

К сожалению, наша марсианская программа оказалась менее успешной, чем исследования ВЕНЕРЫ, и Георгий Николаевич это глубоко переживал. Большим разочарованием для всех было то, что после успешной посадки на поверхность аппарата «МАРС-3» в 1971 году связь с ним прекратилась всего через 20 секунд, поэтому съемка панорамы только началась, а научных измерений провести не удалось. В 1974 году с посадочного аппарата «МАРС-6» в процессе спуска были впервые в мире проведены уникальные измерения параметров атмосферы МАРСА – температуры, давления, скорости ветра. Однако осуществить мягкую посадку на этот раз не удалось. Ряд важных данных был получен со спутников МАРСА «МАРС-3, -5», что в совокупности с результатами американских измерений на аппаратах «МАРИНЕР-9», а позднее на «ВИКИНГАХ-1, -2», позволило значительно расширить представления об особенностях этой планеты.

В 1971 году в Москве М.В. Келдыш и заместитель Администратора НАСА Дж. Лоу подписали Соглашение между АН СССР и НАСА о сотрудничестве в исследованиях космического пространства, ЛУНЫ и планет СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ. Его практическая реализация началась с оперативного обмена данными измерений на «МАРСЕ-3» и «МАРИНЕРЕ-9». В один из дней проведения советско-американской встречи, 4 августа 1971 года, когда в здании Акаде-

мии наук обсуждались программа и пути сотрудничества, пришла трагическая весть о внезапной кончине Г.Н. Бабакина. Незадолго до этого, на одном из приемов, он сидел рядом с моей женой, долго с ней беседовал. Потом она сказала, что вид Георгия Николаевича ее крайне беспокоил, а сам он признался, что, хотя недавно родившийся внук доставляет много радости, дома не удастся по-настоящему отдохнуть...

Он буквально сжег себя, уйдя из жизни совсем молодым, полным творческих планов и задумок, которые постоянно обсуждал с коллегами, щедро делясь идеями и мечтая воплотить их в жизнь. Удивительно, что всего лишь за шесть лет его руководства КБ НПО им. С.А. Лавочкина было создано полтора десятка первоклассных автоматических аппаратов, которыми по-настоящему может гордиться отечественная и мировая наука. На этом фоне наши сегодняшние разработки лунно-планетных аппаратов, ведущиеся по многу лет, с постоянной корректировкой планов запусков, не выдерживают никакого сравнения.

Георгий Николаевич был, несомненно, талантливым ученым, но, в первую очередь, он был великолепным инженером и отличным организатором. Его инженерное чутье, громадный опыт создания сложных и уникальных автоматических систем, способность находить нетрадиционные решения и смелость в их осуществлении обеспечили успех многих проектов. Его отличали широта интересов, глубина мышления, доброе и уважительное отношение к людям. Он совсем не изменился, когда пришлось признание, внимание высокого начальства, награды и премии. Общаться с ним всегда было по-настоящему интересно. Он по-юношески загорался, когда возникали интересные задачи, находились оригинальные решения.

Свои задумки и планы Георгий Николаевич стремился, прежде всего, обсудить с М.В. Келдышем. Мы постоянно ездили с Мстиславом Всеволодовичем в НПО им. С.А. Лавочкина, и там непосредственно на месте проводилось обсуждение новых проектов, принимались ответственные решения. В свою очередь, Георгий Николаевич очень часто бывал в ИПМ, где в кабинете у Келдыша проходили наиболее доверительные беседы. На одной из таких встреч в 1970 году я рассказал об активно обсуждавшемся тогда американцами проекте «ГРАНД ТУР», связанном с уникальной возможностью осуществить пролет космического аппарата вблизи

всех планет-гигантов и ПЛУТОНА за сравнительно короткое время (около 11 лет) и с минимальными затратами энергии – за счет использования пертурбационных маневров в их гравитационных полях благодаря уникальному расположению планет, повторяющемуся один раз примерно в 170 лет. По этой слегка урезанной программе (кроме пролета ПЛУТОНА) США запустили в 1977 году аппараты «ВОЯДЖЕР». Когда мы выходили от М.В. Келдыша, Георгий Николаевич взял меня под руку и спросил: «Когда, ты говоришь, надо туда лететь, и сколько это займет времени?» И когда я ответил, задумчиво произнес: «Так значит, завершение программы только в 1988 году. Конечно, интересно, но хотелось бы увидеть результаты еще при жизни, а это – после меня...».

Имя Георгия Николаевича Бабакина заняло свое место в списке имен космических первопроходцев. Спустя три года после его кончины в издательстве «Наука» вышла книга «Физика планеты ВЕНЕРА» (Кузьмин А.Д., Маров М.Я., 1974). Эту книгу мы посвятили светлой памяти Г.Н. Бабакина, благодаря которому были получены выдающиеся научные результаты, обогатившие мировую науку и наглядно обозначен вклад нашей страны в научно-технический прогресс человечества. Еще более убедительным свидетельством, своего рода летописью, уникальных достижений нашей страны в первые десятилетия космической эры, осуществленных коллективом НПО им. С.А. Лавочкина под руководством Георгия Николаевича, стала книга «Советские роботы в СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ. Технологии и открытия», написанная мною совместно с моим коллегой, бывшим руководителем планетной программы американского НАСА Уэсли Хантрессом (Физматлит, Наука, 2014), ранее (в 2011 г.) опубликованная на английском языке издательством Springer-Praxis и удостоенной престижной Премии Международной Академии астронавтики. Эта книга – достойный памятник Г.Н. Бабакину.

список литературы

Кузьмин А.Д., Маров М.Я. Физика планеты ВЕНЕРА. М.: Наука, 1974. С. 408.

Маров М.Я., Хантресс У.Т. Советские роботы в СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ. М.: Физматлит, Наука, 2014. С. 604.

Статья поступила в редакцию 14.02.2014 г.

НАШ КОЛЛЕГА – ГЕОРГИЙ НИКОЛАЕВИЧ БАБАКИН

OUR COLLEAGUE – GEORGY N. BABAKIN



Е.П. Молотов¹,
профессор, доктор
технических наук,
selivanov@rniikp.ru;
E.P. Molotov

В кратких воспоминаниях отражена роль выдающегося главного конструктора космических систем научного назначения Г.Н. Бабакина и история взаимодействия с ним НИИ-885 (ныне ОАО «Российские космические системы») – головного разработчика радио-, автономных и телевизионных систем управления космических аппаратов.

Ключевые слова: история космонавтики; космические исследования; управление космическими аппаратами.

Тесное творческое сотрудничество между коллективом, руководимым Г.Н. Бабакиным и НИИ-885 (ныне ОАО «Российские космические системы») началось в 1965 году, после передачи С.П. Королевым в НПО им. С.А. Лавочкина лунной и планетной тематики. На первый взгляд, это было очередное организационное решение в связи с перегрузкой фирмы С.П. Королева другими, более актуальными, заказами, несмотря на политическую и научную значимость передаваемых работ.

Советская лунная программа переживала тогда не лучшие времена. После первой фотосъемки обратной стороны ЛУНЫ в 1959 году она была нацелена в первую очередь на обеспечение мягкой посадки на ЛУНУ и, в более отдаленной перспективе, на доставку лунного грунта и создание луноходов. Двенадцать (по другим расчетам – тринадцать) запусков для обеспечения мягкой посадки оказались по различным причинам неудачными. Были исчерпаны все формально известные и «неизвестные» запасы космических аппаратов и деталей для них, а некоторые электронные системы остались без комплектующих.

¹ ОАО «Российские космические системы», Россия, г. Москва.

A role of G.N. Babakin as the outstanding Chief Designer of space systems for scientific purposes is presented in brief memoirs as well as history of his collaboration with Research Institute-885 (currently JSC «Russian Space Systems») – the Prime of radio, stand-alone and television systems of spacecraft control systems.

Key words: history of cosmonautics; space research; spacecraft control.

Моральное состояние коллективов, участвовавших в лунной программе, было подавленным и в этой ситуации смена команды многими рассматривалась как продуманный шаг.

Таким образом, передача работ организации, имеющей большой опыт создания, наземных и летных испытаний сложной авиационной и ракетной техники, была удачным и, можно сказать, мудрым решением, но все же важнейшую роль в этом деле играла личность главного конструктора (Марков Ю., 2010). И, как показало дальнейшее развитие работ, Георгий Николаевич Бабакин был исключительно подходящей кандидатурой.

За время работ с Г.Н. Бабакиным связи НИИ-885 и НПО им. С.А. Лавочкина существенно расширились и укрепились, тем более, что НИИ-885 многие из вышеперечисленных задач решал комплексно, возлагая на себя задачу не только по передаче и приему информации, но также по созданию телевизионной аппаратуры – источника целевой информации как для научных исследований, так и, например, для управления луноходами.

JSC «Russian Space Systems», Russia, Moscow.

Я познакомился с Георгием Николаевичем Бабакиным в 1967 году, когда был назначен начальником комплексного отдела по разработке наземного комплекса управления (НКУ) автоматических лунных КА, разработка которых велась в НПО им. С.А. Лавочкина. До этого занимался системами радиоуправления баллистическими ракетами главного конструктора С.П. Королева и часто бывал на технических совещаниях, проводимых главным конструктором, но по своему рангу на этих совещаниях не выступал.

Начиная работать с НПО им. С.А. Лавочкина, я не мог не отметить, что на совещаниях у Г.Н. Бабакина, очень часто слово предоставлялось не по рангу выступающего, а по глубине знаний и уровню его осведомленности по рассматриваемому вопросу.

Мне приходилось выступать довольно много, что позволило ближе познакомиться с Г.Н. Бабакиным. Особенно частыми были наши встречи с ним на симферопольском пункте, где была смонтирована аппаратура управления луноходом. Здесь мне приходилось докладывать не только о ходе подготовки аппаратуры, но и о её устройстве, которым очень подробно интересовался Георгий Николаевич.

Выступая на совещаниях, он проявлял глубокое знание рассматриваемого вопроса, часто включая мелкие технические детали. Вначале мне казалось, что интерес Георгия Николаевича к нашей системе определялся его образованием (электроника, радиосвязь), но позже выяснилось, что столь же глубоко и технически грамотно Бабакин обсуждал состояние любой системы изделия, разработкой которого он руководил. Это же отмечали и другие специалисты (*Березкин В.В.*, 2013).

При проведении совещаний Георгий Николаевич очень уважительно относился к каждому высказываемому мнению, всегда был готов к принятию компромиссных решений. Совещания часто проводились в различных районах Москвы и области, заканчивались поздно, и всякий раз Георгий Николаевич интересовался, имеется ли у меня транспорт, чтобы возвратиться домой, и если нет – приглашал доехать на его машине.

Время, создания луноходов и системы доставки лунного грунта на ЗЕМЛЮ осталось в памяти разработчиков смежных предприятий, и, я думаю, в памяти работников НПО им. С.А. Лавочкина самым плодотворным периодом совместной работы. И очень горько, что этот период был таким коротким (*Пичхадзе К.М.*, 2009).

Сроки выполнения новых работ по лунной и планетной программам практически совпадали, и, чтобы выполнить их своевременно, Г.Н. Бабакин соответствующим образом организовал структуру подразделений своих разработчиков.

Для того, чтобы наилучшим образом наладить взаимодействие фирмы Г.Н. Бабакина и НИИ-885, соответствующая реорганизация структуры была проведена и в НИИ-885. Были созданы отделения по разработке: комплекса бортовых приборов для марсианской программы под руководством Ю.Ф. Макарова, комплекса бортовых приборов для венерианских КА под руководством В.Т. Гуслякова и комплекса бортовых лунных приборов под руководством Е.Н. Галина. В отделении наземных средств, руководимом В.П. Сорокиным, были созданы

два отдела: для разработки НКУ дальних КА – с центром управления в Евпатории, и для управления лунными станциями и луноходом – с центром управления в Симферополе. Также было создано отделение разработчиков бортовых и наземных телевизионных и запоминающих устройств под руководством А.С. Селиванова.

Тематика работ под руководством Г.Н. Бабакина поначалу казалась для коллектива НИИ-885 несколько необычной, но весьма интересной и выполнялась с большим энтузиазмом, что привело к достижениям мирового уровня. По всем научным направлениям практически во всех случаях работы выполнялись своевременно, при полном решении целевых задач. История проведения этих работ отражена в обзорной статье, помещенной в юбилейном журнале, посвященном 75-летию НПО им. С.А. Лавочкина (*Селиванов А.С.*, 2012).

Большую заинтересованность в работах Г.Н. Бабакина проявлял лично Михаил Сергеевич Рязанский – главный конструктор НИИ-885, что еще больше мобилизовывало коллектив разработчиков НИИ-885 на своевременное и качественное выполнение работ. Взаимоотношения разработчиков НПО им. С.А. Лавочкина и НИИ-885 отличались творческим и конструктивным подходом к поиску совместных технических решений. Качество принимаемых решений во многом определялось дружескими отношениями обоих главных конструкторов (*Ивановский О.Г.*, 2005).

Георгий Николаевич работал со специалистами-смежниками так же, как со своими сотрудниками, не разделяя людей на своих и чужих, что поддерживало дух товарищества, единой команды, где все чувствовали себя коллегами Георгия Николаевича.

Смерть Георгия Николаевича для всех была поразительно неожиданной, но коллектив, воспитанный им, не позволил остановиться начатым важнейшим разработкам. Специалисты школы созданной Г.Н. Бабакиным еще много лет обеспечивали проведение новых работ по исследованию космоса: это создание «ЛУНОХОДА-2», повторная доставка лунного грунта на ЗЕМЛЮ, передача панорам с поверхности ВЕНЕРЫ, дальнейшее изучение ВЕНЕРЫ и КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ.

список литературы

Березкин В.В. Одноритовая эпопея в дальнем космосе // Т-Comm. 2013. № 2. С. 11-13.

Ивановский О.Г. Ракеты и космос в СССР. Записки секретного конструктора. М.: Молодая гвардия, 2005. С. 210.

Марков Ю. Уроки Бабакина // Новости космонавтики. 2010. № 03 (326). С. 40-43.

Пичхадзе К.М. Развитие научно-проектной школы Г.Н. Бабакина создания автоматических космических аппаратов для исследования дальнего космоса // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 9-18.

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.

Статья поступила в редакцию 13.03.2014 г.

АВТОМАТЫ МОГУТ ВСЁ!

Л.М. Зелёный¹,
 профессор, доктор
 физико-математических
 наук, академик РАН,
 вице-президент РАН,
 председатель
 Совета по космосу РАН,
 Lzelenyi@iki.rssi.ru;
L.M. Zelenyi

Статья посвящена творческой деятельности выдающегося создателя космической техники Г.Н. Бабакина в НПО им. Лавочкина, где под его руководством разрабатывались отечественные автоматические космические аппараты для исследования околоземного пространства, ЛУНЫ, планет СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ, проведения астрофизических наблюдений. Изложены ближайшие перспективы отечественной космической программы.

Ключевые слова: Г.Н. Бабакин;
 НПО им. С.А. Лавочкина;
 Прогноз; ИНТЕРБОЛ; ЭКЗОМАРС.

Говорят, первая встреча Г.Н. Бабакина и С.П. Королева случилась на одном из совещаний, где Георгий Николаевич докладывал о разработке телемеханической системы управления полетом ракеты. Сергей Павлович оценил не только ее высокий уровень, но и роль докладчика в проработке принципиально новых направлений создания систем управления: «В этом человеке есть искра божья», – сказал он. Позже, когда будет решаться вопрос о подключении возглавляемого Бабакиным предприятия (ныне это НПО им. С.А. Лавочкина) к космической тематике, С.П. Королев уточнит: «Ему можно доверять!».

¹ Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.

AUTOMATIC VEHICLES CAN EVERYTHING!

Ю.И. Зайцев¹,
 действительный
 академический советник
 Академии инженерных
 наук РФ,
 yzaitsev@iki.rssi.ru;
Yu.I. Zaytsev

The article is dedicated to the creative activities of the outstanding designer of space technologies G.N. Babakin at «Lavochkin Association», where under his leadership domestic automatic spacecraft were developed for research of near-Earth space, the MOON, planets of the SOLAR SYSTEM, and for astrophysical observations. The near-term prospects of domestic space program are presented.

Key words: G.N. Babakin;
 «Lavochkin Association»;
 Prognoz; INTERBALL; EXOMARS.

Предложение Сергея Павловича передать бабакинскому предприятию работы по созданию автоматических космических станций для исследования ЛУНЫ, ВЕНЕРЫ, МАРСА и ряда искусственных спутников ЗЕМЛИ было принято руководством страны (Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л., 2012). Содружество Георгия Николаевича с видными учеными и конструкторами: М.В. Келдышем, Б.Н. Петровым, В.С. Авдуевским, А.Ю. Ишлинским, Н.А. Пилюгиным, М.С. Рязанским, В.П. Барминым, А.М. Исаевым, В.И. Кузнецовым и другими дало мощную подпитку творческой энергией новому направлению работ предприятия,

Space Research Institute of RAN, Russia, Moscow.

позволило сформировать большую кооперацию научных и промышленных организаций. Плюс к этому огромная личная эрудиция Георгия Николаевича, его способность «брать на себя» в нужный момент ответственность, умение найти общий язык с многочисленными смежными организациями, сделать из них не просто соисполнителей, а подлинных участников.

Георгий Николаевич верил, что автоматы могут решить практически любую задачу в космосе. «Может быть, я пристрастен, но я не знаю, чего не могут автоматы», – говорил он.

Около трех с половиной столетий длилась эпоха визуального изучения ЛУНЫ, и к началу космической эры о ней уже было достаточно много известно. При хороших атмосферных условиях с помощью телескопов можно рассмотреть на ЛУНЕ детали размером всего в несколько сотен метров. Этого оказалось достаточно, чтобы составить подробную карту лунной поверхности, но только видимого с ЗЕМЛИ полушария. Происхождение многих лунных образований все равно оставалось неясным.

Новый этап в изучении нашего извечного спутника наступил в середине прошлого столетия, когда на помощь астрономам пришла радиолокация. Но такие вопросы: какова обратная сторона ЛУНЫ; не покрыта ли она толстым слоем пыли из мелко раздробленных метеоритами горных пород, в которой можно утонуть; есть ли у ЛУНЫ магнитное поле – оставались открытыми. Ничего не было известно и о степени ее радиоактивности, порождаемой падающими на поверхность потоками солнечного и космического излучений. Лишь с освоением космического пространства удалось вписать новые яркие страницы в летопись познания природных особенностей нашей ближайшей космической соседки.

Уже на начальном этапе исследований с помощью магнитометров, установленных на первых «лунниках», были выполнены магнитные измерения вплоть до 55 км над лунной поверхностью. Фотографирование невидимой с ЗЕМЛИ стороны позволило сделать важные выводы о физических особенностях всей поверхности ЛУНЫ, её структуре и тех процессах, которые привели к формированию современного рельефа.

Передавая Г.Н. Бабакину эстафету по созданию лунных и межпланетных аппаратов, С.П. Королев предлагал сосредоточиться в первую очередь на отработке мягкой посадки на ЛУНУ. Как известно, ни одна из ранее предпринятых попыток как отечественных, так и американских исследователей доставить на лунную поверхность научную аппаратуру в работоспособном состоянии не увенчалась успехом – с 1959 по 1965 гг. совершенно было пять жестких «посадок» американских «РЕЙНДЖЕРОВ», и четырёх – советских «ЛУН».

Под руководством Г.Н. Бабакина были существенно доработаны и испытаны системы мягкой посадки, тестирования и управления. Это позволило добиться

успеха там, где у королевского предприятия не получилось – первую мягкую посадку на ЛУНУ выполнила автоматическая станция «ЛУНА-9» 03.02.1966 г. Сразу же была развеяна гипотеза о «лунной пыли», история которой восходила едва ли не к Галилею. На ЗЕМЛЮ переданы телевизионные панорамы поверхности ЛУНЫ. За несколько минут удалось увидеть неизмеримо больше, нежели за столетия, которые провели астрономы у окуляров телескопов.

Вслед за «ЛУНОЙ-9» были запущены три искусственных спутника Луны – «ЛУНА-10» (31.03.1966), «ЛУНА-11» (24.08.1966), и «ЛУНА-12» (22.10.1966). 24 декабря 1966 года мягкую посадку на лунную поверхность совершила «ЛУНА-13». Итого пять лунных станций за один год. Ни одна из станций не повторяла предыдущую: в каждой были изюминка, реализованы новые конструкторские решения, использована дополнительная научная аппаратура.

Начиная с 1970-х годов к ЛУНЕ запускаются разработанные под руководством Г.Н. Бабакина принципиально новые, более совершенные лунные аппараты. «ЛУНА-16» и, уже после ухода Георгия Николаевича в 1971-м году из жизни, «ЛУНА-20» и «ЛУНА-24» доставили на Землю образцы лунных пород. С созданием луноходов впервые появилась возможность проведения исследований не только в месте посадки космического аппарата, но и на различных удалениях от него.

Надо заметить, что в это же время в США практически параллельно с программой советских лунных автоматов активно разворачивались работы, связанные с подготовкой высадки на лунную поверхность американских астронавтов. В итоге отечественными исследователями со значительно меньшими финансовыми затратами и при полном отсутствии риска, связанного с непосредственным вовлечением людей в проведение работы в сверхэкстремальных условиях, была обеспечена опережающая мягкая посадка космического аппарата на ЛУНУ, доставлены на ЗЕМЛЮ образцы лунного грунта, выполнено длительное контактное изучение физико-химических свойств лунных пород при движении по лунной поверхности исследовательского зонда.

Как и лунные аппараты, автоматические межпланетные станции для исследования Венеры первоначально создавались на предприятии С.П. Королева. Бабакинский коллектив подключился к этому направлению начиная с проектирования АМС «ВЕНЕРА-4». Сложность заключалась в отсутствии достоверной информации об условиях на поверхности планеты, прежде всего о температуре и давлении. Спускаемый аппарат изготовили в расчете на давление 10 атм. Станция прекратила работу на высоте 26 км от поверхности, не выдержав давления в 18 атм, которое там имело место. Тем не менее, удалось выполнить прямые измерения характеристик атмосферы в течение первых полутора часов спуска.

Через полтора года запускаются «ВЕНЕРА-5» и «ВЕНЕРА-6». Спускаемые аппараты станций были рассчитаны на давление 25 атм. При возрастании в ходе спуска давления до 27 атм и температуры до 320°C прием сигналов со станции прекратился.

17 августа 1970 года стартовала АМС «ВЕНЕРА-7». Спускаемый аппарат станции был рассчитан уже на давление 150 атм и температуру 500°C. 15 декабря 1970 года он опустился на ВЕНЕРУ и в течение 23 минут передавал информацию с поверхности другой планеты. По данным бортовых приборов, состав атмосферы – в основном углекислый газ, температура на поверхности 475°C, давление 96 атм.

Одновременно с созданием все более совершенных венерианских станций под руководством Г.Н. Бабакина разрабатывался унифицированный межпланетный аппарат для исследования МАРСА. Забегая несколько вперед, отметим, что он послужил впоследствии базой для серии станций «МАРС-4» – «МАРС-7», «ВЕНЕРА-9» – «ВЕНЕРА-16», а также для многоцелевых «ВЕГА-1», «ВЕГА-2» и астрофизических обсерваторий «АСТРОН» и «ГРАНАТ».

Работы по созданию АМС «МАРС-2» и «МАРС-3» завершились к середине 1971 года. В декабре этого года после шестимесячного полета обе станции были выведены на околомарсианские орбиты. При подлете к планете от «МАРСА-3» был отделен спускаемый аппарат, который совершил мягкую посадку на планету. Орбитальные аппараты станций стали искусственными спутниками МАРСА. Выполненные ими семь экспериментов были связаны с исследованиями самой планеты (измерение температуры грунта планеты, изучение ее рельефа, состава и строения атмосферы с помощью инфракрасного радиометра, ультрафиолетового фотометра, радиотелескопа; имелся также комплекс для исследования магнитного поля и заряженных частиц в окрестностях МАРСА), три – с измерением параметров межпланетной среды и один – с исследованием радиоизлучения СОЛНЦА.

Программу изучения МАРСА продолжили затем АМС «МАРС-4» – «МАРС-7» (1973 г.). Впервые были выполнены прямые исследования марсианской атмосферы. В области высот от 20 км до поверхности измерялись давления и температура, определялся химический состав атмосферы и, в частности, содержание водяного пара в ней. Было выявлено присутствие небольшого количества озона на низких широтах. В основном же атмосфера, как показали измерения, состоит из углекислого газа, азота и аргона с примесью кислорода. Один из приборов – инфракрасный радиометр – измерил яркостную температуру грунта.

«ВЕНЕРА-8» стартовала в 1972 году. Впервые спускаемый аппарат станции произвел посадку на дневную сторону планеты. Важной вехой в венерианской программе исследований стала работа межпланетных станций «ВЕНЕРА-9» и «ВЕНЕРА-10» (1975 г.) – первых искусственных спутников планеты, спускаемые

аппараты которых также впервые передали на ЗЕМЛЮ телевизионные изображения участков поверхности в месте посадки. Спускаемые аппараты станций «ВЕНЕРА-11» – «ВЕНЕРА-14» (1978–1982 гг.) выполнили тонкий химический анализ атмосферы и грунта планеты. С орбиты искусственных спутников Венеры станции «ВЕНЕРА-15» и «ВЕНЕРА-16» (1983 г.) провели радиолокационную съемку поверхности планеты. Это позволило составить рельефный глобус её северного полушария.

К сожалению, на фоне неудач, преследующих отечественные исследования космоса в последние полтора десятилетия, как-то забываются прежние успехи, даже такие, как проект ВЕГА – полет созданных в НПО им. Лавочкина автоматических станций «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2». Название проекта было образовано из наименования двух пунктов назначения полета: планета ВЕНЕРА и КОМЕТА ГАЛЛЕЯ. В то время этот проект был одним из самых сложных в истории исследования СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ при помощи космических аппаратов и, пожалуй, самым успешным в советской космической программе. Проект состоял из трех частей: изучение атмосферы и поверхности ВЕНЕРЫ с помощью посадочных аппаратов; исследование атмосферной динамики ВЕНЕРЫ посредством аэростатных зондов, которые впервые в мире были введены в атмосферу другой планеты; пролет через газопылевую атмосферу (кому) и плазменную оболочку КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ. Все исследования выполнялись при широкой международной кооперации с участием научных организаций СССР, Австрии, НРБ, ВНР, ГДР, ПНР, Франции, ФРГ, ЧССР.

«ВЕГА-1» стартовала с Байконура 15 декабря 1984 года, через шесть дней за ней последовала «ВЕГА-2». В июне станции пролетели мимо ВЕНЕРЫ и вышли на траекторию сближения с КОМЕТОЙ ГАЛЛЕЯ. Перед пролетом около ВЕНЕРЫ от них отделились спускаемые аппараты, каждый из которых разделился в венерианской атмосфере на две части – посадочный модуль и аэростатный зонд. В процессе снижения посадочных аппаратов измерялись характеристики облачного слоя и химического состава атмосферы. Посадка модуля станции «ВЕГА-2» впервые была выполнена в высокогорном районе, поэтому анализ грунта в этом месте представлял особый интерес. По своему составу он оказался близким к оливиновому габбро-нориту. Были также обнаружены породы с относительно невысоким содержанием естественных радиоактивных элементов.

Аэростатные зонды после наполнения их оболочек гелием дрейфовали в атмосфере планеты на высоте 53–55 км, выполняя измерения метеорологических параметров. Продолжительность работы зондов составила более 46 часов. Была получена новая уникальная информация о венерианской атмосфере. В частности, данные зондов показали наличие очень активных процессов в облачном слое ВЕНЕРЫ, характеризующих

ся мощными восходящими и нисходящими потоками. Были также обнаружены грозовые разряды.

Но самой интересной была третья часть проекта – исследование КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ. «ВЕГИ» и комета двигались на встречных курсах. Скорость сближения превышала 70 км/с. Трудность состояла и в том, что было невозможно заранее рассчитать траекторию движения кометы с необходимой точностью. Её уточнение продолжалось вплоть до прохождения станций мимо кометного ядра. «ВЕГА-1» прошла на расстоянии 8890 км от него, «ВЕГА-2» – на расстоянии 8030 км. Благодаря информации, полученной от «ВЕГ», удалось более точно подвести к комете европейский аппарат «ДЖОТТО» – 596 км.

«ВЕГИ» передали около 1500 снимков внутренних областей кометы и ее ядра. Была получена информация о пылевой обстановке внутри комы, характеристиках плазмы, измерен темп испарения кометного вещества – 40 т в секунду в момент прохода «ВЕГ» и многое другое. Изображения ядра кометы были получены впервые в мире.

Незадолго до начала реализации проекта ВЕГА стартовала и первая отечественная астрофизическая обсерватория «АСТРОН». На околоземной орбите она функционировала около 8 лет, выполняя исследования в ультрафиолетовом и рентгеновском диапазонах. Основной их целью было восприятие, с выявлением нюансов, и регистрация, в том числе в динамике, космических электромагнитных излучений вне искажающего влияния на них земной атмосферы.

Всего было исследовано более 200 объектов, в том числе в рентгеновском диапазоне – свыше 70 различных источников. Часть из них наблюдалась одновременно в рентгеновском и ультрафиолетовом диапазонах. Были получены спектры нескольких сотен звезд, в том числе с необычным химическим составом; новые и сверхновые звезды, в частности Сверхновая 1987 года в БОЛЬШОМ МАГЕЛЛАНОВОМ ОБЛАКЕ; другие галактики; газовые туманности и комета.

УФ-наблюдения нестационарных звезд дали возможность впервые непосредственно определить размеры и температуру их горячих компонент.

В продолжение отечественных астрофизических исследований в 1989 году была выведена на орбиту искусственного спутника ЗЕМЛИ обсерватория «ГРАНАТ» с рентгеновским и гамма-телескопом на борту. Среди наиболее значимых результатов работы обсерватории следует отметить глубокие изображения ЦЕНТРА ГАЛАКТИКИ в жестком и мягком рентгеновском диапазонах, в которых было открыто около двадцати неизвестных ранее источников рентгеновского излучения – кандидатов в черные дыры и нейтронных звезд. Получены спектры более десятка аккрецирующих черных дыр в широчайшем диапазоне энергий – от 2 до 800 кэВ. Эти источники характеризуются самыми жесткими спектрами из наблюдавшихся обсерваторией (жесткость спектра – важнейший кри-

терий диагностики природы рентгеновского объекта в двойной системе). Были также обнаружены послесвечения гамма-всплесков в мягком гамма-диапазоне.

Дальнейшее развитие отечественных астрофизических исследований в космосе получило огромный импульс с созданием в НПО им. С.А. Лавочкина модуля «НАВИГАТОР». Он позиционируется как универсальный для космических аппаратов различного назначения. В зависимости от задач базирующихся на нем околоземных космических аппаратов, они могут функционировать на низких круговых, эллиптических, высоких электрических и геостационарных орбитах и в точках либрации. В частности, на основе «НАВИГАТОРА» в НПО им. С.А. Лавочкина сегодня создается обсерватория «СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА». В 2015 году ее планируется вывести в точку Лагранжа L₂. Это совместный проект России и Германии, нацеленный на решение фундаментальных вопросов космологии – свойств и эволюции Вселенной, природы темной энергии и темной материи, возникновения и роста сверхмассивных черных дыр. Основой обсерватории станут два рентгеновских телескопа косого падения – eROSITA (Германия) и АРТ-ХС (Россия), совместно перекрывающих область энергий 0,2–30 кэВ. Задача обсерватории – получение рентгеновского обзора всего неба с чувствительностью, практически в сто раз превышающей чувствительность существующих обзоров неба, и продление такого обзора в области более жесткого рентгеновского диапазона.

Перспективы ультрафиолетовой астрономии на ближайшее десятилетие связаны с запуском космической обсерватории «СПЕКТР-УФ», также создаваемой НПО им. Лавочкина на базе «НАВИГАТОРА» и предназначенной для спектроскопии слабых источников УФ-излучения.

Вселенная в УФ-диапазоне изучена очень слабо, и на ближайшие десятилетия актуальность исследований в УФ-участке спектра будет только увеличиваться. Выбранные для обсерватории направления исследований и её параметры позволят сохранить высокую научную значимость проекта и обеспечат выполнение задач на высочайшем уровне технического решения в течение следующих не менее 10–15 лет.

СПЕКТР-РГ и СПЕКТР-УФ – российские астрофизические проекты ближайших лет. В настоящее время в космосе работает созданная в НПО, опять же на базе «НАВИГАТОРА», космическая обсерватория «СПЕКТР-Р» миссии РАДИОАСТРОН. В ней воплощены принципы радиоинтерферометрических наблюдений со сверхдлинными базами (РСДБ) очень высокого углового разрешения – до семи микросекунд. Космический радиотелескоп диаметром 10 метров на борту «СПЕКТРА-Р» в ходе научных наблюдений становится элементом наземно-космического интерферометра, вынесенным относительно наземных радиотелескопов на расстояние, ограниченное апогеем

орбиты — около 300 тыс. км. В качестве наземных элементов интерферометра используются крупнейшие радиотелескопы мира.

Помимо научной аппаратуры, для основной задачи миссии на борту космического аппарата установлены приборы для плазменных исследований. Эксперимент, получивший обозначение «ПЛАЗМА», имеет как прагматичную цель — непрерывное мониторингирование параметров плазмы и энергичных частиц межпланетной среды (как части «космической погоды»), так и исследовательскую — изучение высокочастотной турбулентности этих параметров путем измерений с уникально высоким временным разрешением. Весьма важно, что высокоапогейная орбита «СПЕКТРА-Р» предоставляет большие преимущества для проведения длительных (до семи суток) систематических измерений в межпланетной среде. Два основных прибора эксперимента — плазменный спектрометр и монитор энергичных частиц — работают непрерывно и передают свою информацию почти с самого момента выхода космического аппарата на высокоапогейную орбиту.

Эксперимент «ПЛАЗМА» по сути стал продолжением ранее выполненных исследований по солнечно-земной физике (изучение процессов солнечной активности, их влияния на межпланетную среду и магнитосферу ЗЕМЛИ) на базе разработанных под руководством Г.Н. Бабакина спутников серии «ПРОГНОЗ». Всего с 1972 по 1996 гг. было запущено 12 аппаратов этой серии. «ПРОГНОЗЫ» с первого по третий предназначались для контроля радиационной активности СОЛНЦА и прогнозирования радиационной безопасности полетов космонавтов. В ходе полетов «ПРОГНОЗОВ -4, -5, -6, -7, -8» были проведены уникальные исследования структуры ударных волн солнечного ветра возле ЗЕМЛИ. В международном проекте РЕЛИКТ (1983 г., СССР, Чехословакия, Франция) на борту «ПРОГНОЗА-9» измерялась анизотропия реликтового излучения по небесной сфере. Основной целью советско-чехословацкого проекта ИНТЕРШОК («ПРОГНОЗ-10», 1985 г.) было исследование тонкой структуры и магнитопаузы, возникающих при взаимодействии солнечного ветра с земной магнитосферой.

Уникальным по количеству и качеству измерений, проведенных во всех ключевых областях околоземного космического пространства, начиная с солнечного ветра, внешних границ магнитосферы и кончая внутренними областями геомагнитной полости (плазмосферы, авроральных областей, плазменного и нейтрального слоёв хвоста магнитосферы ЗЕМЛИ) стал проект ИНТЕРБОЛ. Он реализовывался также на базе спутников «ПРОГНОЗ» — модернизированных «ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2», созданных НПО им. С.А. Лавочкина, и с участием спутников серии «МАГИОН» Чешской республики — субспутников «МАГИОН-4» и «МАГИОН-5». Основной целью проекта было детальное исследование процессов

переноса энергии, импульса и массы в критических областях системы солнечный ветер — магнитосфера ЗЕМЛИ. Исследование физических явлений в этих областях и последующий анализ полученных данных выполнялись в тесной кооперации с исследованиями в рамках других околоземных миссий, проводимыми в тот период по национальным космическим программам США, Японии и европейских стран. Был получен огромный объем высококачественной научной информации, который заметно превышал весь суммарный объем данных по солнечно-земной физике, собранный до проекта ИНТЕРБОЛ в исследованиях, проведенных в СССР и в современной России в течение предшествующих примерно тридцати лет.

В целом запуски спутников серии «ПРОГНОЗ» не только сделали более доступным изучение природных процессов, происходящих на СОЛНЦЕ, и действия механизма солнечно-земных связей, но и ещё более приблизили фундаментальную науку к решению проблематики повседневной жизни людей — появилась возможность сопоставлять и достоверно прогнозировать изменение биологических и технологических процессов на ЗЕМЛЕ под влиянием циклов солнечной активности.

Тем не менее, нерешенных вопросов остается все еще достаточно много. В том числе: как образуется солнечный ветер, что нагревает солнечную корону до двух миллионов градусов, если температура поверхности светила во много раз ниже. Получить ответы на эти вопросы хотя бы частично, мы надеемся, когда будет запущен космический аппарат «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД», который начнет изучать наше светило с минимального безопасного для аппарата расстояния: менее 40 солнечных радиусов. Российский проект заполнит, таким образом, нишу, образовавшуюся в исследованиях СОЛНЦА. Сейчас его изучает полдесятка космических аппаратов разных стран, но все они работают на околоземных орбитах. Вблизи же СОЛНЦА ни одного аппарата нет.

С учетом того, что орбита «ИНТЕРГЕЛИОЗОНДА» будет немного наклонена к плоскости эклиптики, он сможет увидеть и солнечные полюса, качественно рассмотреть которые с ЗЕМЛИ и околоземных орбит невозможно.

Еще один важный момент. Известно, что у поверхности СОЛНЦА нет никакого коллективного движения плазмы, которое можно было бы назвать ветром. Он проявляется только на расстоянии нескольких солнечных радиусов от светила. Очень важно попасть в эту область и попытаться наблюдать процессы, которые приводят к ускорению солнечного ветра.

Также неясно, почему достигающий ЗЕМЛИ поток нейтрино вдвое слабее, чем предсказывает теория. В последнее время появилась гипотеза, что часть нейтрино перехватывается скопившимися в недрах СОЛНЦА гипотетическими частицами темной материи.

Наконец, почему за последние 20 лет интенсивность солнечного ветра упала на 20 процентов, а сила

магнитного поля – вдвое. Это явно не укладывается в 11-летние циклы солнечной активности.

Будем надеяться, что «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД» сможет найти ответы на эти вопросы.

Изготавливаться космический аппарат будет на базе так называемой «средней» платформы НПО им. С.А. Лавочкина, которая разрабатывалась для проекта ФОБОС-ГРУНТ.

Еще одна платформа, созданная в НПО им. С.А. Лавочкина – «легкая» МКА-ФКИ, планируется для реализации космических комплексов «РЕЗОНАНС» и «РОЙ», также предназначенных для исследований по тематике солнечно-земных связей.

Таким образом, включившись в создание автоматических космических аппаратов, НПО им. С.А. Лавочкина, возглавляемое Г.Н. Бабкиным и его последователями В.М. Ковтуненко, А.Д. Куликовым, К.М. Пичхадзе, С.М. Полищуком и нынешним генеральным директором объединения В.В. Хартовым, не только успешно продолжило дело отечественных первопроходцев космоса, но и плодотворно развило его, обеспечив самостоятельность и самодостаточность этого направления космонавтики. Более того, лавочкинцы стали основным «поставщиком» исследовательской информации, значительно обогатившей фундаментальную науку новыми данными о ЛУНЕ, ВЕНЕРЕ, МАРСЕ, околоземном и межпланетном пространстве. Уникальные результаты исследования поверхности ЛУНЫ и доставленных на Землю образцов лунного грунта, приоритетный анализ поверхности ВЕНЕРЫ в месте посадки и химического состава ее атмосферы, изучение физико-химических свойств КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ и глобальное картирование поверхности ВЕНЕРЫ бортовым радиолокатором высоко оценены мировыми научным сообществом. Запуск орбитальных астрофизических обсерваторий позволил российским ученым совместно с зарубежными специалистами ведущих европейских стран получить новые важные результаты исследований астрономических объектов в недоступных для наблюдения с поверхности ЗЕМЛИ областях спектра электромагнитных излучений. Фундаментальные исследования околоземного космического пространства, проведенные аппаратами серии «ПРОГНОЗ», внесли весомый вклад в общую теорию космической плазмы и физику солнечно-земных связей, которые составляют основу новой области познания – «космической погоды», имеющей большое практическое значение для решения многих технических и социально-экономических проблем.

Глобальная цель мировой космонавтики в текущем столетии, как представляется, – это освоение СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ, достижение более высокого уровня развития земной цивилизации при безусловном обеспечении ее безопасности и выживаемости в условиях возможных природных и техногенных катастроф как наземного, так и космического происхождения. Основными стратегическими задачами космонав-

тики на ближайшее и более отдаленное будущее будет продвижение в различные области в пределах СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ в интересах получения новых данных о ЗЕМЛЕ, СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ и Вселенной в целом, развития направления использования космического пространства земной цивилизацией.

Наши потомки неизбежно столкнутся с проблемами полного исчезновения жизненно необходимых источников энергии, отдельных природных материалов, запасов чистой воды и т.д. Уже сегодня экологические проблемы заставляют человечество менять свое потребительское отношение к природе, сохраняя и более бережно расходуя существующие ресурсы, активизируя поиск альтернативных источников сырья и энергии вне ЗЕМЛИ – естественной замены тому, что постепенно исчезает на нашей планете.

Собственно, сейчас только два небесных тела претендуют на то, чтобы войти в сферу интересов человечества по освоению. Это – ЛУНА и МАРС. Наш природный спутник уже посещали американские астронавты. Но их полеты стали промежуточным финишем относительно короткого забега. Если говорить о планомерном освоении, в частности, о создании лунной базы с экспедициями посещения или даже постоянным пребыванием человека, то первым этапом на этом пути должны стать тщательная разведка ЛУНЫ, определение ее наиболее интересных регионов, выработка задач освоения.

Для решения этих предварительных задач необходим запуск серии автоматических станций. Именно такая серия запланирована на 2016 – 2020-е годы. Кроме изучения самой ЛУНЫ, в ходе её реализации предстоит отработать ключевые технологические моменты и будущих планетных экспедиций, прежде всего – марсианских: посадку, забор грунта, управление самоходным аппаратом на поверхности другой планеты, наконец, автоматическую доставку грунта других небесных тел на ЗЕМЛЮ.

Чтобы подчеркнуть преемственность российской и советской лунных программ, в названиях новых миссий будет продолжена нумерация, начатая советскими «ЛУНАМИ». Первый аппарат серии – «ЛУНА-25» (запуск в 2016 г.) планируется посадить в полярной области. Затем к нашему спутнику отправятся лунная орбитальная станция «ЛУНА-26» (2018 г.) и еще через год – второй посадочный аппарат «ЛУНА-27» с бурильной установкой (посадка на другой полюс Луны). Вторым шагом лунной программы станут возврат грунта из полярной области («ЛУНА-28», 2021 г.) и доставка туда лунохода – «ЛУНА-29» (планируется на 2023 г.).

Ожидается, что срок жизни аппаратов составит около года. Посадочные аппараты будут выполнять исследования в районе лунных полюсов. Основная работа орбитального аппарата по изучению ЛУНЫ и окололунного пространства пройдет на низкой окололунной орбите высотой порядка 200 км, по-

сле чего он будет уведен на более высокую орбиту (500–700 км), где начнутся эксперименты по изучению космических лучей.

Активно обсуждается возможное участие в российской лунной программе Европейского космического агентства. В частности, в проекте ЛУНА-25 европейский вклад может состоять в значительном улучшении точности посадки станции на лунную поверхность. Также европейские коллеги с интересом относятся к возможности поставить бурильную установку на «ЛУНУ-27».

Следует отметить, что исследования, которые будут проводиться в рамках этой программы, – не повторение советских. Современные планы лунных экспедиций нацелены, в первую очередь, на полярные области ЛУНЫ, мало похожие на экваториальные районы, которые исследовались в 1960–70 гг.

В частности, по данным недавних исследований, в том числе с помощью российского прибора ЛЕНД на американском аппарате LRO, выяснилось, что в грунте полярных областей могут содержаться значительные запасы водяного льда. Задача исследователей – выяснить, как они могли там образоваться (возможно, воду занесли кометы), а инженеров – понять, можно ли использовать эту воду в качестве ресурсов для лунной базы.

Технологии, которые станут отрабатываться в ходе лунных миссий, будут также использоваться в последующих марсианских проектах. Марсианская программа России включает в первую очередь полномасштабное участие в европейском проекте ЭКЗОМАРС, который содержит не только совместное проведение научных экспериментов, но и создание инфраструктуры, в частности, объединенного наземного комплекса приема данных и управления межпланетными миссиями. Проект предполагает запуск с помощью российских носителей «ПРОТОН» двух космических аппаратов в 2016 и 2018 годах. На втором, с помощью разрабатываемого в НПО им. С.А. Лавочкина десантного модуля, будет доставлен на поверхность МАРСА марсоход ЕКА. Задача марсохода – геологические исследования и поиск следов жизни в подповерхностном слое грунта около места посадки.

Затем, в 2022 году, планируется вернуться к задаче исследования спутника МАРСА – ФОБОСА, которая стояла перед проектом ФОБОС-ГРУНТ. Этот возврат символизирует и название нового проекта БУМЕРАНГ. Доставка грунта с ФОБОСА остается интересной научной задачей, которую пока не предполагается решать в космических программах других стран. Кроме того, операции по забору грунта ФОБОСА и его транспортировке на ЗЕМЛЮ позволят отработать технологии доставки грунта уже непосредственно с МАРСА. Такая миссия запланирована на 2024 год.

Большой интерес представляет и изучение дальних рубежей СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ, что важно для понимания ее происхождения и эволюции. После 2020 года Россия планирует запустить к ЮПИТЕРУ,

точнее к его спутнику ГАНИМЕД, свою первую миссию с посадкой на его поверхность.

Полет в систему ЮПИТЕРА займет около восьми лет и будет проходить по комбинированной баллистической схеме, включающей четыре гравитационных маневра у ВЕНЕРЫ и ЗЕМЛИ на гелиоцентрическом этапе миссии и завершающейся целым каскадом таких маневров около юпитерианских лун. Отдельную сложную задачу представляет и посадка на ГАНИМЕД. В целом, как по научным задачам, так и по технической сложности такая миссия может стать лидерским проектом отечественной космонавтики. Но для этого НПО им. Лавочкина понадобится решить немало проблем.

Что касается МАРСА, то он пока так и останется предметом изучения, а не освоения: планета находится от нас слишком далеко, чтобы сегодня можно было говорить о ее реальной пользе для человечества. Да и сами возможности полета туда человека пока под большим вопросом, прежде всего с точки зрения обеспечения радиационной безопасности экипажа миссии.

ЛУНА – иное дело. Кроме научного, она представляет и практический интерес. В частности, на ЛУНЕ можно расположить астрономические обсерватории, наблюдениям которых не будут мешать атмосфера и радиоизлучения, как это имеет место на ЗЕМЛЕ и околоземных орбитах. И, безусловно, ЛУНА как спутник может стать источником ресурсов, прежде всего редких элементов, запасы которых на ЗЕМЛЕ ограничены. ЛУНА, очевидно, будет и первым этапом подготовки пилотируемой экспедиции на МАРС, если трудности ее реализации все-таки удастся преодолеть.

Задача освоения ЛУНЫ – исключительно амбициозная. И даже не столько по своей технической сложности, сколько по оригинальности мышления и подходов для ее решения. В отличие от программы «АПОЛЛОН», пилотируемые экспедиции на ЛУНУ должны стать не только стартом длительного пути. Сегодня перед учеными стоит задача сформулировать стратегические цели изучения и освоения ЛУНЫ... «От Международной космической станции – к Международной лунной станции» – так можно определить общий вектор развития современных лунных программ. Когда наш извечный спутник станет местом постоянного пребывания людей, мы действительно увидим совсем новое человечество – космическое.

список литературы

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.

Статья поступила в редакцию 04.02.2014 г.

СОВМЕСТНЫЕ РАБОТЫ ЦНИИМАШ И НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА В ПЕРИОД ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ГЕОРГИЯ НИКОЛАЕВИЧА БАБАКИНА

В.Ш. Губайдуллин¹,
valsharg@korolev-net.ru;
V.Sh. Gubaydullin

А.Ф. Евич¹,
кандидат технических наук,
sosna1940@mail.ru;
A.F. Evich

Б.А. Землянский¹,
доктор технических наук,
zemlyanskiyba@yandex.ru;
B.A. Zemlyanskiy

М.Н. Казаков¹,
кандидат технических наук,
kazakov_mikhail@mail.ru;
M.N. Kazakov

Г.Р. Успенский¹,
профессор, доктор технических
наук, valsharg@korolev-net.ru;
G.R. Uspenskiy

З.П. Черёмухина¹,
кандидат физико-математических
наук, sashazina@korolev-net.ru;
Z.P. Cheremuhina

Приводится обзор основных результатов сотрудничества ЦНИИмаш и НПО им. С.А. Лавочкина в 1965–1971 годы после передачи лунной и планетной тематики ОКБ-1 коллективу ОКБ им. С.А. Лавочкина и назначения на должность главного конструктора автоматических станций для исследования ЛУНЫ и планет СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ Георгия Николаевича Бабакина.

Ключевые слова: ЛУНА; ВЕНЕРА; МАРС; автоматическая межпланетная станция; луноход; лунный грунт; возвращаемый аппарат.

В 60-х годах прошлого века проводились интенсивные опытно-конструкторские работы по созданию космических аппаратов (КА) для полётов к ЛУНЕ, МАРСУ и Венере. За семь лет (1959–1965 годы) к спутнику ЗЕМЛИ были запущены восемь космических аппаратов серии «ЛУНА». В результате полётов было совершено много открытий, в частности, зарегистрирован внешний радиационный пояс ЗЕМЛИ и установлено отсутствие у ЛУНЫ магнитного поля со значительной напряжённостью («ЛУНА-1»). На ЛУНУ доставлены вымпелы с гербом СССР («ЛУНА-2»), сфотографирована ее обратная сторона («ЛУНА-3»). В ходе этих пусков были отработаны бортовые системы КА, но мягкая посадка на ее поверхность не удавалась. Пять стартов (от «ЛУНЫ-4» и до «ЛУНЫ-8») – пять аварий (Хартов В.В., Зеленый Л.М., Мартынов М.Б. и др., 2010).

В этот же период была осуществлена серия запусков КА к МАРСУ и ВЕНЕРЕ, из которых только по два запуска («ВЕНЕРА-2» и «ВЕНЕРА-3», «МАРС-2» и «МАРС-3») признаны частично успешными.

COOPERATION BETWEEN TSNIIMASH AND LAVOCHKIN ASSOCIATION WITHIN THE PERIOD OF GEORGY N. BABAKIN'S ACTIVITY

A review of major results of cooperation between TsNIImash and Lavochkin Association is presented for the period of 1965–1971 after transfer of lunar and planetary themes from R&D-1 to Lavochkin R&D Bureau and appointment of Georgy N. Babakin to the position of Chief Designer of automated stations for research of the MOON and SOLAR SYSTEM planets.

Key words: the MOON; VENUS; MARS; automated interplanetary station; lunar rover; lunar soil; Return Vehicle.

Несмотря на то, что это были первые миссии за пределы околоземного пространства, большое количество аварий ударило по престижу страны как первой космической державы и по авторитету ОКБ-1 как головного разработчика ракетно-космической техники во главе со знаменитым С.П. Королевым. Бытовало мнение, что ОКБ-1 слишком перегружено заказами государственной важности и поэтому не имеет возможности серьезно заниматься лунной и планетной тематикой. Коллектив конструкторов, испытателей и рабочих был плотно занят подготовкой и осуществлением пилотируемых орбитальных полётов с использованием космических кораблей. Велась напряженная проектно-конструкторская работа по созданию ракеты-носителя сверхтяжёлого класса Н-1 с целью обеспечения сборки на околоземной орбите тяжелых межпланетных кораблей для полётов к ВЕНЕРЕ, МАРСУ, а также возвращаемых полётов человека на ЛУНУ.

Роль НИИ-88 (с 1967 года – ЦНИИмаш) в осуществлении отечественной космической деятельности

¹ ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», Россия, Московская область, г. Королёв.

Federal Enterprise «TsNIIMash» (Central Research Institute of Machine Building), Russia, Moscow region, Korolev.

заклучалась, в первую очередь, в разработке её рациональной стратегии. Решение государственного руководства о передаче коллективу ОКБ им. С.А. Лавочкина тематики подготовки и осуществления полетов автоматических межпланетных станций, в т.ч. имеющих целью мягкую посадку на ЛУНУ, было горячо поддержано в НИИ-88. Для экономии времени и средств в ОКБ им. С.А. Лавочкина был передан весь научно-технический задел, полученный в ОКБ-1 по данной тематике. Работникам ОКБ были предоставлены все отчеты и другая документация НИИ-88 и ОКБ-1. Руководство и сотрудники НИИ-88 (Ю.А. Мозжорин, А.Д. Коваль, А.Ф. Евич, Г.Р. Успенский и др.) оказали ОКБ им. С.А. Лавочкина организационную и методическую помощь в освоении этого задела (*Так это было...*, 2002).

НИИ-88 (ЦНИИмаш) и ОКБ им. С.А. Лавочкина была разработана обширная программа исследования ЛУНЫ, ВЕНЕРЫ и МАРСА космическими средствами. Под руководством Г.Н. Бабакина – выдающегося конструктора и замечательного человека, лавочкинцы блестяще справились с правительственным поручением (*Успенский Г.Р.*, 2004).

Соратники Г.Н. Бабакина вспоминают, что его назначение на должность главного конструктора автоматических станций для исследования ЛУНЫ и планет сопровождалось словами С.П. Королева: «В этом человеке есть искра Божья! Ему можно довериться» (*Шевалёв И.Л.*, 2004).

После передачи тематики в ОКБ им. С.А. Лавочкина по результатам анализа предыдущих полетов в конструкцию и логику работы космических аппаратов были внесены изменения и доработки, в частности, для лунных посадочных аппаратов:

- усилена прочность оболочек амортизаторов;
- наддув амортизаторов начинался после включения на торможение корректирующей тормозной двигательной установки;
- использовалась система автономной навигации (Г.Р. Успенский).

Менее чем через год, 3 февраля 1966 года, мягко прилунившийся автомат «ЛУНА-9» передал на ЗЕМЛЮ телепанорамы лунного пейзажа в районе посадки, что имело громадное научно-практическое значение. По результатам полета «ЛУНЫ-9» Международная авиационная федерация (FAI) зарегистрировала приоритетные научно-технические достижения станции:

- первую в мире мягкую посадку автоматической станции на поверхность ЛУНЫ;
- первую в мире передачу круговой фотопанорамы лунной поверхности в районе посадки станции;
- проведение научных исследований и измерений с помощью автоматического космического аппарата непосредственно на поверхности ЛУНЫ.

Район посадки станции на равнинном участке в Окее Бурь получил название Равнина Прилуны.

Было доказано, что лунные автоматы могут с успехом соперничать и сотрудничать с пилотируемыми экспедициями, решая серьезные планетологические задачи. При этом экономятся значительные материально-технические ресурсы и не подвергаются риску человеческие жизни. Анализ показал, что лунные автоматы не уступают пилотируемым экспедициям по целевой научной отдаче, хотя посещение ЛУНЫ человеком бесспорно дает большой политический и спортивный выигрыш.

С целью развития стратегии максимального использования автоматических аппаратов для исследования ЛУНЫ ЦНИИмаш в 1968 году вышел с предложением разработать ракетно-космический комплекс для доставки проб лунного грунта на ЗЕМЛЮ. Для этого предлагалось применить ракету-носитель УР-500К («ПРОТОН»), в 3,5 раза более мощную, чем королевская «семерка», с использованием которой автоматические лунные аппараты запускались с января 1959 года по апрель 1968 года. Был подготовлен научно-технический отчет, в котором обосновывалась техническая осуществимость этой идеи (Ю.А. Мозжорин, А.Д. Коваль, А.Ф. Евич, В.М. Суриков). Отчет был отправлен в ОКБ им. С.А. Лавочкина и в Министерство общего машиностроения. Первый заместитель министра Г.А. Тюлин одобрил предложения ЦНИИмаш и поручил обсудить их непосредственно с главным конструктором ОКБ им. С.А. Лавочкина. В связи с этим представителю ЦНИИмаш А.Ф. Евичу предписывалось обратиться лично к Г.Н. Бабакину с подробным разъяснением сути предложения о доставке грунта с ЛУНЫ. В декабре 1968 года в кабинете Главного конструктора в присутствии начальника министерского главка К.А. Керимова было доложено это предложение. Георгий Николаевич проявил живой интерес, задал много разноплановых вопросов. В заключение поблагодарил А.Ф. Евича за интересное сообщение и заверил, что он и его коллеги внимательно рассмотрят предложение ЦНИИмаш о доставке лунного грунта. Учитывая позднее время, предоставил машину, чтобы доставить представителя ЦНИИмаш в Подлипки. В ходе таких неоднократных встреч с сотрудниками ЦНИИмаш Георгий Николаевич проявил себя исключительно интеллигентным, тактичным человеком, к тому же беспримерным тружеником.

Выполнение автоматического старта взлётной ракеты станции «ЛУНА-16» с поверхности ЛУНЫ потребовало решения комплекса принципиально новых задач – точного определения координат точки прилуныния и времени старта с ЛУНЫ, запоминания на борту «вертикали» перед посадкой и обеспечения

достижения необходимой скорости в конце активного участка. Для этого потребовались уникальные измерения низкой окололунной орбиты и исключительно точные маневры станции. При расчете этих маневров надо было учесть малоизвестные эволюции орбиты под влиянием аномалий лунного поля тяготения. Баллистическое обеспечение полетов объектов подготавливалось и выполнялось баллистическими центрами ЦНИИмаш, ИПМ АН СССР и ЦНИИ-4 МО под руководством Межведомственной Главной Баллистической группы во взаимодействии с Главной оперативной группой управления (ГОГУ) и приданной ей баллистической группой на КИП в районе г. Симферополь. В связи с этим на КИП была организована станция для автоматического приема баллистической информации в ГОГУ. К баллистическому обеспечению полета также привлекались вычислительные центры и средства НИПов, выполнявшие расчет целеуказаний для своих средств (*Анфимов Н.А., Губайдуллин В.Ш., Евич А.Ф.*, 2010). Для обеспечения доставки лунного грунта с использованием космических аппаратов и полётов к МАРСУ и ВЕНЕРЕ необходимо было решить ряд новых сложных задач в области аэротермодинамики изделий РКТ, к решению которых активно подключились учёные и специалисты ЦНИИмаш под руководством Ю.А. Демьянова, М.В. Савёлова, А.А. Чурилина. В первую очередь, это были задачи, связанные с обеспечением длительного перелёта аппаратов в условиях космоса, успешного их спуска в атмосферах планет, существенно отличающихся от земной по параметрам и составу, а также с посадкой на поверхность планет. Серьёзные проблемы возникли и при возвращении космических аппаратов с ЛУНЫ со второй космической скоростью.

В 1968 году в обеспечение работ по проекту полёта на ЛУНУ с возвратом на ЗЕМЛЮ в ЦНИИмаш была создана новая экспериментальная установка, позволяющая воспроизводить совместный конвективно-радиационный нагрев КА при его спуске на ЗЕМЛЮ и воздействие вакуума на материал, предварительно прогретый при первом погружении возвращаемого аппарата в атмосферу. Дело в том, что оптимальная траектория возврата спускаемого аппарата (СА) предусматривала два его входа в земную атмосферу. При первом входе за счёт аэроторможения в верхней атмосфере (с погружением до высоты ~60 км и последующим выходом на орбиту) скорость аппарата снижается с 11,2 до 8 км/с, при втором – условия близки к спуску СА с круговой околоземной орбиты, но необходимо учитывать изменение теплофизических и энтальпийных характеристик верхнего слоя теплозащитного материала (ТЗМ) в процессе первого входа, когда он подвергался

значительному тепловому воздействию (Г.А. Беда и др.). Проведённые расчётно-теоретические исследования теплообмена, испытания материалов на конвективно-радиационной установке, а также расчёты температурных режимов позволили дать рекомендации по тепловой защите рассматриваемых СА, обеспечивающей его вход в атмосферу ЗЕМЛИ со 2-й космической скоростью (А.Н. Румынский, Г.А. Беда, Б.А. Землянский, К.Г. Омельченко и др.). Эти результаты нашли применение при разработке теплозащиты спускаемых аппаратов космических кораблей серии «ЗОНД» (№№ 5–8) и серии АМС «ЛУНА» («ЛУНА-16», «ЛУНА-20», «ЛУНА-24»), успешно вернувшихся на ЗЕМЛЮ.

Грамотная и последовательная стратегия создания автоматических КА для исследования ЛУНЫ на этом этапе позволили отработать множество новых технических решений, которые нашли применение и при полётах к МАРСУ и ВЕНЕРЕ, и при осуществлении пилотируемых полётов на околоземной орбите.

Большая работа проводилась по исследованию атмосфер ВЕНЕРЫ и МАРСА (В.С. Авдеевский, М.Я. Маров). На участке спуска, на парашюте, а также после посадки на поверхность планеты АМС «ВЕНЕРА-4» – «ВЕНЕРА-8» проводились прямые контактные измерения давления и температуры. В результате впервые в мире было установлено, что на поверхности ВЕНЕРЫ высокое атмосферное давление (90–100 атм) и температура около 500°C, при содержании углекислого газа ~96 %. По этим данным была построена модель нижней атмосферы ВЕНЕРЫ – зависимость давления, температуры и плотности от высоты.

Особое внимание было уделено исследованиям верхней атмосферы ВЕНЕРЫ и МАРСА (стратомезосферной области). В этой области происходит основное аэродинамическое торможение. Знание характеристик на этом участке наиболее важно для проектанта, так как именно здесь имеют место экстремальные условия для работы спускаемого аппарата: максимальные перегрузки и тепловые потоки, зависящие от высотного распределения плотности. Наиболее приемлемым и эффективным оказался метод определения характеристик на указанном участке по динамическим измерениям на борту СА (в общем случае перегрузок, угловых скоростей и углов, характеризующих положение СА в пространстве). Этот эксперимент проводился на АМС «ВЕНЕРА-7» – «ВЕНЕРА-14» и «МАРС-6» (В.С. Авдеевский, З.П. Черёмухина). Совместно с НПО им. С.А. Лавочкина решались проблемы дефицита веса, отсутствия передачи ТМ-информации на участке измерений, а также привлечения результатов дополнительной информации служебного характера.

Особенностью задач по исследованию ВЕНЕРЫ и МАРСА стало более важное, чем для воздушной атмосферы ЗЕМЛИ, влияние излучения на процессы теплообмена. В связи с этим в ЦНИИмаш были начаты широкие исследования вопросов радиационной газодинамики и лучистого теплообмена. Работы велись как в теоретическом, так и в экспериментальном плане. Первопроходцами этого направления исследований в ЦНИИмаш являлись А.Н. Румынский (разработка методов расчёта лучистого теплообмена) и Ю.А. Пластинин (разработка методов расчёта и создание базы данных по радиационным характеристикам высокотемпературных газов). В ходе исследований было выявлено влияние излучения газа на параметры течения около тел различной формы, в том числе в пограничных слоях, разработаны экспериментальные методы и определены излучательные характеристики газовых смесей в ударных трубах У-8 и ЛУТ-1 (Н.А. Анфимов, А.Н. Румынский, В.В. Лунёв, И.Н. Мурзинов, Ю.А. Пластинин, Г.Ф. Сипачёв, В.М. Николаев). Результаты по излучательным характеристикам газов были обобщены в монографии (1970) и позже – в справочном руководстве (1989).

Одной из первых была поставлена задача выбора материалов для обеспечения тепловой защиты космических аппаратов серии «В», предназначенных для посадки на поверхность ВЕНЕРЫ. На имеющихся к этому времени электродуговых установках (ЭДУ) уже проводились испытания ТЗМ в воздушной атмосфере при воспроизведении энтальпии торможения и давления, а также тепловых потоков к поверхности СА в широком диапазоне траекторных условий. Была также отработана методика определения эффективной энтальпии материала $H_{эф}$ в ЭДУ с использованием внешнеобтекаемых моделей при стационарном режиме уноса их массы в окрестности передней критической точки. Знание $H_{эф}$ позволяло оценивать толщину потребной тепловой защиты СА. Были испытаны сотни рецептур ТЗМ и отобраны лучшие из них для использования при разработке теплозащиты СА. Для решения новой задачи потребовалось создать специальную систему газового снабжения ЭДУ, чтобы обеспечить состав рабочего газа, соответствующий реальной атмосфере планеты (в основном углекислый газ). Проведённые исследования газового потока и испытания материалов в условиях, близких к натурным, позволили выдать рекомендации по тепловой защите аппаратов серии «В» (М.В. Савёлов, А.М. Осипов, Г.А. Беда).

Были установлены не только подходящие материалы для внешнего (уносимого) слоя теплозащиты аппаратов, входящих в атмосферу ВЕНЕРЫ, но и материалы для теплоизоляции их приборных отсеков.

Оказалось, что эффективной теплоизоляции приборных отсеков можно добиться путём использования пористого ТЗМ, заполненного сублимирующими веществами. Разлагаясь при сравнительно небольших температурах, эти материалы на какое-то время могли обеспечить термостатирование приборного отсека в условиях окружающей горячей атмосферы ВЕНЕРЫ, в том числе после посадки, для обеспечения научных измерений. Для этой цели были разработаны высокоэффективные сублиматоры, работающие при температурах 57–90°C. Для исследований теплофизических и термохимических свойств материалов и веществ, пригодных для теплоизоляции приборного отсека, была разработана установка, обеспечивающая воспроизведение параметров атмосферы на поверхности планеты по составу, температуре и давлению. На этой установке были определены теплофизические характеристики материалов, отработаны парашютная ткань для СА и теплоизоляционные системы для приборного отсека (Г.А. Беда, И.П. Даниленко). Применение таких материалов позволило обеспечить работу приборов на поверхности ВЕНЕРЫ в течение более 20 минут (СА «ВЕНЕРА-7»).

В 1963–1973 гг. проводились также исследования теплообмена и теплозащиты для аппаратов типа «М», спускающихся на поверхность МАРСА.

Было установлено, что наиболее оптимальным для обеспечения теплозащиты СА является низкотемпературный материал ТТПС-15. Указанный материал был детально изучен: проведены испытания в ЭДУ, разработана методика расчёта уноса его массы и определены необходимые для этого термохимические характеристики. Позже для этих целей использовался также высокочастотный индукционный плазмотрон (рисунок 1).

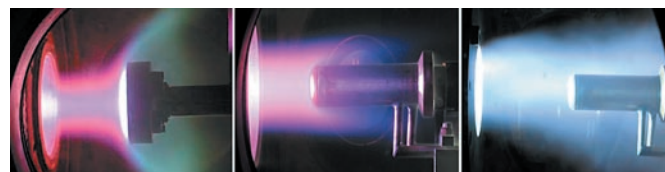


рисунок 1. Испытания материалов в ВЧ-плазмотроне в воздушной плазме и в CO_2 (справа)

В ходе работ в ЦНИИмаш по этим программам также активно проводились аэрогазодинамические исследования, начиная с выбора и обоснования аэродинамических форм, обеспечивающих статическую и динамическую устойчивость аппаратов, и заканчивая подробными исследованиями их аэродинамических характеристик (А.С. Бойко, К.А. Стекениус, М.Н. Казаков, Л.А. Дегтярёва и др.).

При анализе причин неудачной стабилизации лунного спутника «ЛУНА-11» для фотографирования лунной поверхности (1966) было установлено, что

газодинамические возмущения, возникающие при различных операциях, сопровождающихся истечением газов через стравливающие дренажные отверстия, могут приводить к дестабилизации спутника и, как следствие, к нештатным ситуациям. Были разработаны определенные рекомендации, которые позволили стабилизировать лунный спутник «ЛУНА-12» и впервые обеспечить надёжное и качественное фотографирование поверхности ЛУНЫ (А.А. Чурилин, Б.С. Кирнасов). В дальнейшем аэродинамики ЦНИИмаш контролировали проекты космических кораблей по «Единой схеме размещения надстроек в районах двигателей, стравливающих и дренажных отверстий, выступающих за обводы корабля».

Для совершения мягкой посадки на поверхность ЛУНЫ и МАРСА необходимо было использовать на конечном участке тормозные двигатели. Воздействие струй тормозного двигателя на посадочную поверхность вызывает ее эрозию и приводит к формированию отраженной двухфазной «веерной» струи, которая, обтекая элементы конструкции аппарата, создает на них аэродинамические нагрузки. Поэтому необходимо было провести исследования, направленные на получение суммарных и распределенных нагрузок на посадочный аппарат и на посадочную площадку. Совместно с профильными НИИ был создан ряд образцов, являющихся аналогами лунного грунта. Была разработана модель лунного посадочного аппарата для «холодных» и «горячих» испытаний и модель, имитирующая различные положения посадочной площадки по отношению к аппарату, которые испытывались в аэродинамической (У-6) и ударной (У-12) трубах (Е.М. Калинин и др.).

В 1967 году с использованием численного метода интегральных соотношений Дородницына-Белоцерковского впервые в СССР была решена задача о взаимодействии истекающей в вакуум струи с поверхностью преграды (Н.Е. Храмов). Разработанные программы использовались при наземной отработке изделий, в частности, для определения газодинамических нагрузок при посадке аппаратов на ЛУНУ и МАРС.

Следующий этап лунной программы после доставки на ЗЕМЛЮ образцов лунного грунта заключался в доставке на ЛУНУ самоходного аппарата «ЛУНОХОД-1» (Ефанов В., Мартынов М., Пичхадзе К., 2012).

В течение 1967–1970 гг. аэродинамики ЦНИИмаш экспериментально решили задачу определения величин возмущающих сил и моментов при посадке аппарата Е-8 с луноходом для различных его положений относительно посадочной поверхности и дали рекомендации по их уменьшению. Успешная посадка Е-8 с луноходом была осуществлена 17 ноября 1970 года,

после чего он функционировал в течение десяти с половиной месяцев. Эти рекомендации ЦНИИмаш в дальнейшем всегда закладывались в исходные данные для расчета динамики при проектировании новых космических аппаратов (Е.М. Калинин, А.А. Чурилин, А.М. Мельбард, В.И. Усков, Н.Е. Храмов).

Аэродинамические исследования в обеспечение создания автоматических аппаратов для исследования ВЕНЕРЫ, МАРСА и возвращаемых с ЛУНЫ аппаратов проводились параллельно. Для спуска в атмосфере ВЕНЕРЫ была предложена форма аппарата, рассчитанного на прямой вход, баллистический спуск и мягкую посадку на ее поверхность. Были определены аэродинамические характеристики спускаемых аппаратов «ВЕНЕРА-4...-7» в широком диапазоне чисел Маха с учетом влияния показателя адиабаты.

Серьезно стоял вопрос об обеспечении стабилизации в атмосфере Венеры посадочного аппарата на завершающей стадии спуска на поверхность планеты. Предварительные исследования в ЦНИИмаш показали возможность стабилизации аппарата с использованием зубчатого кольца, расположенного на поверхности аппарата. Окончательную проверку этой возможности предполагалась провести путем сброса макета аппарата с вертолета. Однако высокая стоимость такого эксперимента и сжатые сроки отработки требовали другого решения. Была создана динамически подобная легкая модель посадочного аппарата, на уровне изобретения разработана специальная методика эксперимента и проведены её лабораторные испытания методом свободного падения. Полученные результаты показали эффективность предложенного устройства (А.С. Бойко, В.И. Штейер, А.А. Чурилин). Это позволило разработчику принять решение о пуске аппарата без вертолетных испытаний. Запуск дал положительные результаты, подтвердив правильность принятых решений. Элементы зубчатого стабилизатора посадочного аппарата хорошо видны на снимках поверхности ВЕНЕРЫ, сделанных этим аппаратом (рисунок 2).



рисунок 2. Снимок поверхности ВЕНЕРЫ, сделанный посадочным аппаратом

Проведены исследования по выбору рациональной формы, и с высокой точностью экспериментально определены стационарные и демпфирующие аэродинамические характеристики аппаратов «МАРС-2» и «МАРС-3» для условий, близких к натурным (М.Н. Казаков, К.А. Стекениус). Работы по этому направлению продолжались и в последующие годы (рисунок 3).



рисунок 3. Модель марсианской станции в аэродинамической трубе при $M=6$

В ЦНИИмаш проводились также работы по выбору рациональной формы спасаемых (в случае возникновения нештатных ситуаций на участке выведения) изотопных источников энергии и определялись их аэродинамические характеристики. Они диктовались тем, что не исключался вариант разрушения корпуса генератора под воздействием аэродинамического нагрева и дальнейший спуск отдельных топливных элементов с ампулами изотопа, радиационную безопасность которых безусловно нужно было обеспечить. Сложность задачи усугублялась тем, что сами ампулы являлись тепловыделяющими элементами и требовалось осуществлять отвод от ампул выделяемого ими тепла, так как перегрев ампул мог привести к их разрушению. В результате исследований была выбрана рациональная форма топливного элемента, представляющая собой обратный усеченный конус с углом полураствора $1,5^\circ$ и с пластинами пассивной стабилизации в кормовой части (М.Н. Казаков, Б.Н. Даньков, К.Г. Омельченко). Такие топливные блоки использовались на «ЛУНОХОДАХ» (1970 и 1973 гг.). Работа была удостоена серебряной медали ВДНХ.

Длительные межпланетные перелёты выдвинули также новые задачи в части исследований влияния

факторов космического пространства (вакуум, температурный режим, солнечное ультрафиолетовое излучение, атомарный кислород, высокоэнергетические частицы) на конструкционные материалы и их испаряемость, оптические свойства терморегулирующих покрытий и загрязнение оптических приборов, на работоспособность пар трения и пр. Разработанные в эти годы научный задел и вакуумные камеры (В.В. Козёлкин, В.Н. Васильев, В.И. Вышванюк, Н.А. Цеев и др.) помогли в отработке указанных вопросов для ряда изделий НПО им. С.А. Лавочкина.

Созданные под руководством Главного конструктора Г.Н. Бабакина космические аппараты для полётов к ЛУНЕ, ВЕНЕРЕ и МАРСУ являются гордостью отечественной космонавтики. С его именем связаны первые мягкие посадки на ЛУНУ, ВЕНЕРУ и МАРС, первая доставка образцов лунного грунта на ЗЕМЛЮ в автоматическом режиме, первый луноход, первый искусственный спутник ЛУНЫ (Борисов М., 1982). Вклад Георгия Николаевича Бабакина в отечественную космонавтику общепризнан и неоспорим.

список литературы

Анфимов Н.А., Губайдуллин В.Ш., Евич А.Ф. К 40-летию доставки с ЛУНЫ на ЗЕМЛЮ образцов грунта и начала работы мобильной лунной исследовательской лаборатории «ЛУНОХОД-1» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 22-26.

Борисов М. Кратеры Бабакина. М.: Знание, 1982. 160 с.

Ефанов В., Мартынов М., Пичхадзе К. Космические роботы для научных исследований // Наука в России. 2012. № 1. С. 1-14.

Так это было... Мемуары Ю.А. Мозжорина. Мозжорин в воспоминаниях современников. М.: ЗАО «Международная программа образования», 2000. 568 с.

Успенский Г.Р. Космические хроники. М.: Инвенция, 2004. 252 с.

Хартон В.В., Зеленый Л.М., Мартынов М.Б. 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.

Шевалёв И.Л. Шесть лет и вся жизнь конструктора Г.Н. Бабакина. Химки, Московская обл., ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2004. 168 с.

Статья поступила в редакцию 24.02.2014 г.

**СОТРУДНИЧЕСТВО,
ОБОГАТИВШЕЕ ВСЕХ****THE COLLABORATION THAT
ENRICHED EVERYBODY**

Ю.М. Головин¹,
доктор технических наук,
kerc@elnet.msk.ru,
uragol50@mail.ru;
Yu.M. Golovin

Дана оценка роли Г.Н. Бабакина в развитии ракетно-космической деятельности. Рассмотрены результаты плодотворного сотрудничества Г.Н. Бабакина с ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша».

*Ключевые слова: Г.Н. Бабакин;
главный конструктор; космический аппарат;
ЛУНА; ВЕНЕРА; МАРС.*

Начало плодотворного сотрудничества НПО им. С.А. Лавочкина и ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (РНИИ, НИИ-3, НИИ-1, НИИ Тепловых процессов) уходит в далекие предвоенные годы. Снаряженные реактивными снарядами истребители ЛаГГ-3 существенно повысили свою боевую мощь, что было исключительно важно в годы Великой Отечественной Войны (Резниченко С.Н., 2007).

Особенно активно совместные работы предприятий развернулись после того, как в НИИ-1 были собраны ученые и конструкторы, возглавляемые выдающими исследователями: М.М. Бондарюком, В.П. Глушко, Л.С. Душкиным, А.М. Исаевым, А.М. Люлькой (Исследовательский центр им. М.В. Келдыша, 2003).

Выдающейся разработкой под руководством главного конструктора С.А. Лавочкина при научном руководстве директора НИИ-1 М.В. Келдыша стало создание МКР «БУРЯ». И хотя МКР «БУРЯ» даже

The article gives an assessment of G.N. Babakin's role in development of rocket-space activities. The results of effective cooperation between G.N. Babakin and Keldysh Research Centre are considered.

*Key words: G.N. Babakin;
Chief Designer; spacecraft;
the MOON; VENUS; MARS.*

после успешных летных испытаний не была принята на вооружение, многие технологии, прежде всего по тепловой и прочностной отработке ракет, актуальны и сейчас.

Ключевым событием, повлиявшим на судьбу предприятий, стало образование в 1965 году Министерства общего машиностроения. По инициативе С.П. Королева функции НПО им. С.А. Лавочкина существенно изменились. Предприятие сосредоточилось на создании автоматических межпланетных станций (АМС) для исследования ЛУНЫ, ВЕНЕРЫ, МАРСА, а также искусственных спутников ЗЕМЛИ прикладного назначения.

В этот переходный период, НПОЛ возглавил Георгий Николаевич Бабакин. На посту главного конструктора предприятия он находился со 2 марта 1965 года по 3 августа 1971 года и сделал за это время так много, что созданные под его руководством

¹ Государственный научный центр Российской Федерации – Федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша» (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»), Россия, Москва.

State Research Centre of the Russian Federation – Federal State Unitary Enterprise «Keldysh Research Centre», Russia, Moscow.



Г.Н. Бабакин и М.В. Келдыш

космические аппараты пережили своего Главного на десятилетия.

В это же время несколько меняется и тематическая направленность работ ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Наиболее тесным и плодотворным было сотрудничество наших предприятий в осуществлении программы исследования ВЕНЕРЫ. Научным руководителем программы стал заместитель начальника Центра будущий академик Всеволод Сергеевич Авдуевский. При этом сотрудниками Центра были решены сложные проблемы обеспечения тепловых режимов, теплозащиты и разработки бортовой аппаратуры АМС «ВЕНЕРА» (Головин Ю.М., Гафаров А.А., 2012).

В начале космической эры ВЕНЕРА представляла наибольший интерес для исследователей. Размеры – близкие к размерам ЗЕМЛИ. Несколько большая близость к СОЛНЦУ могла компенсироваться плотными облаками, не допускающими до поверхности значительного количества солнечной энергии. Существовали даже теории о возможности жизни на планете.

Трудности, с которыми столкнулся коллектив, руководимый Г.Н. Бабакиным, превзошли все ожидания. Температура на поверхности планеты $\sim 500^{\circ}\text{C}$, давление около 100 атм. Все это пришлось определять методом проб и ошибок, а потом создавать аппарат и бортовую аппаратуру, которая будет работать в таких экстремальных условиях.

На спускаемых аппаратах (СА) АМС «ВЕНЕРА-4», -5, -6», созданных в НПО им. С.А. Лавочкина под руководством Г.Н. Бабакина и запущенных в 1967–1969 гг., были проведены измерения температуры, давления и плотности атмосферы, что стало ключевым для понимания физики атмосферы планеты, разработки первой модели атмосферы, принятия важных конструктивных решений при проектировании АМС «ВЕНЕРА» следующих поколений.

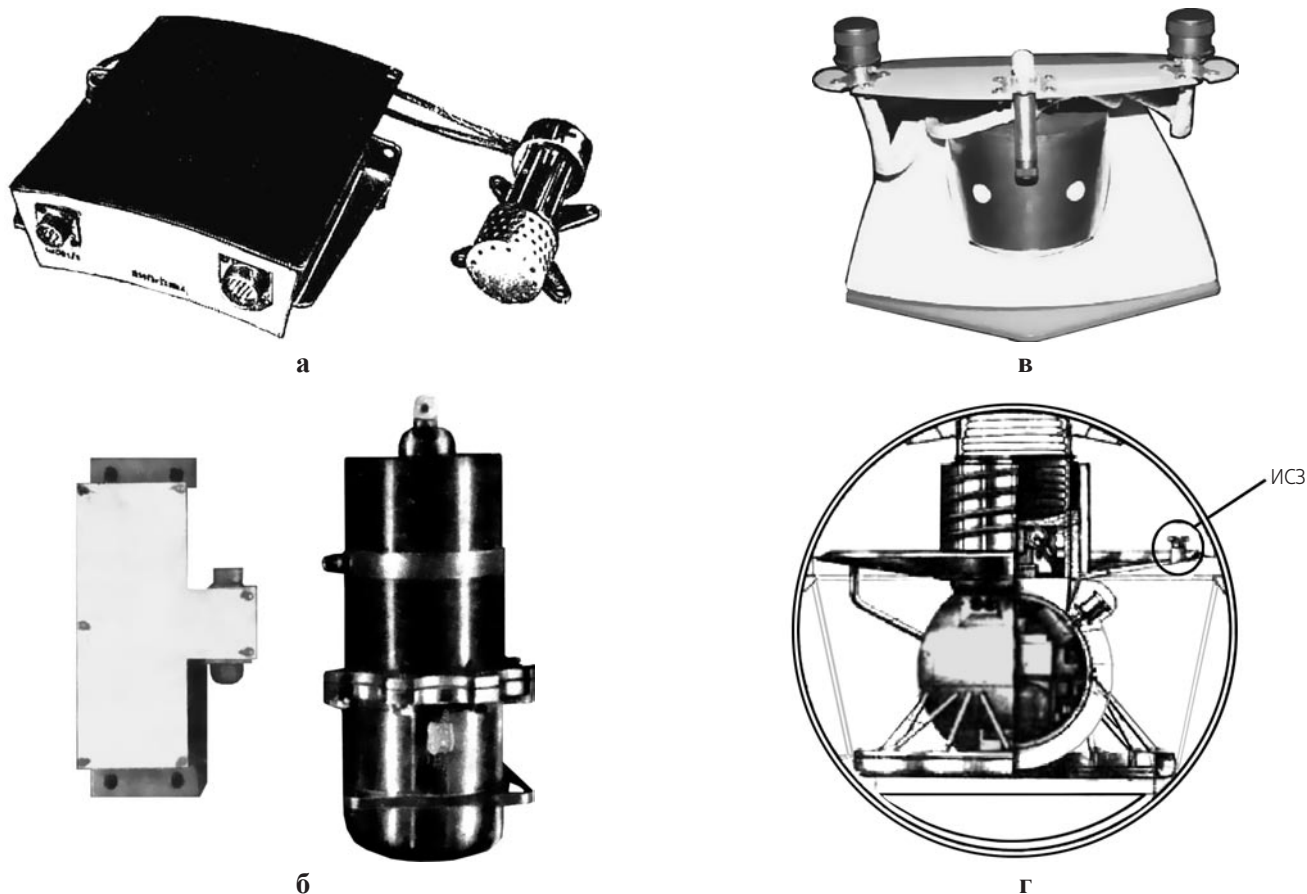
Для СА «ВЕНЕРА-5» и «ВЕНЕРА-6» сотрудниками Центра Келдыша под руководством В.С. Авдуевского

был разработан прибор камертонного типа для измерения плотности атмосферы (рисунок 1а). Принцип действия камертонного плотномера основан на изменении амплитуды колебаний камертона со специальным возбуждением в зависимости от плотности среды. Пластины вилки камертона толщиной 0,6 мм и шириной 12 мм были выполнены из стали. Добротность прибора составляла ~ 300 . Катушкой возбуждения поддерживался режим автоколебаний при частоте $f=160$ Гц от генератора с электронной обратной связью, при стабильности частоты не хуже 1 Гц. Постоянство уровня энергии на катушке возбуждения обеспечивалось электронной схемой амплитудного ограничения. Величина изменения декремента затухания в диапазоне измерений – около 30. Электрический сигнал, пропорциональный амплитуде колебаний, а значит, и плотности среды, снимался с измерительной катушки, укрепленной на одной из пластин вилки камертона.

Неизведанность свойств атмосферы ВЕНЕРЫ не позволили с первой попытки достичь ее поверхности. Аппарат «ВЕНЕРА-4» через 1,5 часа работы в атмосфере «замолчал» при внешнем давлении 18 атм, хотя был рассчитан на 10 атм. Аппараты «ВЕНЕРА-5» и «ВЕНЕРА-6» были рассчитаны на 25 атм, но уже при 27 атм температура достигла 320°C , и аппарату-



В.С. Авдуевский – научный руководитель работ по исследованию планеты ВЕНЕРА



а – прибор ВИП для измерения распределения плотности по высоте атмосферы планеты ВЕНЕРА;
б – прибор ИОВ-72 для регистрации распределения освещенности по высоте атмосферы ВЕНЕРЫ;
в – фотометр ИОВ-75; **г** – СА АМС «ВЕНЕРА» с измерителем скорости ветра.

рисунки 1. Аппаратура для исследования планеты ВЕНЕРА разработки НИИТП

ра не выдержала. Это был январь 1969 года. А уже 15 декабря 1970-го спускаемый аппарат станции «ВЕНЕРА-7» опустился на поверхность ВЕНЕРЫ, и впервые в течение 23 минут ЗЕМЛЯ принимала радиосигналы с поверхности другой планеты Солнечной системы. По сегодняшним меркам это фантастически короткий период.

Как образно заметил академик М.Я. Маров: «Установленные на первых автоматических станциях «ВЕНЕРА» приборы позволили осуществить комплекс прямых измерений в атмосфере с крайне неопределенными значениями параметров и неизвестным характером их распределения по высоте. Сложность задачи первых измерений обусловила в отдельных случаях их оценочный характер. Вместе с тем уже первые измерения дали возможность получить важнейшие сведения об основных физических характеристиках атмосферы планеты и перейти к комплексной программе исследований» (Кузьмин А.Д., Маров М.Я., 1974).

В 1970 году перед Центром Келдыша была поставлена задача – разработать аппаратуру для измерения освещенности в атмосфере и на поверхности ВЕНЕРЫ. Условия работы аппаратуры отличались

чрезвычайной жесткостью, температура на поверхности $\sim 500^{\circ}\text{C}$, давление около 100 атм, 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 (рисунки 1б).

Фотометрический эксперимент на СА «ВЕНЕРА-8» позволил получить принципиально важные пионерские результаты. При высоте СОЛНЦА над горизонтом $5,5^{\circ} \pm 2,5^{\circ}$ освещенность на поверхности планеты оказалась равной 400 лк. На высоте 32 ± 3 км была зафиксирована нижняя граница облачного слоя. Вы-

полненные 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 1в), 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.

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 планеты. 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.

Одновременно 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 1г). На высоте около 1 м от поверхности был обнаружен ветер, со скоростью 0,5...1 м/с несильно 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.

В целом научные результаты, полученные по итогам первых экспедиций на Венеру, получили мировое признание, а В.С. Авдуевский и В.Я. Лихущин вместе с коллективом сотрудников НПО им. С.А. Лавочкина были в 1976 году удостоены Ленинской премии.

Поражает количество космических миссий, успешно реализованных руководимым Г.Н. Бабакиным коллективом, за короткий период (2 марта 1965 года по 3 августа 1971 года):

«ЛУНА-9» – первая в мире мягкая посадка, первая передача телевизионной панорамы с поверхности ЛУНЫ (1966 г.);

«ЛУНА-10» – первый в мире искусственный спутник ЛУНЫ (1966 г.);

«ЛУНА-11» – второй искусственный спутник ЛУНЫ (1966 г.);

«ЛУНА-12» – третий искусственный спутник ЛУНЫ, фотографирование лунной поверхности (1966 г.);

«ЛУНА-13» – мягкая посадка на ЛУНУ, первые измерения механических характеристик лунного грунта (1966 г.);

«ЛУНА-14» – отработка нового перспективного радиокомплекса с орбиты искусственного спутника ЛУНЫ (1968 г.);

«ЛУНА-15» – станция нового поколения, предназначалась для забора и доставки на Землю образцов лунного грунта. Потерпела аварию при посадке на ЛУНУ (1969 г.);

«ЛУНА-16» – первая в мире автоматическая доставка на ЗЕМЛЮ образцов лунного грунта (1970 г.);

«ЛУНА-17» – доставка на ЛУНУ автоматической подвижной лаборатории «ЛУНОХОД-1» (время функционирования 322 суток, пройденный путь – 10,5 км (1970 г.);

«ВЕНЕРА-4» – первое изучение атмосферы ВЕНЕРЫ с помощью спускаемого аппарата. 1,5 часа продолжалось изучение физико-химических параметров атмосферы планеты (1967 г.);

«ВЕНЕРА-5» и «ВЕНЕРА-6» – проведение исследований в окрестностях планеты, зондирование атмосферы планеты спускаемыми аппаратами (произведено более 70 измерений давления и более 50 измерений температуры (1969 г.);

«ВЕНЕРА-7» – первая в мире передача информации с поверхности ВЕНЕРЫ (1970 г.);

«МАРС-2» и «МАРС-3» – спускаемый аппарат станции «МАРС-3» впервые в мире совершил мягкую посадку на поверхность и передал сигнал с планеты, орбитальные аппараты обеих станций стали искусственными спутниками МАРСА (1971 г.);

Кроме того, создана серия космических аппаратов прикладного назначения.

Главное наследие Георгия Николаевича Бабакина – разработанные им передовые технологии, выдающиеся научные результаты и сплоченный коллектив высококвалифицированных специалистов, способный решать самые сложные задачи.

список литературы

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 им. М.В. Келдыша, 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники / Редкол.: А.С. Коротеев, А.А. Гафаров и др. М.: Машиностроение, 2003. 440 с.

Кузьмин А.Д., Маров М.Я. Физика планеты ВЕНЕРА. М.: Наука, 1974. 408 с.

Резниченко С.Н. Реактивное вооружение советских ВВС 1930-1945. М.: Бедретдинов и Ко, 2007. 1056 с.

Статья поступила в редакцию 27.01.2014 г.

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ СОТРУДНИЧЕСТВО ДЛИННОЮ 50 ЛЕТ

SCIENTIFIC AND TECHNICAL COLLABORATION OF 50-YEAR DURATION

Е.Л. Межирицкий¹, Е.А. Ивановский¹, Л.Н. Коврижкин¹, С.Н. Журавенков¹, В.К. Христофоренко¹,
доктор технических наук, *info@npcap.ru*; старший научный сотрудник, *info@npcap.ru*; *info@npcap.ru*;
Е.А. Ivanovskiy, S.N. Zhuravenkov, V.K. Khristophorenko
info@npcap.ru; L.N. Kovrizhkin

Статья посвящена воспоминаниям сотрудников ФГУП НППАП им. академика Н.А. Пилюгина об участии в совместных работах по лунной программе с Г.Н. Бабакиным – выдающимся создателем космических аппаратов для исследования ЛУНЫ и планет СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ.

Ключевые слова: система управления; ЛУНА; лунная станция; МАРС; спускаемый аппарат.

The article deals with the memories of Academician Pilyugin Centre's employees about cooperation on the lunar program with Georgy N. Babakin – the outstanding spacecraft designer for the MOON and SOLAR SYSTEM planets research.

Key words: control system; the MOON; lunar station; MARS; Descent Vehicle.

НПО им. С.А. Лавочкина является головным предприятием по созданию автоматических космических комплексов для фундаментальных космических исследований, с его именем связана яркая страница в истории освоения космоса – исследование ЛУНЫ, ВЕНЕРЫ и МАРСА, КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ и спутника МАРСА – ФОБОСА (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина*, 2007).

В 1965 году по инициативе С.П. Королева предприятию передали одну из тем, которой занималось ОКБ-1, – тему дальнего космоса и ЛУНЫ (*РКК «Энергия» 1946–1996*, 2003).

Космический период деятельности предприятия и его главного конструктора – Г.Н. Бабакина начался с решения проблем полетов на ЛУНУ.

Именно в 1965 году было положено начало тесному сотрудничеству наших предприятий. Тогда мало кто знал, что нам придется работать вместе многие десятки лет и с успехом реализовывать проекты по запускам космических аппаратов на планеты солнечной системы. На НИИОАП возлагалось создание систем управления для разгонных блоков и космических аппаратов, осуществляющих полеты на ЛУНУ, ВЕНЕРУ и МАРС.

В создании автоматических КА основной проблемой было обеспечение надежности систем управления, поэтому в разработке СУ постановлениями правительства участвовал коллектив института под руководством Н.А. Пилюгина.

В эти годы осуществлялась обширная программа изучения ЛУНЫ с помощью автоматических межпланетных станций.

Вспоминает заместитель главного конструктора по космическим проектам Е.А. Ивановский: Участие в работах НПО им. С.А. Лавочкина проводилось в рамках подготовки к проведению пусков по теме «МАРС-2», «МАРС-3» в 1973–74 гг.

Тогда я был заместителем технического руководителя по космическим проектам у заместителя главного конструктора Г.А. Кириллюка.

Подготовка этих изделий проходила в очень сжатые сроки. Работы на контрольно-испытательной станции (КИС) НПО им. С.А. Лавочкина велись круглосуточно, без выходных.

В 9.00 ежедневно проводились оперативки у Георгия Николаевича Бабакина, где он заслушивал доклады руководителей служб и представителей организаций о ходе работ.

При подготовке «МАРСА-2» произошел случай, который мог привести к потере изделия. В ночь перед заключительными комплексными испытаниями сотрудники КИСа неправильно подстыковали два наземных разъема. Контроль со стороны ОТК и военной приемки был осуществлен некачественно. Мы начали испытания, и естественно, произошел «Сброс». Проверили схему, разобрались и к 6 часам утра картина прояснилась. Было вариантов два:

¹ ФГУП «НПП автоматики и приборостроения им. академика Н.А. Пилюгина», Россия, г. Москва.

Academician Pilyugin Centre, Russia, Moscow.

1. Остановить все испытания, перепроверить бортовые приборы, далее собрать все снова и повторить все циклы. По времени это 7–10 дней, и значит, не успеем запустить изделие к астрономическому сроку.

2. Провести тщательный анализ схемы на возможность наличия коротких замыканий, собрать схему, тщательно проанализировать по специальной программе и продолжить испытания. Риск был большой.

В 8 утра позвонил Пилюгин и спросил, каковы наши предложения. Я их изложил и сказал, что заказчик требует решения на уровне Главного конструктора. Николай Алексеевич поручил мне подготовить такое решение и подписать его за Главного.

Риск оказался оправданным и «МАРС-2» был отправлен в срок.

Еще хочется вспомнить испытания спускаемых аппаратов. Проводились они на аэродроме Чауда, под Феодосией.

Спускаемый аппарат загружался на самолет и на высоте 6–8 км проводились бросковые испытания с целью отработки парашютной системы, а также правильности выдачи и исполнения команд от радиовысотомеров больших и малых высот. Работы велись только в условиях абсолютной видимости (без облачности) и отсутствия ветра.

За месяц с небольшим нам удалось сделать только три броска, но это дало возможность получить результаты, учесть их конструктивно и впервые решить задачу осуществления посадки на МАРС.

Отдельно хочу отметить исключительно неординарную личность Г.Н. Бабакина. Он на удивление внимательно слушал и своих сотрудников, и смежников, никогда никого не прерывал. Нам молодым Бабакин казался мягким и добрым человеком, при этом мы не могли не восхищаться колоссальным аналитическим умом, способностью быстро и точно принимать верное решение.

Вспоминает испытатель с 54-летним стажем Л.Н. Коврижкин: Одновременно с решением задач по первому запуску человека в космос С.П. Королев начал разрабатывать проект освоения ЛУНЫ с помощью автоматических станций. Этот проект был реализован в виде 6-тиступенчатой ракеты 8К78-Е6, которая должна была доставить к ЛУНЕ автоматическую станцию и осуществить её мягкую посадку для получения достоверных данных о структуре поверхности естественного спутника нашей ЗЕМЛИ.

Создание системы управления для этой ракеты С.П. Королев поручил главному конструктору НИИ-885 Н.А. Пилюгину.

Николай Алексеевич Пилюгин принял решение сосредоточить аппаратуру управления верхними четырьмя ступенями ракеты компактно, в виде отдельного контейнера И100. Выполняя жесткие требования С.П. Королева по уменьшению веса всех систем ракеты, Пилюгин поручил лаборатории В.Л. Лапыгина разработать для И100 командный прибор на базе поплавковых гироскопов, обладавших меньшим весом и высокой точностью. Одновременно, взамен тяжелых гироскопических систем регулирования кажущейся скорости и автомата управления дальностью, были впервые разработаны и применены лёгкие и более точные системы, выполненные на основе электронной счетно-решающей аппаратуры, положившей начало использованию ЭВМ в ракетно-космической технике.

К январю 1963 года проект вышел на этап летно-конструкторских испытаний. Большое количество смежных систем, сложность их взаимодействия, новизна многих конструкторских и технологических решений создали огромные технические и организационные трудности в осуществлении лунного проекта. 12 аварийных пусков в течение трех лет – вот тот тернистый путь, который пришлось пройти, чтобы исследовать и отработать все этапы неизвестной траектории полета станции к ЛУНЕ.

Увеличившийся объем работ по освоению ближнего космоса заставил С.П. Королева в 1965 году пойти на передачу работ, связанных с освоением планет СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ, заводу им. С.А. Лавочкина, во главе которого в это время встал Г.Н. Бабакин.

Освоив переданную Королевым конструкторскую и испытательную документацию, Георгий Николаевич оперативно наладил у себя на заводе изготовление комплекса Е6 (5-я и 6-я ступени ракеты) и автоматической лунной станции и организовал на комплексном испытательном стенде (КИС) их испытания. В проведении испытаний по системе управления принимали участие и сотрудники Пилюгина.

Положительные результаты этой работы позволили Бабакину принять решение на отправку изделия 8К78-Е6 на полигон для проведения натурных испытаний.

31 января 1966 года очередная 13-я попытка посадить автоматическую лунную станцию на ЛУНУ происходила уже под руководством Г.Н. Бабакина.

Ракета-носитель 8К78 выводит лунную станцию на орбиту полета к ЛУНЕ. Наша группа испытателей во главе с заместителем Главного конструктора В.Л. Лапыгиным, вместе с Г.Н. Бабакиным вылетела из

Тюра-Тама в Симферополь для управления полетом с наземного измерительного пункта НИП-10.

Сеанс коррекции орбиты полета прошел успешно. И тут на заседании Госкомиссии, неожиданно для всех Г.Н. Бабакин, высказывает сомнение в удачной посадке станции на поверхность ЛУНЫ из-за непродешней летных испытаний системы РКС.

Попросил слова В.Л. Лапыгин. Обращаясь к председателю госкомиссии и Президенту АН СССР М.В. Келдышу, он на большой школьной доске, стал математически описывать алгоритм управления ракетной двигательной установкой системой РКС. Исписав всю доску уравнениями и подставив в конечный результат цифровые данные, Владимир Лаврентьевич смог убедительно доказать высокую работоспособность нашей системы управления, что и было признано Госкомиссией.

3 февраля 1966 года в соответствии с программой полета начинается сеанс торможения и посадки. Система астронавигации строит лунную вертикаль, и по команде радиовысотомера на высоте 75 км включается тормозная двигательная установка. Система РКС работает нормально. На расстоянии нескольких метров от поверхности система автомата управления дальностью выключает тормозной двигатель. Практически сразу происходит отделение лунной станции и её мягкая посадка на ЛУНУ. Проходят томительные минуты, и по громкой связи в комнате управления раздается: «Есть сигнал, идет картинка лунной поверхности». Радостно улыбающийся Бабакин поздравляет всех с победой.

На утро по радио прозвучал торжественный голос Левитана: «ЛУНА-9 на ЛУНЕ».

Этот полет «ЛУНЫ-9» навсегда развеял сомнения Бабакина в работе Пилюгинского института, и во всех дальнейших своих разработках он использовал нашу систему управления.

Приняв участие в лунной программе, Г.Н. Бабакин сделал следующий шаг в освоении и изучении ЛУНЫ: его предприятие на базе комплекса 8К78-Е6 разработало вариант создания спутника ЛУНЫ, который должен был проводить научные исследования окололунного пространства.

Изготовленное заводом им. С.А. Лавочкина новое изделие 8К78-Е6С после тщательной проверки в КИСе было отправлено на техническую позицию 31-площадки полигона, испытания на которой прошли без замечаний.

31 марта 1966 года был осуществлен успешный запуск со стартовой позиции лунной станции Е6С. После сообщения о штатном выведении бри-

гада НИИАП во главе с В.Л. Лапыгиным вместе с Г.Н. Бабакиным вылетела в Крым для участия в работах на НИП-10. Сеансы коррекции траектории и торможения для перехода на лунную орбиту прошли в соответствии с расчетными данными баллистиков Г.Н. Бабакина.

3 апреля 1966 года произошло отделение лунной станции, получившей название «ЛУНА-10». Она и стала первым, созданным руками человека, спутником ЛУНЫ.

В Москве в это время проходил XXIII съезд КПСС. В духе того времени в качестве приветствия делегатам съезда от работников космической отрасли со спутника по радио была передана мелодия партийного гимна «Интернационал».

В апреле по решению Н.А. Пилюгина дальнейшая работа по СУ изделия 8К78-Е6 и 8К78-МВ была передана в КБ «Салют», руководимое Н.П. Никитиным.

Испытания системы управления очередного изделия 8К-78-Е6С на полигоне проводились сотрудниками «Салюта». Директор Н.П. Никитин попросил Н.А. Пилюгина направить меня на испытания в качестве консультанта. Испытания СУ прошли успешно.

24 августа 1966 года состоялся пуск ракетного комплекса, который прошел без замечаний, и через три дня полета станции под названием «ЛУНА-11» была выведена на орбиту спутника ЛУНЫ (*Штурманы ракет*, 2008).

По программе, разработанной на предприятии Г.Н. Бабакина, была продолжена отработка СУ спутником в различных режимах полета на орбите.

Еще дважды мне пришлось участвовать в работе с изделием предприятия Г.Н. Бабакина.

В октябре 1966 года на орбиту спутника была выведена станция «ЛУНА-12». Г.Н. Бабакин поставил задачу производить с борта станции картографирование поверхности ЛУНЫ с помощью фотографирования с малых высот.

В декабре 1966 года ушла станция «ЛУНА-13», которая передала на ЗЕМЛЮ панорамную картину с нового места посадки и провела исследование лунного грунта с помощью разработанного коллективом Бабакина выносного плотномера.

В последующие годы, опираясь на опыт Е6, Г.Н. Бабакин совместно с Н.П. Никитиным разработали и осуществили проект «ЛУНОХОДА» и впервые в мире решили задачу доставки на ЗЕМЛЮ лунного грунта в автоматическом режиме.

Используя изделие 8К78-МВ, система управления для которого была разработана коллективом Пилюгина, предприятие Бабакина разработало и осуществи-

ло 12 июня 1967 года запуск АМС «ВЕНЕРА-4». При входе в атмосферу ВЕНЕРЫ 18 октября 1967 года впервые был определен её состав, состоящий на 90% из углекислого газа.

Космический аппарат разрушился на высоте 25 км, зафиксировав температуру 265 градусов по Цельсию.

При запуске 5 января 1969 года новой станции «ВЕНЕРА-6», космический аппарат которой вошел в атмосферу ВЕНЕРЫ 17.05.1969 года, были переданы данные о газовом состоянии атмосферы планеты уже на высоте 18 км.

Модернизированная автоматическая станция «ВЕНЕРА-7», запущенная РН 8К78-МВ 17 августа 1970 года, обеспечила мягкую посадку спускаемого аппарата (СА) на поверхность Венеры, где была измерена температура поверхности планеты в 475 градусов по Цельсию.

Моя новая работа с предприятием им. С.А. Лавочкина состоялась уже в начале 1970 года, когда Г.Н. Бабакиным был разработан проект полета АМС к планете МАРС. В проект было заложено два изделия: «МАРС-2, -3», которые выводились на траекторию полета к планете трехступенчатым носителем «ПРОТОН». Оба изделия имели в своем составе орбитальный корабль и разгонный блок «Д», разработку системы управления которых Бабакин снова поручил нашему институту. К этому времени у нас уже был опыт разработки вычислительной машины в составе СУ, применение которой обеспечивало многократную коррекцию траектории полета.

В состав комплекса «МАРС-3» входил дополнительно разработанный Бабакиным спускаемый аппарат, заниматься системой управления которого поручили моей лаборатории.

По проекту было определено, что для перехода спускаемого аппарата на траекторию посадки после его отделения от орбитального корабля закладывалась коррекция этой траектории с помощью включения ракетного двигателя самого СА.

Управление этим этапом осуществляла наша система управления.

Г.Н. Бабакиным был спроектирован оригинальный вариант вхождения СА в атмосферу МАРСА. Для погашения второй космической скорости спускаемый аппарат имел специальный конус, который одновременно обеспечивал угловую аэродинамическую стабилизацию аппарата. Датчик обратного ускорения определял момент перехода на первую космическую скорость и подавал в СУ сигнал на сброс тормозного конуса.

При достижении определенного давления в атмосфере МАРСА датчиком давления подавалась команда на выпуск тормозного парашюта, на стропах которого был закреплен тормозной ракетный двигатель. Включение и выключение РД проводилось по командам с заложенных Бабакиным радиовысотомеров больших и малых высот соответственно. Исполнение этих команд возлагалось на СУ. Таким многоступенчатым способом погашения скорости обеспечивалась мягкая посадка СА на поверхность МАРСА.

Разработанный предприятием Бабакина, этот проект почти полностью был использован при полете на МАРС уже в 21 веке Европейским космическим агентством.

28 мая 1971 года был запущен в полет корабль «МАРС-3», а 14 ноября 1971 года проведена коррекция его орбиты с помощью двигательной установки разгонного блока «Д». После этого по команде из вычислительной машины орбитального корабля СА отделился и начал самостоятельный полет к планете. Затем включением корректирующего двигателя СА он был переведен на траекторию посадки. Все этапы полета в атмосфере МАРСА прошли по разработанной Бабакиным программе, и 3 декабря 1971 года произошла первая в мире удачная посадка спускаемого аппарата на поверхность МАРСА.

Заложенные Г.Н. Бабакиным разработки космических межпланетных кораблей обеспечили создание новых типов автоматов для продолжения исследования планет СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ, на которых стояли системы управления главного конструктора Николая Алексеевича Пилюгина. Так, 8 июня 1975 года стартовал корабль «ВЕНЕРА-9», орбитальный корабль которого стал первым искусственным спутником планеты ВЕНЕРА.

30 октября 1981 года был запущен корабль «ВЕНЕРА-13», спускаемый аппарат которого сел на поверхность ВЕНЕРЫ 1 марта 1982 года и передал цветное изображение панорамы поверхности, а также провел химический анализ пород планеты и исследование облачного слоя атмосферы.

2 и 7 июня 1983 года были запущены корабли «ВЕНЕРА-15, -16» для картографирования поверхности планеты (*Страницы космической истории*, 2003).

Вспоминая годы совместной работы с сотрудниками предприятия НПО им. С.А. Лавочкина, необходимо отметить, тот доброжелательный дух взаимодействия, доверия, взаимного уважения, который был создан благодаря прекрасным человеческим качествам самого Георгия Николаевича Бабакина. Эти

отношения между нашими предприятиями сохраняются и при сегодняшних совместных работах по выведению различных спутников разгонным блоком «ФРЕГАТ», на котором продолжают стоять и СУ нашей разработки.

Вспоминает испытатель С.Н. Журавенков: Логическим продолжением лунной программы после Е6 стало создание космических аппаратов Е8 (доставка на ЛУНУ космических самоходных аппаратов) и Е8-5 (забор лунного грунта и доставка его на Землю).

Для разработки системы управления космического аппарата Георгий Николаевич Бабакин выбрал КБ «Салют». Фирма под руководством Николая Петровича Никитина имела большой опыт создания авиационных систем, а последнее время занималась эксплуатацией КА Е6.

Разработку гироскопических приборов для системы управления, по предложению Георгия Николаевича, поручили предприятию Виктора Ивановича Кузнецова. Сроки были назначены крайне сжатые. Работа небольшим коллективом КБ «Салют» велась с энтузиазмом. Весь день работали, ночью спали по два-три часа, на раскладушках. По предложению Г.Н. Бабакина, были выделены средства на бесплатное питание в вечернее время. Бортовые вычислительные машины в то время (1966–1969 гг.) только начинали внедряться в состав СУ, поэтому система Е8 была, в основном, аналоговая, хотя для отдельных операций в полете применялись спецвычислители.

Если сегодня много времени и сил уходит на отработку программного обеспечения СУ, то СУ Е8 отработывалась в основном на аппаратном стенде.

На эти работы Бабакин часто направлял своих сотрудников. Отработку СУ вели совместно до глубокой ночи, потом выпивали рюмку-другую (не без этого), ложились на свои раскладушки, а в семь утра приезжал проверяющий из аппарата ЦК КПСС (помню его фамилию – Сальников).

Лунной программе придавалось большое значение. Часто в КБ «Салют» приезжал Л.И. Брежнев – один из замов С.А. Афанасьева, обещал в случае успеха ящик коньяка. Обещание не выполнил.

Лунная гонка была в самом разгаре. Космический аппарат с нашей системой управления был создан, отработан и запущен к ЛУНЕ, наименование ему было «ЛУНА-15», и шел он по траектории на сутки, опережая американский «АППОЛОН-11».

Георгий Николаевич во главе коллектива сотрудников НПО им. С.А. Лавочкина, НПОАП и других

смежных организаций находился на НИП-10 (станция Школьная в Крыму). Полет КА «ЛУНА-15» проходил без единого замечания, но при посадке на поверхность ЛУНЫ случилось непредвиденное, станция сошла с траектории и вместо Моря Спокойствия ударились в скалу в районе Моря Кризисов, а на следующий день «АППОЛОН-11» совершил посадку с астронавтами на борту.

Привезти грунт с ЛУНЫ Советскому Союзу удалось лишь в сентябре 1970 года (на год позднее, чем США).

Однако наш грунт тоже имел большую научную ценность, так как был взят в районе, далеком от посадки «АППОЛОНА-11», кроме того, наша станция была автоматической и все операции по доставке грунта не могли подстраховываться космонавтами.

Утрата приоритета в лунной гонке не сломила упорства Георгия Николаевича и всего коллектива, работавшего по лунной программе. Впоследствии две автоматические станции привозили грунт с ЛУНЫ в районе Моря Изобилия и моря Кризисов, где американцы не бывали. Г.Н. Бабакин активно продвигал создание самоходных лунных аппаратов, и в ноябре того же 1970 года на поверхность ЛУНЫ с посадочной платформы «ЛУНА-17» съехал первый в мире движущийся аппарат для работы на лунной поверхности (*Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б.*, 2010).

«ЛУНОХОД-1» проработал 10 месяцев, провел исследования грунта в 500 точках ЛУНЫ и передал более 200 детальных панорамных ландшафтов лунной поверхности, а дальше был «ЛУНОХОД-2» – тоже детище Бабакина.

Георгий Николаевича всегда отличала внутренняя интеллигентность, тактичность, скромность; у него хватало терпения и времени общаться с рядовыми сотрудниками, своими и смежниками; он не оставлял без внимания предложения «снизу», искал и находил в них рациональное зерно.

При всей своей кажущейся мягкости, он обладал твердым и решительным характером. Помнится такой случай – станция «ЛУНА» подлетала к нашему естественному спутнику, совершила торможение и ушла из радиовидимости (зашла за ЛУНУ). Через определенное (расчетное) время из-за ЛУНЫ появился объект, потерявший стабилизацию.

Дело было под утро, всю ночь мы работали и, глядя на телеметрию кувыркающейся станции, не соображали, что предпринять. Руководство во главе с Г.Н. Бабакиным приняло решение: всем идти в гостилицу и спать, а через пять часов быть на работе

(перед уходом по радиокоманде сняли питание с аппаратуры системы управления).

Последующий анализ выявил пережег кабеля ККП при работе маршевого двигателя во время торможения.

Георгий Николаевич отличался завидной трудоспособностью. Казалось, он никогда не уставал, всегда был ровен, сосредоточен. К сожалению, сверхвысокие нагрузки сказались на его здоровье, и он ушел от нас в возрасте 59 лет.

Планы Георгия Николаевича по исследованию МАРСА, ВЕНЕРЫ, ФОБОСА, КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ уже осуществились созданным им коллективом единомышленников.

В 70-х годах коллектив НИИ АП, учитывая накопленный опыт, приступил к созданию систем управления с использованием БЦВМ. Работа в этом принципиально новом направлении велась под непосредственным руководством главного конструктора академика Н.А. Пилюгина.

Запуск АМС к ВЕНЕРЕ явился сложнейшей научно-технической задачей. Институту необходимо было обеспечить высокую надежность выведения космического аппарата и надежное функционирование приборов системы управления в течение длительного времени полета.

СУ КА должна была обладать широкими возможностями, а также учитывать как предусмотренные, так и случайные ситуации, которые могли возникнуть в процессе полета. Эта система должна была иметь большую гибкость, взаимодействовать с наземными системами и учитывать энергетические возможности РКС в целом. Создавать все это требовалось с учетом минимального веса и габаритов – ведь один килограмм полезного груза, доставляемого на ВЕНЕРУ, соответствовал 100 кг стартового веса на ЗЕМЛЕ.

Эта работа осложнялась невозможностью предварительных летно-конструкторских испытаний, так как первый же пуск должен был стать целевым.

Надежная работа аппаратуры была достигнута благодаря тщательной отработке всех технических условий в наземных условиях.

Несмотря на высокие требования к аппаратуре, система управления была отработана и применена на ряде станций, предназначенных для исследования дальнего космоса.

Сегодня в создании РБ «ФРЕГАТ» совместно с НПО им. С.А. Лавочкина принял участие ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. академика Н.А. Пилюгина» (Моро-

зов В.В., Трунов Ю.В., Комиссаров А.И., Пак Е.А. и др., 2014).

В рекордно короткий срок были разработаны бортовая и проверочно-пусковая аппаратура, создано проверочное и полетное математическое обеспечение, проведена полная отработка СУ на комплексном и моделирующих стендах, и уже 9 февраля 2000 года состоялся первый пуск РБ «ФРЕГАТ» на РН «СОЮЗ-2» с полезной нагрузкой «Демонстратор».

При разработке аппаратуры все логические вычислительные операции по управлению исполнительными органами РБ «ФРЕГАТ» были возложены на БЦВМ, за счет чего появилась возможность существенно упростить коммутационные приборы, и тем самым сократить количество аппаратуры, а также увеличить надежность СУ.

Для обеспечения требуемой точности выведения полезной нагрузки при длительных орбитальных полетах в состав СУ ввели аппаратуру спутниковой навигации, которая связала командный комплекс РБ «ФРЕГАТ» с глобальной спутниковой навигационной системой. Это позволило компенсировать «уходы» ГСП и уменьшить погрешности параметров выведения полезной нагрузки в пять-семь раз.

список литературы

Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. доктора технических наук, профессора Г.М. Полищука. Химки: ООО «БЛОК-Информ-Экспресс», 2007. 370 с.

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

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

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

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

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

Статья поступила в редакцию 03.04.2014 г.

В ИНТЕРЕСАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СТРАТЕГИЧЕСКОЙ СТАБИЛЬНОСТИ И ВОЕННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ РОССИИ



О.Ю. Аксёнов¹,
профессор, доктор
технических наук,
aks974@yandex.ru;
O.Yu. Aksenov

Рассмотрена историческая необходимость создания космического эшелона системы предупреждения о ракетном нападении и его роль в информационном обеспечении стратегического ядерного сдерживания. Показан вклад Г.Н. Бабакина в создание первой космической системы обнаружения стартов баллистических ракет, которая на протяжении многих десятилетий была одним из гарантов стратегической стабильности в мире и военной безопасности России.

Ключевые слова:

*стратегическая стабильность; безопасность;
космическая система обнаружения стартов
баллистических ракет;
группировка космических аппаратов
на высокоэллиптических орбитах.*

Летом 1953 года в распоряжение руководства нашего государства поступила информация об испытаниях в США баллистической ракеты «РЕДСТОУН» с дальностью полета 300 км, способной нести ядерную боеголовку (Конюхов С.Н. и др., 2010).

Важную роль в ускорении создания нового наступательного оружия США – баллистических ракет с ядерными боеголовками – сыграли Вернер фон Браун и не-

IN THE INTERESTS OF STRATEGIC STABILITY AND MILITARY SECURITY OF RUSSIA



Ю.Н. Третьяков¹,
профессор, доктор
технических наук,
tret1952@yandex.ru;
Yu.N. Tretiyakov

There are some considerations of a historical necessity of development of space echelon for the missile warning system and its role in information support for strategic nuclear deterrent. Contribution of G.N. Babakin in development of the first space system for detection of ballistic missiles takeoffs is shown, which during many decades was one of the guarantors of strategic stability in the world and military security of Russia.

Key words:

*strategic stability; security;
space system for detection
of ballistic missiles takeoffs;
spacecraft cluster
in high-elliptical orbits.*

мецкие специалисты-ракетчики, вывезенные в США после окончания Второй мировой войны. Влиятельным американским политикам побежденная Германия стала казаться предпочтительнее в качестве будущего партнера, чем их союзник по антигитлеровской коалиции – СССР. Соперничество СССР и западных держав лежало, прежде всего, в плоскости геополитических интересов. Разгоралась холодная война.

¹ Научно-исследовательский центр ракетно-космической обороны, Россия, г. Москва.

Anti-Ballistic Missile & Anti-Satellite Defense Centr, Russia, Moscow.

Уже в начале 1950-х годов благодаря проделанной работе американских и немецких специалистов в США был сделан вывод о технической осуществимости создания баллистических ракет с дальностью полета до 8000 км, что позволило в 1954 году приступить к практической разработке первой жидкостной межконтинентальной баллистической ракеты «АТЛАС», через год – ракеты «ТИТАН». Первый успешный пуск межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) «АТЛАС» состоялся в 1957 году. В этом же году была испытана баллистическая ракета средней дальности «ЮПИТЕР» с термоядерным зарядом мощностью 1,4 Мт. В 1958 году поставлена на боевое дежурство баллистическая ракета средней дальности «ТОР» с ядерным зарядом мощностью 1,4 Мт. В этом же году США приступили к размещению баллистических ракет «ЮПИТЕР» и «ТОР» в Англии, Италии и Турции. Дальность действия ракет достигала 3000 км. Впервые баллистические ракеты противника с ядерными боевыми частями могли реально поражать военные и гражданские объекты на территории СССР.

Между тем Пентагон приступил к разработке ракеты второго поколения – «МИНИТМЕН-1». Это была твердотопливная ракета, а значит, время её подготовки к старту было минимальным.

К концу 1962 года на базах ВВС США было развернуто уже 200 МБР: 126 «АТЛАС», 54 «ТИТАН-1» и 20 МБР «МИНИТМЕН-1». Работы в этом направлении энергично наращивались, и к 1965 году США имели около 900 МБР. Суммарная ядерная мощность зарядов составляла примерно 1000–1200 Мт, что позволяло дважды уничтожить военно-экономический потенциал СССР (Конюхов С.Н. и др., 2010).

Значительные успехи Соединенных Штатов в области развития ракетно-ядерных средств нападения коренным образом изменили всю военно-политическую обстановку в мире. Военно-политическое руководство США в своих агрессивных планах главную роль стало отводить перспективным носителям ядерного оружия – баллистическим ракетам. Ракетно-ядерное оружие стало главным козырем американской дипломатии.

Межконтинентальные баллистические ракеты, оснащенные ядерным боезарядом, стали рассматриваться как абсолютное оружие. Они были абсолютно неуязвимы для всех средств противовоздушной обороны, а система противоракетной обороны только создавалась. В стратегическом плане МБР можно было реально противопоставить только угрозу ответ-

ных ядерных ударов по агрессору отечественными межконтинентальными баллистическими ракетами.

Борьба за ракетно-ядерное превосходство между СССР и США приобрела решающее значение. Сам факт обладания или потенциальная возможность применения ядерного оружия неизбежно влияет на характер действий противоборствующих сторон. Под влиянием этого фактора перед любой страной-участницей военного конфликта, обладающей ядерным оружием, будет стоять вопрос о необходимости и целесообразности его применения. Поэтому все рассмотренные тенденции изменения характера будущих войн и вооруженных конфликтов необходимо рассматривать с учетом этого фактора, способного изменить исход войны в целом.

Анализ современной международной обстановки показывает, что в последние годы конкурентная борьба мировых и региональных центров силы за расширение сфер влияния, в том числе и за счет получения доступа к геостратегическому и экономическому потенциалу России, обострилась. Поэтому в шкале приоритетов безопасности России как в те далекие годы, так и сейчас одно из первых мест занимает военная безопасность, под которой понимается состояние защищенности государства от военных угроз и возможной агрессии со стороны других государств.

Нейтрализация военной угрозы безопасности Российской Федерации в настоящее время базируется на стратегическом сдерживании, основой которого в условиях недостаточно высоких боевых возможностей Сил общего назначения является ядерное сдерживание.

Для реализации механизма ядерного сдерживания России необходимо иметь системы, обеспечивающие достоверное и своевременное вскрытие факта, масштаба и источника угрозы безопасности государства, а также боеготовые стратегические ядерные силы, обеспечивающие в случае необходимости нанесение агрессору неприемлемого (заданного) уровня ущерба.

Информационное обеспечение реализации концепции ядерного сдерживания сегодня возложено на Войска воздушно-космической обороны, которые объединяют системы и средства ракетно-космической и противовоздушной обороны.

По роли и значимости в системе обеспечения безопасности государства системы и средства ракетно-космической обороны (РКО) занимают особое место.

Информационные средства РКО обеспечивают возможность адекватной реакции политического и военного руководства на обнаруженные угрозы. Точное знание опасности ракетно-космической обстановки обеспечивает возможность осознанного выбора ответной реакции, соразмерной со степенью угрозы, вплоть до ответно-встречного удара всей мощью стратегических ядерных сил, что является фактором сдерживания от применения ракетных и космических средств нападения любого их обладателя, дорожащего своим существованием.

Информационной основой РКО является система предупреждения о ракетном нападении (СПРН). СПРН обеспечивает высшее руководство страны и все звенья управления вооруженными силами полной, своевременной и достоверной информацией о старте баллистических ракет, ракетном нападении, государстве-агрессоре, атакуемых районах, времени до падения первых ракет (боевых блоков) и масштабе ракетного удара; создает условия наиболее эффективного применения стратегических ядерных сил во всех вариантах ракетно-ядерных ударов (*Энциклопедия*, 2002).

Учитывая ответственность принимаемых по информации системы ПРН решений, к ней предъявляются высокие требования по достоверности и оперативности выдаваемой информации предупреждения. Это достигается за счет двухэшелонного построения СПРН и использования средств, построенных на разных физических принципах.

Основу наземного эшелона СПРН составляют радиолокационные станции дальнего обнаружения. Космический эшелон системы ПРН представляет собой орбитальную группировку космических аппаратов обнаружения стартов баллистических ракет на высокоэллиптических и геостационарных орбитах. Причем вклад первого (космического) и второго (наземного) эшелонов одинаково важен. По сигналам предупреждения первого эшелона осуществляется принятие предварительных решений на ответные действия стратегических ядерных сил, по второму – принимается окончательное решение о масштабе и способах их применения.

Система ПРН является гарантом своевременного обеспечения Президента Российской Федерации – Верховного Главнокомандующего Вооруженными Силами Российской Федерации высокодостоверной информацией о факте начала ракетного удара со стороны конкретного противника.

Толчком для начала работ по тематике обнаружения стартов баллистических ракет из космоса и созданию космического эшелона системы ПРН стало создание 17 декабря 1959 года Ракетных войск стратегического назначения. На повестку дня был выдвинут важнейший вопрос: кто, когда и как будет отдавать приказ на их применение (*Первов М.А.*, 2003). Логично было предположить, что решение о применении ракетно-ядерного оружия колоссальной разрушительной силы может принять только первое лицо государства. Другой вопрос – на основании какой информации?

За разработку космической системы раннего предупреждения о ракетном нападении взялся В.Н. Челомей, коллектив которого начал разработку спутников для систем противокосмической обороны и морской разведки. В.Н. Челомей предложил создать космическую систему раннего предупреждения. Идея нашла горячую поддержку у Н.С. Хрущева. Предварительные оценки показали, что из космоса можно обнаружить массовый старт баллистических ракет (БР) с ракетных баз на территории США.

30 декабря 1961 года было принято соответствующее постановление ЦК и СМ о создании космической системы раннего предупреждения о массовом запуске межконтинентальных баллистических ракет. Система получила индекс УС-К.

Понимая, что вопрос об обнаружении единичных и групповых стартов баллистических ракет создаваемая космическая система УС-К не решит, В.Н. Челомей и А.Л. Минц предложили дополнительно создать наземный комплекс раннего обнаружения (РО). Базовой основой комплекса РО должны были стать радиолокационная станция дальнего обнаружения «ДНЕСТР», разрабатываемые под руководством А.Л. Минца.

Так были заложены основы современной СПРН. Но на пути её создания пришлось преодолеть многочисленные трудности (*Гаврилин Е.В.*, 2008).

На момент принятия решения о создании космической системы обнаружения стартов баллистических ракет у ведущих специалистов военно-промышленного комплекса были весьма смутные представления о принципах её построения, об аппаратуре обнаружения и управления, об информационных характеристиках факелов работающих двигателей, о фоновых излучениях ЗЕМЛИ, атмосферы, космоса и др.

В основу разработки в качестве аналога был выбран проект американской космической системы

«МИДАС», предусматривающий создание в космосе орбитальной группировки из большого числа космических аппаратов (КА) на низких околоземных круговых орбитах. Время показало всю бесперспективность такого решения. Ведущие специалисты поняли, что даже если удастся решить технические проблемы, с экономическими проблемами не справиться (*Гаврилин Е.В.*, 2008). Для непрерывного контроля ракетных баз США система требовала ежегодного запуска около 100 космических аппаратов, а также создания большого количества наземных пунктов управления и приема информации. Тем не менее, напряженная работа над проектом велась несколько лет.

Провальный проект космической системы обнаружения стартов БР в 1968 году из Центрального конструкторского бюро машиностроения был передан в НПО им. С.А. Лавочкина (НПОЛ) главному конструктору Георгию Николаевичу Бабакину (*Первов М.А.*, 2003).

Г.Н. Бабакин оказался в затруднительном положении. Но здесь в полной мере проявилось его государственное мышление. Он очень хорошо понимал всю важность проекта для обеспечения безопасности государства, поэтому и принял на себя эту задачу, поручив своим ведущим специалистам провести детальный анализ переданных материалов.

Ознакомившись с материалами, специалисты НПОЛ подтвердили поставленный переданному проекту диагноз «дохлой лошади» (*Завалий Н.Г.*, 2003).

На предприятии был разработан оптимальный вариант построения космической системы обнаружения стартов БР. Было предложено перейти на высокоэллиптические орбиты, при этом число спутников уменьшалось до четырех при двойном контроле территории США. Результатом проведенных исследований стал проект тактико-технических требований на космическую систему обнаружения стартов БР, который был утвержден Министром обороны в 1969 году.

Среди специалистов НПО им. С.А. Лавочкина, которые в буквальном смысле спасли проект, необходимо прежде всего назвать Анатолия Григорьевича Чеснокова, которого Г.Н. Бабакин и назначил ведущим конструктором темы.

После принятия на правительственном уровне решения о создании космической системы обнаружения стартов БР с космическими аппаратами на высоко-

эллиптических орбитах НПОЛ пришлось преодолеть немало трудностей для реализации проекта.

Практически с чистого листа были разработаны системы управления, ориентации и стабилизации КА, системы охлаждения фотоприемников бортовой аппаратуры обнаружения, другой электронной аппаратуры приборного контейнера КА; разработаны новейшие технологии изготовления конструктивных элементов КА и др.

Учитывая сжатые сроки изготовления КА и создания системы УС-К, установленные руководящими документами, пришлось оперативно согласовывать с заказчиком и решать многие производственные и организационные вопросы. Здесь проявились большие организаторские способности Г.Н. Бабакина.

В 1971 году в сборочном цехе НПОЛ был собран и установлен первый КА системы УС-К. Задание правительства было успешно выполнено.

Это был первый реальный шаг к созданию космической системы информационного обеспечения стратегической системы ядерного сдерживания, и сделан он был под непосредственным руководством Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской премии, члена-корреспондента АН СССР, доктора технических наук Георгия Николаевича Бабакина прославленным коллективом Научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина.

Особенно приятно отметить, что эти первые шаги мы делали с Вами рядом, и сегодня наш коллектив НИЦ РКО рука об руку с НПОЛ продолжает укреплять обороноспособность Родины.

список литературы

Гаврилин Е.В. Эпоха «классической» ракетно-космической обороны. М.: «Техносфера», 2008. 168 с.

Завалий Н.Г. Рубежи обороны – в космосе и на ЗЕМЛЕ. М.: Вече, 2003. 752 с.

Конюхов С.Н., Красковский В.М., Чобанян В.А. и др. Меч России: Оружие ракетно-ядерного удара. Калуга: Манускрипт, 2010. 492 с.

Первов М.А. Системы ракетно-космической обороны России создавались так. М.: Авиарус-XXI, 2003. 544 с.

Энциклопедия. XXI век. Оружие и технологии России. Том V. Космические средства вооружения / Под общ. ред. С. Иванова. М.: Издательский дом «Оружие и технологии», 2002. 704 с.

Статья поступила в редакцию 29.01.2014 г.

DC/DC-ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ



ХАРАКТЕРИСТИКИ:

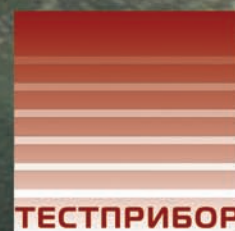
- Широкий диапазон рабочей температуры
- Малый уровень пульсации выходного напряжения
- Металлическое герметизированное исполнение
- Высокая надежность

СЕРВИСНЫЕ ФУНКЦИИ:

- Дистанционное включение/выключение
- Внешняя синхронизация рабочей частоты преобразования
- Защита от короткого замыкания нагрузки
- Выключение при чрезмерном понижении входного напряжения

**Совместимы
и взаимозаменяемы
с маркой Interpoint**

125362, г. Москва
ул. Свободы, д. 31, стр. 1
телефон/факс: (495) 657-87-37
tp@test-expert.ru
<http://тестприбор.рф>



К ВОПРОСУ КОСМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ РЕЛЬЕФА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ РАДИОЛОКАТОРОМ С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ



А.Е. Евграфов¹,
eae@laspace.ru;
A.E. Evgrafov

Рассмотрен принцип использования фазовой характеристики синтезированного изображения для определения рельефа и основные характеристики определения высоты в точке поверхности. Обсуждаются проблемы управления согласованным полетом двух космических аппаратов и необходимое навигационное обеспечение.

Ключевые слова:

*дистанционное зондирование ЗЕМЛИ;
радиолокация с синтезированной апертурой;
радиолокационный интерферометр;
цифровая модель рельефа.*

ВВЕДЕНИЕ

До недавнего времени радиолокационные изображения (РЛИ), получаемые с космических аппаратов (КА) по технологии радиолокации с синтезированием апертуры были двумерными (Реутов А.П. и др., 1970; Буренин Н.И., 1972) и являлись, по существу, аналогом плановых фотосъемок наблюдаемой поверхности ЗЕМЛИ. Однако со временем выяснилось, что фазовая информация, содержащаяся в синтезированных РЛИ, посредством дополнительной обработки РЛИ позволяет определять рельеф наблюдаемой поверхности и повышает качество изображений.

ON THE QUESTION OF SPACE INTERFEROMETRICAL IMAGING OF THE EARTH SURFACE RELIEF BY SYNTHETIC APERTURE RADAR



В.Г. Поль¹,
кандидат технических наук, polvad@laspace.ru;
V.G. Pol

Principles of use of synthesized image phase characteristic for relief determination and main properties for altitude determination at the surface point are reviewed. Problems of control of harmonized flight of two space vehicles and required navigation support are discussed.

Key words:

*EARTH remote sensing;
synthetic aperture radar;
radar interferometer;
digital elevation model.*

Для этого используют пару фазовых интерферометрических измерений наклонной дальности до одинаковых элементов разрешения (пикселей) двух РЛИ, полученных при наблюдениях одной и той же поверхности двумя радиолокаторами с синтезированием апертуры (РСА), разнесенными в пространстве. При этом необходимо принимать меры по совмещению обоих РЛИ с точностью до пикселя (Воронин Е.Г., 2013; Занин К.А., 2013). Разность этих дальностей позволяет определить относительную высоту пикселя по геометрической схеме, описывающей эту

¹ ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

пару измерений. Практические работы с использованием РСА для измерения земного рельефа с орбиты ведутся, и за рубежом уже достигнуты определенные и заметные результаты. Сегодня на очереди задача практического освоения подобной технологии и в России.

Измерения рельефа участка местности интерферометрическим способом предполагают выполнение двух основных операций, а именно:

- использование приемлемого алгоритма определения высоты пикселя;
- организацию совместного полета двух КА с РСА в конфигурации, образующей базу, необходимую для измерений высот выбранных точек зондируемой поверхности.

Предлагаемая работа представляет собой рассмотрение указанных операций, проведенное применительно к наиболее простой однопроходной схеме интерферометрии, реализуемой в тандемном полете двух КА.

1. Принцип измерения высоты рельефа и основные соотношения

При космической съемке рельефа простейший вариант получения пары РЛИ представляет собой два КА, совершающих согласованный и тесный полет по своим отдельным, но близким орбитам (*Krieger G. et al.*, 2010; *Лобанов А.Г. и др.*, 2012; *Darnopykh V.V. et al.*, 2010).

Рассмотрим принцип измерения высоты одного элемента наблюдаемой поверхности, отправляясь от интерферометрической схемы. Для простоты изложения ограничимся плоским случаем, когда оба КА и элемент разрешения находятся в вертикальной плоскости, а геоцентрические координаты обоих КА и точки О основания определяемой высоты H известны по данным навигационного обеспечения съемки. Также для простоты положим, что расстояние между вторым и первым КА образует вертикально расположенную базу d_{21} . Пусть оба КА измеряют свои наклонные дальности R_2 , R_1 до одного и того же парциального элемента разрешения (ПЭР_i), расположенного на высоте H , отсчитанной от общеземного эллипсоида в точке О, причем $d_{21} \ll R_1, R_2$ (рисунок 1, слева).

Разность наклонных дальностей, измеренных активными РСА от обоих КА до точки H , эквивалентна удвоенной разности полных фаз $(\varphi_2 - \varphi_1)$ принимаемых сигналов φ_2 , φ_1 и может быть записана как

$$\frac{2(R_2 - R_1)}{\lambda} = \frac{2r_{21}}{\lambda} = \frac{2(\varphi_2 - \varphi_1)}{2\pi} = \frac{\varphi_{21}}{2\pi} = \frac{2d_{21}}{\lambda} \sin \psi. \quad (1)$$

Здесь результаты измерений дальностей представлены величиной φ_{21} , а неизвестная высота H неявно представлена функцией $\sin \psi$.

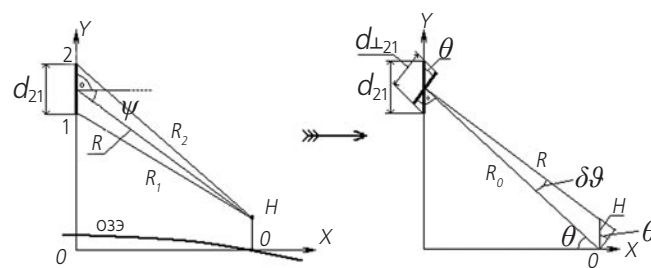


рисунок 1. Принцип измерения рельефа земной поверхности

Интерферометрическое соотношение (1) обычно ассоциируется с измерением угловых координат бесконечно удаленных объектов. Однако в нашем случае дальности до излучающих точек измерены, и, следовательно, известны и могут быть использованы. Это обстоятельство позволяет дополнить классический интерферометр простой геометрической схемой, связывающей пока неизвестную и уже известные нам линейные величины. Это позволит не привлекать в качестве исходных результаты интерферометрического измерения углов как таковых.

Введем опорную наклонную дальность R_0 , проведя линию от центра базы до точки О (рисунок 1, справа). Величина R_0 и связанный с ней угол θ полностью определяются известными координатами центра базы и точки О. Далее используем среднюю измеренную наклонную дальность R , от центра базы d_{21} до центра ПЭР_i, определив ее как $R = (R_2 + R_1)/2$ (на том же рисунке). Определим эффективную базу $d_{\perp 21}$ как проекцию базы d_{21} на перпендикуляр к линии R_0 , проведенный в точке середины базы d_{21}

$$d_{\perp 21} = d_{21} \cos \theta. \quad (2)$$

Перейдем от неизвестного угла ψ , отражающего взаимную связь размещения базы d_{21} и наблюдаемого ПЭР_i, к эквивалентному другому, также связанному с ними, но по-прежнему неизвестному углу $\delta\theta$. Синус последнего угла можно выразить через известные величины R_0 , θ и неизвестную высоту H . Опустив перпендикуляр H из точки О на линию средней измеренной наклонной дальности R , получаем: $\sin \delta\theta = (H \cos \theta) / R_0$.

Заменим величину $\sin \psi$ в соотношении классической интерферометрии (1) на функцию $\sin \delta\theta$ и находим, объединив обе схемы рисунка 1 с учетом (2), основное соотношение между полной безразмерной разностью фаз φ_{21} и неизвестной также безразмерной высотой H_{21}

$$\frac{H_{21}}{\lambda} = \frac{\varphi_{21}}{2\pi} \frac{R_0}{2d_{\perp 21}}. \quad (3)$$

Видно, что высота и разность фаз оказались подобны друг другу, но различаются численным коэффициентом. Начальному значению высоты $H_0 = 0$ соответствует начальная разность фаз $\varphi_{210} = (\varphi_{20} - \varphi_{10})$, она

находится расчетным путем по координатам центра базы d_{21} и точки О. Положив $H_{21}=0$, из выражения (3) получим полную фазу в т. О как $\varphi_{210}/2\pi=2d_{\perp 21}/R_0$. Тогда оценка истинной высоты $\hat{H}_i$ центра ПЭР_i находится как разность фаз измеренной высоты H_{21} и фаз расчетного значения высоты точки отсчета высот H_{i0}

$$\frac{\hat{H}_i}{\lambda} = \frac{\varphi_2 - \varphi_{210}}{2\pi} \frac{R_0}{d_{\perp 21}}. \quad (4)$$

Соотношение (3) демонстрирует сходство отсчета высоты H и отсчета циклической и полной разности фаз φ_{21} ($\varphi_{21} \gg 2\pi$). Следовательно, высота H также неоднозначна, имеет период однозначности $H_{2\pi}$, и является такой же циклической и полной величиной ($H \gg H_{2\pi}$), как и сама полная фаза. Поэтому в задаче измерения рельефа возникает задача перехода от измеряемой разности фаз φ , определенной лишь в интервале $(0 \div 2\pi)$, к полной фазе φ_{21} (где возможно $\varphi_{21} \gg 2\pi$). Этот переход носит название развертки фазы и представляет собой весьма сложный и самостоятельный этап формирования высот рельефа; изложение его выносится за рамки настоящей статьи (Rosen P. et al., 2000).

Период однозначности измеряемой высоты $H_{2\pi}$ сразу следует из (3), причем видно, что его величина существенно больше длины волны несущей. Положив в выражении (3) $\varphi_{21}=2\pi$, получаем

$$\frac{H_{2\pi}}{\lambda} = \frac{R_0}{2d_{\perp 21}}. \quad (5)$$

Итак, оказывается, что периодическое фазовое интерферометрическое измерение высоты H имеет период однозначности, который существенно больше, чем длина волны несущей частоты λ , а именно в $R_0/2d_{\perp 21}$ раз. Следовательно, интересующие нас ошибки измерений высот поверхности dh , как измеряемые периодические величины, должны представлять собой некоторые относительные доли конкретных значений величин $H_{2\pi}$. Эти доли должны соответствовать аналогичным измерениям – долям периода измеряемой величины – фазы φ_{21} , а реально – практически возможным ошибкам измерения фазы в интервале $(0 \div 2\pi)$. Однако теперь, в отличие от фиксированного периода однозначности измеряемой фазы $\varphi_{2\pi}$, аналогичный период однозначности измеряемой величины $H_{2\pi}$ существенно зависит от величины эффективной базы $d_{\perp 21}$.

Для иллюстрации типичных соотношений между ошибками измерения высоты H и размером эффективной базы $d_{\perp 21}$ рассмотрим несколько характерных оценочных ситуаций, возникающих при определении высоты H .

Пусть опорная наклонная дальность до ПЭР_i составляет $R_0=1000$ км; угол визирования КА от ПЭР_i равен $\theta=45^\circ$, а длина волны имеет значение $\lambda=3.0$ см. Тогда, для некоторого представительного ряда зна-

чений эффективной базы $d_{\perp 21}$, найдем отношения $R_0/2d_{\perp 21}$, периоды однозначности измеряемой высоты $H_{2\pi}$, и дадим оценки ожидаемым ошибкам отсчета высот dh . Определим же эти оценки исходя из оценки некоторого разброса минимальных и максимальных ошибок измеряемой фазы φ .

Для конкретности примем, что фазовые ошибки заключены в пределах $d\varphi=(0.02 \div 0.20)2\pi$ или, в другой мере, в интервале $(7 \div 72^\circ)$. Можно показать, что в предположении флюктуационных шумовых помех принятый предел минимальных ошибок ориентировочно соответствует неплохим условиям приема сигналов при уровне сигнала $\sim 20 \div 25$ дБ. Предел же принятых максимальных фазовых ошибок соответствует приему сигналов на пороговых уровнях, и они будут ориентировочно характеризовать практически весь диапазон случаев возможных измерений рельефа по принятым сигналам. Обращаясь к интересующим нас самим измеряемым высотам H , можно видеть, что они будут иметь значения, лежащие в пределах $(0 \div H_{2\pi})$, с ошибками в пределах $dh=(0.02 \div 0.2) H_{2\pi}$. Варианты периодов однозначности $H_{2\pi}$ и соответствующих им ошибок измерения полных высот dh в привычных линейных мерах представлены в таблице.

таблица – Характеристики измерения рельефа при различных базах

$d_{\perp}$, м	100	300	1000	3000	10000	30000
$R/d_{\perp}$, б/р	10^4	$3.3 \cdot 10^3$	10^3	$3.3 \cdot 10^2$	10^2	$3.3 \cdot 10$
$H_{2\pi}$, м	150	50	15	5	1.5	0.5
$dh_{2\pi}$, м	$30 \div 3$	$10 \div 1$	$3 \div 0.3$	$1.0 \div 0.1$	$0.3 \div 0.03$	$0.1 \div 0.01$

Тогда, рассматривая полученные данные как иллюстрации к типовым возможным ситуациям, можно прийти к нескольким важным выводам.

Во-первых, для получения заданных ошибок dh измерения высот H нужно выбирать вполне определенную величину эффективной базы $d_{\perp 21}$, соответствующую ожидаемому уровню точности отсчета измеряемой разности фаз φ . Например, если ошибки dh должны иметь порядок единиц метров, то величину базы $d_{\perp 21}$ следует выбирать порядка 500 м, согласуясь с предполагаемыми пределами точности измерений фазы φ . При этом сразу видно, что выбор величины $d_{\perp 21}$, заметно меньшей 500 м, явно потребует принятия специальных мер снижения ошибок измеряемой фазы φ до указанного нижнего предела, если не далее. Однако на практике при более детальном анализе возможных источников ошибок фазы φ их снижение может оказаться проблематичным. С другой стороны, увеличение размера базы $d_{\perp 21}$ до одного километра и более позволит допустить при проведении измерений работу с увеличенными ошибками измеряемой фазы φ . Например, из данных таблицы видно, что в прикладных задачах измерения малых подви-

жек земной поверхности по вертикали потребуется увеличение эффективной базы $d_{\perp 21}$ до десятков километров. Такое увеличение позволит существенно снизить влияние ошибок измеряемой фазы.

Во-вторых, можно сделать некоторые оценки и определенные выводы в части требований, предъявляемых к точности определения текущих координат РСА, которые должны обеспечиваться космической навигацией КА. Так, взяв производную от H по R_0 , получим, что

$$d(H/\lambda) = (\varphi/2\pi)(dR_0/d_{\perp 21}). \quad (6)$$

Так как $(dR_0/d_{\perp 21}) \ll 1$, то очевидно, что влияние ошибок текущих координат на наклонную дальность для каждого КА, взятого отдельно, оказывается на порядки меньше ошибок в разностях измеряемых фаз φ . Аналогично, найдя производную от H по эффективной базе, можно видеть, что

$$d(H/d_{\perp 21}) = (\varphi/2\pi)(dR_0/d_{\perp 21})(-\Delta d_{\perp 21}/d_{\perp 21}). \quad (7)$$

Так как $|\Delta d_{\perp 21}/d_{\perp 21}| \ll 1$, видно, что влияние ошибок текущих координат на модуль эффективной базы $d_{\perp 21}$ здесь ослаблено. Однако оно, по крайней мере, будет на порядок слабее разности измеряемых фаз φ . В итоге из выражений (6), (7) следует вывод, что фактором, в первую очередь ограничивающим определение высот рельефа с хорошей точностью, являются ошибки измеряемых фаз.

Следует отметить, что распространение проведенного анализа схемы измерения рельефа на случай общего пространственного расположения базы d_{21} принципиальных сложностей не представляет. При этом потребуется рассмотреть пространственное положение линии опорной наклонной дальности R_0 и провести через центр базы d_{21} плоскость эффективной базы, нормальную к ней. Следующим шагом будет ортогональное проектирование этой базы d_{21} , находящейся в общем пространственном положении, на плоскость эффективной базы, что определит саму эффективную базу $d_{\perp 21}$. И, наконец, последний шаг – в плоскости эффективной базы определение вертикальной и путевой проекции уже определенной эффективной базы $d_{\perp 21}$. Прodelав это, можно вернуться к простейшему случаю и к результатам, полученным выше (рисунок 2).

2. Основные системные аспекты измерения высоты рельефа

В предыдущем разделе было показано, что ошибки измерения высоты в первую очередь определяются ошибками измеряемой фазы φ . Разумеется, последние могут являться следствием объединения многих причин, причем с различным весом. Однако эквивалентность измеряемой фазы и высоты, с одной стороны, и одновременно зависимость указанной

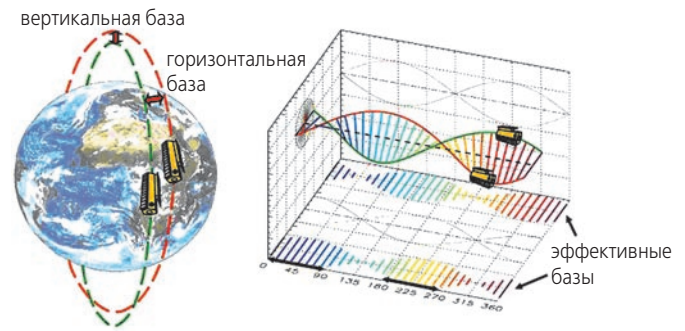


рисунок 2. Формирование вертикальной и путевой проекции эффективной базы $d_{\perp 21}$ в общем случае

высоты от размера эффективной базы $d_{\perp 21}$ – с другой позволяют снизить, по крайней мере, в определенных пределах, влияние объединенных ошибок на точность измерения рельефа.

В рамках данной работы целесообразно ограничиться рассмотрением лишь одной основной ошибки измеряемой фазы, имеющей системный характер и появляющейся при взаимодействии таких различных элементов космического комплекса измерения рельефа, как РСА и КА.

Основная операция – определение разности фаз несущих, генерируемых передатчиками двух КА, составляющих базу, сразу ставит задачу анализа влияния начальной фазы φ_0 колебаний на результат измерения рельефа. По определению, величина φ_0 является случайной величиной, имеющей равномерное распределение в интервале $(0 \div 2\pi)$, дисперсию $\sigma^2_{\varphi} = 2\pi/12$ и некоторую временную корреляционную функцию, определяемую стабильностью задающего генератора РСА. Следовательно, формируя разность фаз сигналов, получаемых от двух КА, всегда получим, как ее составную часть, случайную величину $\delta\varphi_0 = (\varphi_{20} - \varphi_{10})$ с дисперсией $\sigma^2_{\delta\varphi_0} = 2\pi/6$, что в другой линейной мере даст величину $\sigma_{\delta\varphi_0} \sim 58.6^\circ$.

Ошибка измерения рельефа, по уровню 1σ уже равная $\sim H_{2\pi}/6$, оказывается сравнимой с самим периодом однозначности высоты H . Естественно, что она может быть слишком велика. Например, при требуемой точности измерения рельефа $dh = 1$ м (по 3σ) и эффективной базе $d_{\perp 21} = 1000$ м ошибка измерений за счет неизвестной начальной фазы колебаний обоих КА слишком высока: $\sigma_{\varphi_0} = 2.5$ м. Увеличение эффективной базы до значения $d_{\perp 21} = 3000$ м, казалось бы, может решить задачу снижения ошибки dh за счет влияния неизвестных начальных фаз $\varphi_{10}, \varphi_{20}$. Однако на практике ошибка за счет влияния начальной фазы никогда не будет единственной. Дополнительные ошибки сразу заставят дополнительно увеличить эффективную базу, например, до величины $4000 \div 5000$ м. Тогда, в свою очередь, такое увеличение поставит вопрос о принципиальном существовании и пределах допустимого увеличения эффективной базы $d_{\text{эф}}$ вообще и его конкретного значения – в частности. Согласно ис-

точникам (*Krieger G. et al.*, 2010; *Rosen P. et al.*, 2000), такие пределы существуют, и они должны учитываться. Поэтому рассмотрим причины их появления.

Напомним, что технология измерения рельефа основана на использовании несущей выходного сигнала, получаемого после двукратной свертки (согласованной фильтрации) принятых сигналов с ЛЧМ. Эти сигналы представляют собой колебания несущей с постоянной частотой и фазой, модулированные по амплитуде реальной частью взаимокорреляционной функции, и поэтому имеющие вид радиоимпульса. Отрезки несущих из таких радиоимпульсов, взятые в районе их центров, должны представлять собой исходный материал для дальнейшего формирования разности фаз.

Далее, поскольку приходится сравнивать фазы двух сигналов, полученных от одной и той же цели, но наблюдаемой с разных пространственных точек, необходимо учитывать степень возможного различия самих сигналов. Это различие описывается функцией взаимокорреляции $\hat{R}(\hat{Z}_0)$, значения которой численно показывают снижение амплитуды выходного сигнала и изменение несущей при нарастающем сдвиге одного сигнала относительно другого по путевой координате. Из геометрических соображений следует, что эта же функция описывает аналогичные потери и изменение несущей, возникающие при сравнении сигналов, получаемых с двух КА, разнесенных по пространству, но наблюдающих при этом один и тот же ПЭР_i в совпадающий момент времени. С ростом пространственного разнеса КА потери и изменение несущей возрастают, результат сравнения отягощается дополнительными ошибками, обесценивается и постепенно тонет в шумах.

Поэтому в теории, как ориентир, вводится критический размер эффективной базы, при которой функция взаимокорреляции принимает нулевое значение, а сравнение становится невозможным (*Rosen P. et al.*, 2000). Можно показать, что такой критический размер базы равен половине пути L_c , проходимого РСА в течение времени формирования траекторного сигнала. Сама же протяженность L_c , в свою очередь, описывается простым выражением, известным в теории РСА (*Буренин Н.И.*, 1972)

$$L_c = \lambda R_0 / 2\tau_z. \quad (8)$$

Например, для разрешения $\tau_z = 1$ м и при остальных данных примера, рассмотренного выше, получим $L_c / 2 = 7.5$ км. Отметим тут же, что выражение (8) показывает, как ухудшение разрешающей способности τ_z пропорционально сокращает предельный размер эффективной базы.

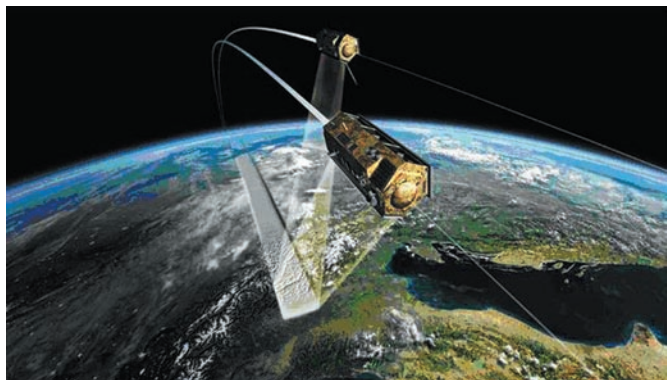
Практический же и очевидный вывод из сказанного заключается в том, что эффективно сравнивать фазы двух сигналов, получаемых от пары КА, без боль-

ших потерь и ошибок можно лишь при условии, что разнос точек съемки не будет превышать некоторой доли протяженности траекторного сигнала L_c . Эта доля соответствует области, прилежащей максимуму функции взаимокорреляции, и ее протяженность оценивается как 15÷30% от величины $L_c/2$. Для примера, приведенного выше, предельный размер эффективной базы, лежащий в пределах 15÷30%, оказывается равным 1.125÷2.25 км. Ясно, что в данном случае увеличение эффективной базы до этих предельных значений требуемого уменьшения ошибок, вызванных наличием начальной фазы φ_0 , не даст.

Итак, очевидно, что компенсация влияния начальной фазы несущей сигналов КА φ_0 за счет увеличения размера базы может иметь свои пределы. Поэтому радикальным методом устранения этого эффекта является организация межспутниковой линии связи и синхронизации (МЛСС) в тандеме КА. Синхронизация сигналов, излучаемых обоими РСА, должна производиться по несущей частоте с точностью до фазы и, при необходимости, обеспечивать достаточное равенство частот. Основным назначением МЛСС, очевидно, должно быть обеспечение привязки посылки зондирующих сигналов обоих РСА к единому моменту времени и одной и той же фазе несущей в обоих РСА (причем с учетом текущего и меняющегося расстояния между ними). Точность привязки фазы должна составлять достаточно малую величину в сравнении с прочими аппаратными фазовыми ошибками высокочастотных трактов в обоих РСА.

По-видимому, практически максимальная ошибка привязки фазы не должна превышать 5–10°. Такая синхронизация, очевидно, потребует использования единого времени систем GPS/ГЛОНАСС и организации кольца фазовой подстройки гетеродинов передатчиков РСА (как это реализуется сегодня в цифровых системах магистральной связи). Кроме того, синхронизация дополнительно потребует измерения точного значения текущего (и, заметим, непрерывно меняющегося) расстояния между фазовыми центрами антенн МЛСС. Это измерение, очевидно, должно производиться по фазе несущей, и оно позволит уравнивать фазовые длины высокочастотных трактов обоих РСА, что необходимо для надежного определения разности фаз φ_{21} .

По оценкам, точность выравнивания фазовых трактов должна составлять $\sim 1/16 \div 1/32 \lambda$. Заметим, что дополнительно МЛСС, определяя расстояние, даст исходную информацию для работы бортовой автономной системы ведущего КА, поддерживающей взаимное удаление космических аппаратов в заданных пределах. Именно такое решение было принято и успешно реализовано в группировке КА TerraSAR (TanDEM_SAR.X и TanDEM_X), (*Schwab A. et al.*, 2012; *Maurer E. et al.*, 2012).



рисунк 3. Совместный полет пары КА TanDEM_SAR.X и TanDEM_X

Использование бортовой автономной системы существенно облегчит задачу управления парой КА для средств наземного комплекса управления (НКУ). В цитированной литературе отмечалось, что введение контура автономного управления межспутниковым расстоянием в группировку КА TerraSAR (рисунк 3) позволило существенно сократить объем операций НКУ по управлению орбитальной группировкой. Нелишним здесь будет привести информацию о том (Schwab A. et al., 2012), что в результате введения МЛСС «сокращенный объем работ по управлению группировкой двух КА представлял собой всего лишь разовые операции НКУ по управлению, проводимые ежесуточно».

В заключение отметим еще одно существенное обстоятельство. Выше, в разделе 1, было показано различие между реальной базой d_{21} и эффективной базой d_{L21} . Напомним, что эффективная база фактически определяет некоторое расчетное соотношение между линейной мерой измеряемой высоты и безразмерной измеряемой разностью фаз (см. выражение (3)). В то же время реальная база представляет собой фактически существующий и текущий пространственный разнос пары КА, отличный от эффективной базы и поддерживаемый техническими возможностями одновременного управления полетом тандема как целого. Очевидно, что одной эффективной базе могут соответствовать различные реальные базы, и это различие может быть значительным. Это обстоятельство позволяет осуществлять гибкую связь между реальным полетом обоих КА и той, возможно, жесткой (в конкретных обстоятельствах) геометрической схемой, в которой придется выполнять измерения рельефа.

Поэтому управление космическими аппаратами, составляющими связанную пару, должно использовать возможности, предоставляемые такой гибкой связью. То есть управление должно выполняться таким образом, чтобы, с одной стороны, совмещать обеспечение условий съемки рельефа и, одновременно, с другой стороны, осуществлять оптимизированное управление полетом группировки в целом.

ВЫВОДЫ

В работе рассмотрены принципы, алгоритмы и специфика взаимодействия элементов космического комплекса определения рельефа поверхности ЗЕМЛИ, использующие результаты космической съемки по технологии РСА. Рассмотрена геометрическая схема определения рельефа, использующая два пространственно разнесенных КА и выполняющая интерференционный прием двух сигналов. Получены основные определяющие соотношения и оценены возможные точностные характеристики определения высот участков зондируемой поверхности.

Показана необходимость комплексного рассмотрения технологии взаимодействия космических аппаратов и РСА, проводимого с позиций междисциплинарного системного анализа. Отмечается востребованность разработки принципов построения автономных бортовых систем управления полетом пары кооперированных КА, ведущих интерферометрическую съемку рельефа, и необходимость ее реализации в практических разработках.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Буренин Н.И. Радиолокационные станции с синтезированной антенной. М.: Советское радио, 1972. 160 с.
- Воронин Е.Г. Способ оценки геометрической точности снимков местности // Вестник НПО ФГУП им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3 (19). С. 57-60.
- Занин К.А. Анализ качества координатной привязки изображений космического радиолокатора с синтезированной апертурой // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4 (20). С. 34-39.
- Лобанов А.Г., Семункина В.И. К вопросу о баллистическом построении при проведении интерферометрической съемки // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5 (16). С. 41-46.
- Реутов А.П., Михайлов Б.А., Кондратенков Г.С., Бойко Б.В. Радиолокационные станции бокового обзора. М.: Советское радио, 1970. 360 с.
- Darnopykh V.V., Efanov V.V., Zanin K.A., Malyshev V.V. Synthesis of an information channel in planning goal functioning of space remote sensing systems according to quality criteria // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2010. Т. 49, № 4. Р. 607-614.
- Krieger G. et al. Interferometric Synthetic Aperture Radar (SAR) Missions Employing Formation Flying // Proc. of the IEEE. May 2010. V. 98, № 5. Р. 816-843.
- Maurer E., Zimmermann S., Mrowka F., Hofmann H. Dual Satellite Operations in Close Formation Flight // SpaceOps 2012 Conference, Stockholm, Sweden, 2012. 8 p.
- Rosen P. et al. Synthetic Aperture Radar Interferometry // Proc. of IEEE. March 2000. V. 88, № 3. Р. 333-382.
- Schwab A., Giese Ch., Ulrich D. On-board autonomy and FDIR of whispering Brothers // SpaceOps 2012 Conference, Stockholm, Sweden, 2012. 11 p.

Статья поступила в редакцию 26.03.2014 г.

МЕТОДЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВУХФАЗНЫХ КОНТУРОВ И КОНТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ

CONTROL METHODS OF LOOP HEAT PIPES



К.А. Гончаров¹,
heatpipe@laspace.ru;
K.A. Goncharov

В статье представлены различные методы регулирования теплообменом в двухфазных контурах и контурных тепловых трубах.

Ключевые слова: контурные тепловые трубы; регулятор давления; испаритель; конденсатор; температура; двухфазный теплоноситель.

ВВЕДЕНИЕ

Двухфазные контуры, в том числе контурные тепловые трубы, являются высокоэффективными теплопередающими устройствами, предназначенными для отвода избыточной тепловой энергии с борта космического аппарата (КА). Современные КА имеют ярко выраженную неравномерность тепловыделений оборудования на борту, а радиаторы находятся в поле знакопеременных тепловых воздействий. Данные обстоятельства требуют создания методов регулирования теплообменом в контурных тепловых трубах (КнТТ). В данной статье показана методология создания регулируемых контурных тепловых труб.

1. Идея контурной тепловой трубы с регулятором расхода

Идея использования клапана (рисунок 1), перекрывающего сечение жидкостного или парового каналов, возникла практически одновременно с созданием первого двухфазного контура.

Рассматривались различные конструкции регуляторов, различавшиеся как принципом движителя,

Different methods of control for Loop Heat Pipes are presented in the paper.

Key words: loop heat pipes; pressure regulator; evaporator; condenser; temperature; two-phase working fluid.

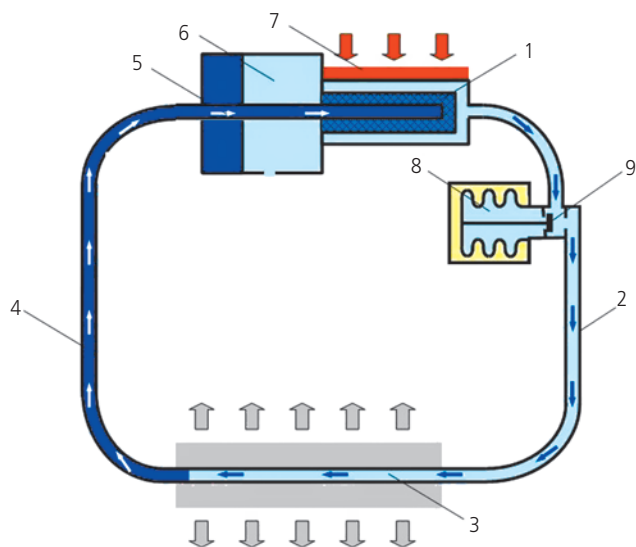
так и конструктивным исполнением самого клапана, в том числе: электромеханические устройства, устройства с плавящимся материалом, металлы с памятью формы, конструкции на основе материалов с различными значениями коэффициентов линейных расширений и др. В качестве элементов с постоянной жесткостью рассматривались различные пружины (витые и тарельчатые).

Критериями для выбора конструкции движителей являются: надежность, ресурс, габариты, масса, технологичность, цена, возможность перенастройки температуры регулирования при изготовлении и в полете.

Такие регуляторы, получившие название регуляторов расхода, регулируют гидравлическое сопротивление и, как следствие, расход теплоносителя в контуре. Анализ работы КнТТ с клапаном – регулятором расхода показал, что практически сразу после начала регулирования гидравлическое сопротивление клапана превышает движущий напор насоса в контуре, что приводит к пересыханию основной капиллярной структуры в испарителе.

¹ ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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



1 – капиллярно-пористая структура испарителя;
2 – паропровод; 3 – конденсатор; 4 – конденсаторопровод;
5 – участок конденсаторопровода внутри резервуара с вторичной капиллярной структурой;
6 – компенсационная полость; 7 – охлаждаемый объект;
8 – регулятор давления; 9 – клапан.

рисунок 1. Схема КнТТ с регулятором расхода

2. Регулирование внешним тепловым воздействием

Наиболее простое решение регулирования КнТТ основано на подводе тепла к компенсационной полости или к жидкостному каналу (Гончаров К.А.

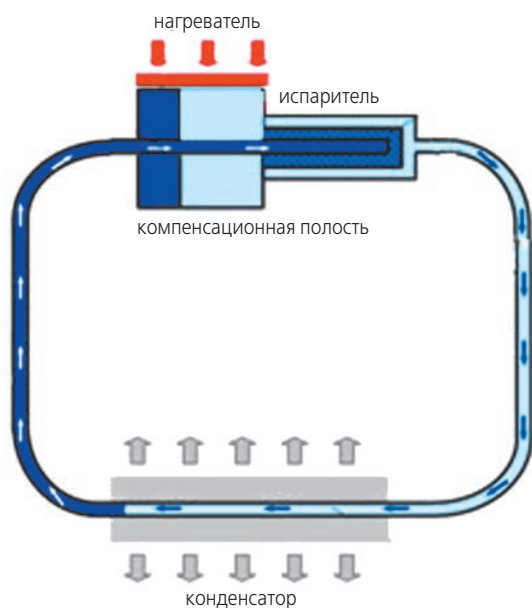


рисунок 2. Регулирование КнТТ путем нагрева компенсационной полости

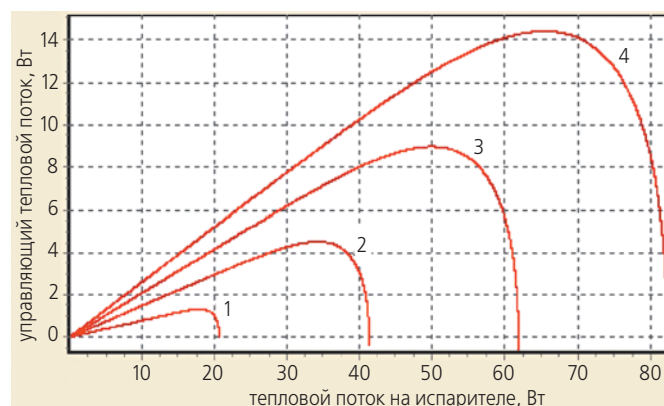


рисунок 3. Зависимость управляющего теплового потока от температуры испарителя и передаваемой мощности

и др., 2012; Buz V.N. et al., 2002). Подводимая тепловая энергия к компенсационной полости или к жидкостному каналу оказывает влияние на термическое сопротивление КнТТ и, соответственно, на изменение температуры испарения рабочего тела в испарителе. Характер такого регулирования подобен обычному триоду, имеющему коэффициент усиления от 10 до 100. Коэффициент усиления зависит от выбранного теплоносителя и степени переохлаждения конденсата. Однако, в отличие от электрического триода, тепловой триод имеет достаточно большую задержку между управляющим воздействием и реакцией на него температуры объекта, что существенно искажает линейный закон управления. Это зачастую приводит к самовозбуждающимся колебаниям, способным перейти в тепловой резонанс. Склонность к возникновению колебаний в КнТТ является особенностью ее работы. Поэтому большое количество экспериментальных исследований было посвящено изучению пульсаций в контурах и причин их вызывающих.

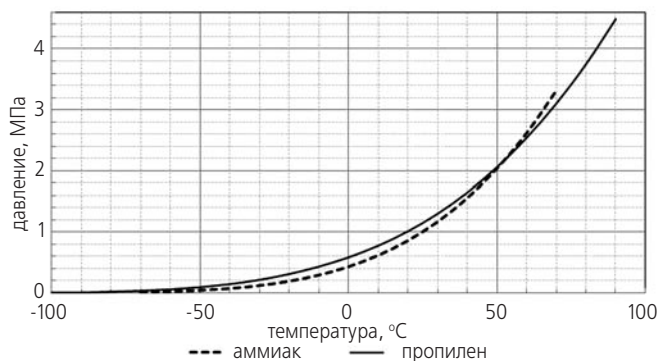
В процессе проектирования и экспериментальной отработки было показано, что точность регулирования производительности КнТТ определяется как точностью измерения температуры объекта, так и динамическими процессами теплообмена, протекающими внутри контура, т.е. тепловой инерционностью контура. Описанная выше схема регулирования КнТТ путем нагрева компенсационной полости представлена на рисунке 2.

На рисунке 3 представлено изменение управляющего теплового потока в зависимости от температуры испарителя и передаваемой мощности. Кривые 1, 2, 3 и 4 отображают затрачиваемую мощность на регулирование КнТТ при различных рабочих температурах испарителя и меняющейся подаваемой мощности к испарителю от приборов (Goncharov K.A. et al., 2003).

К сожалению, применение внешнего теплового воздействия на компенсационную полость не всегда может обеспечить требуемую точность терморегулирования вследствие возникновения устойчивых пульсаций давления и температуры в контуре, а также требует значительных затрат энергии. Кроме того, такой способ регулирования может привести к остановке циркуляции в контуре, что крайне нежелательно для реальных систем.

3. Регуляторы давления

Особенностью всех двухфазных теплоносителей является достаточно крутая зависимость давления теплоносителя от температуры на линии насыщения. Наиболее известными теплоносителями, применяемыми в КнТТ, являются аммиак и пропилен. Для указанных теплоносителей в рабочем температурном диапазоне КнТТ изменение давления в контуре может быть оценено величиной 50 кПа/град. На рисунке 4 показан темп изменения давления рабочего тела в зависимости от температуры.



рисунк 4. Зависимость давления двухфазных теплоносителей на линии насыщения от температуры

Была предложена конструкция регулятора расхода (см. рисунок 1) с движителем в виде разделительного сильфона, снаружи которого расположен замкнутый объем с контрольным газом, подчиняющийся законам идеального газа. Работа регулятора в этом случае происходит следующим образом. С одной стороны на сильфон регулятора воздействует давление, создаваемое двухфазным теплоносителем КнТТ, а на внешнюю сторону сильфона воздействует давление, создаваемое контрольным газом. В качестве инертного газа можно рекомендовать, например, аргон. Такой регулятор получил название регулятора давления. За счет изменения давления контрольного газа при заправке регулятора можно получить любую температуру регулирования. Точность регулирования в этом случае будет определяться выбором жесткости сильфона, разделяющего контрольный газ и теплоноситель, а также ходом штока между крайними положениями

клапана. Жесткость сильфона, в свою очередь, имеет ограничения по технологическим и эксплуатационным причинам. Сильфон должен выдерживать давление теплоносителя при нагреве контура до максимальных эксплуатационных температур.

Простой и технологичный регулятор давления работал намного лучше регулятора расхода и практически устранил все недостатки регулирования внешним тепловым воздействием, но определенные недостатки остались. На границах диапазона регулирования гидравлическое сопротивление клапана превышает капиллярный напор, что приводит к локальному пересыханию основной капиллярной структуры. Такой режим работы КнТТ возможен, однако при малых нагрузках на испаритель и при большом переохлаждении конденсатора существует большой риск полного пересыхания капиллярной структуры КнТТ, что может привести к необратимым последствиям для работы системы. Кроме того, моделирование процессов теплообмена внутри основной капиллярной структуры относится к числу самых сложных задач, а локальное пересыхание капиллярной структуры вообще не поддается аналитическому моделированию.

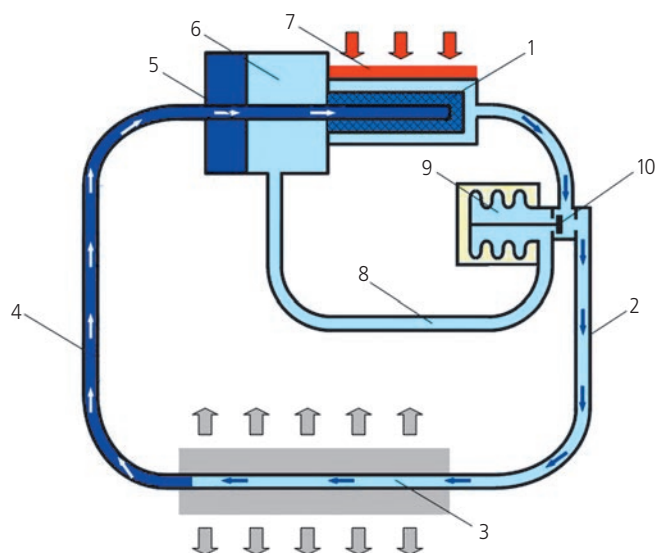
Поэтому был сделан следующий шаг в проектировании регуляторов для КнТТ. В контур был введен байпас, по которому пар мог попадать в жидкостной канал КнТТ или непосредственно в компенсационную полость без риска пересыхания основной или вторичной капиллярной структуры.

4. Регуляторы давления с байпасом

Схема КнТТ с регулятором давления и байпасом представлена на рисунке 5. В этой схеме, как и в случае с внешним тепловым воздействием, управляющий тепловой поток воздействует на компенсационную полость, но происхождение этого потока не внешнее, а внутреннее. Идея использования части теплового потока, отводимого от испарителя через байпас, для воздействия на компенсационную полость была высказана и реализована в начале 90-х годов. Контурные тепловые трубы, использующие данный принцип, были спроектированы для проекта «МАРС-96». Такие КнТТ успешно прошли квалификацию в составе малых станций и пенетраторов (Майданик Ю.Ф. и др., 1994; Майданик Ю.Ф. и др., 1996; Goncharov K.A. и др., 2005).

Рассмотренная схема КнТТ является на сегодняшний день классической.

При разработке регуляторов давления с байпасом были исследованы два варианта их конструкции. Первый вариант представляет регулятор, в котором расположен один клапан, перекрывающий только байпас. Второй вариант конструкции предусматривает наличие двух клапанов (один клапан перекрыва-



1 – капиллярно-пористая структура испарителя;
2 – паропровод; 3 – конденсатор; 4 – конденсатопровод;
5 – участок конденсатопровода внутри резервуара
с вторичной капиллярной структурой;
6 – компенсационная полость; 7 – охлаждаемый объект;
8 – байпас; 9 – регулятор давления; 10 – клапан.

рисунок 5. Схема КнТТ с регулятором давления

ет байпас, а второй одновременно открывает выход пара в радиатор), при этом должна быть исключена зона, когда оба клапана закрыты. Конструкция с двумя клапанами является более сложной (Майданик Ю.Ф. и др., 1994; Майданик Ю.Ф. и др., 1996), но она позволяет перекрывать канал выхода пара в радиатор и за счет этого снизить утечки тепла в радиатор при экстремально низких тепловых нагрузках, а также при испытаниях КнТТ в наземных условиях в положении, когда испаритель находится ниже конденсатора. В таком относительном положении испарителя и конденсатора жидкая фаза теплоносителя за счет самотека сливается из конденсатора в компенсационную полость под действием гравитационных сил. Описанная ситуация возникает при отсутствии перекрытия пара в конденсатор на выходе и отсутствии процесса регулирования расхода теплоносителя. Конструкция регулятора давления с двумя клапанами наиболее универсальна.

Любой клапан характеризуется остаточной негерметичностью в закрытом состоянии, количеством циклов закрытия и зависимостью негерметичности от количества циклов. Негерметичность клапанов, перекрывающих байпас или выход в радиатор, может меняться в широком диапазоне. Более строгие требования предъявляются к клапану, перекрывающему байпас. Негерметичность клапана не будет влиять на термическое сопротивление КнТТ в случае, если утечка через клапан байпаса не превышает 1% от расхода пара в паровом канале при перепаде

давления на клапане, сопоставимом с капиллярным напором. Для аммиака при температуре регулирования 20°C и отводимой тепловой нагрузке контура в 250 Вт приведенное требование соответствует утечке через клапан не более 10 см³/мин. Клапан же, перепускающий рабочее тело на радиатор, может иметь негерметичность на порядок хуже.

Установить требование к количеству срабатываний клапанов и регулятора давления между крайними положениями достаточно сложно, но в целом это количество определяется циклограммой работы охлаждаемой аппаратуры. Предположим, что при низкой орбите КА один цикл работы аппаратуры соответствует длительности витка, тогда для 12 лет эксплуатации количество циклов срабатывания регулятора составит около 10⁵ циклов. Нами были проведены испытания разработанных конструкций регуляторов на ресурс. Испытания проводились на 10⁶ циклов и показали отсутствие деградации характеристик регуляторов давления.

Следует учитывать, что имеются дополнительные ограничения на конструктивно-технологическое исполнение клапанов:

1. Капиллярно-пористые структуры КнТТ изготовлены из мелкодисперсных порошков, структура которых может нарушаться (порошок «сыплется») как при вибродинамических нагрузках, так и в процессе испарения теплоносителя при больших плотностях теплового потока. Поэтому конструкция клапана должна быть устойчива к возможности попадания в него механических частиц.

2. Клапан работает в среде сверхчистого двухфазного теплоносителя, поэтому материалы, которые применяются в его конструкции, должны быть совместимыми с теплоносителем, не вызывать его разложения с выделением неконденсирующихся газов, а сами материалы не должны являться источником неконденсирующихся газов после эксплуатации в период до 25 лет в условиях жесткого ионизирующего радиационного излучения. С учетом данного обстоятельства из конструкции клапана были исключены сплавы цветных металлов, в первую очередь сплавы меди, а также все органические материалы, в том числе резина и фторопласт.

С учетом изложенных выше ограничений были созданы несколько конструкций регуляторов давления. К первой группе можно отнести регуляторы давления с плоскими контактными поверхностями, в которых в клапане при регулировании осуществляется движение металл – по металлу, ко второй группе относятся клапаны поршневого типа.

КнТТ с регулятором давления первой группы впервые прошла летную квалификацию на борту STS-107 COLUMBIA. Летный эксперимент успешно проводился в период с 16 по 22 января 2003 года.

Данный тип регулятора давления был использован в КнТТ для целой серии космических аппаратов: «МАРС-96», «ЯМАЛ-200», «СПЕКТР-Р» и др. Клапаны первой группы обеспечивают наиболее точное регулирование благодаря малому ходу штока, но они более чувствительны к попаданию механических частиц в уплотнение.

КнТТ с регулятором давления первой группы применены на изделиях «ЭЛЕКТРО-Л», «СПЕКТР-Р» и ряде других, характеризуются большей надежностью, но несколько меньшей точностью регулирования и большими габаритно-массовыми характеристиками.

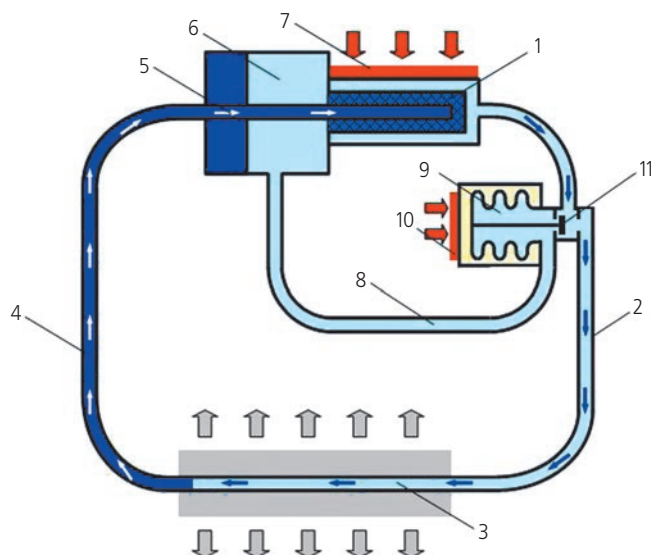
5. Регуляторы давления с активным управлением

При термостатировании объектов с малой теплоемкостью и сильно изменяющимся тепловыделением пассивный регулятор давления с инертным газом становится малоэффективным. Его точности регулирования становится недостаточно для поддержания температур на заданном уровне. Такая задача возникла в частности при решении вопроса термостатирования лазерных головок для терминалов информационного обмена КА (Гончаров К.А. и др., 2006). Авторами для решения такой задачи был предложен более прогрессивный регулятор давления. Вместо инертного газа в регуляторе использован двухфазный теплоноситель, давление которого может меняться с помощью дополнительного нагревателя. На рисунке 6 представлена схема КнТТ с таким регулятором.

Предложенная схема регулятора позволила обеспечить высокую точность стабилизации температуры объекта (в пределах долей градуса) при его малой теплоемкости, широком диапазоне изменяемого тепловыделения и резко изменяющихся граничных условиях теплоотвода на конденсаторе КнТТ.

6. Моделирование КнТТ с регуляторами

Важным шагом в создании регулируемых КнТТ явилась разработка аналитической математической модели, позволяющей моделировать процессы тепломассопереноса в контуре в динамике. Такая модель была создана и включила в себя перечисленные выше элементы регулирования (Антонов В.А. и др., 2006). Была также разработана программа расчета на базе предложенной модели, совместившая накопленный опыт по расчету статических характеристик двухфазных контуров, базу данных свойств теплоносителей, моделирование процессов в протяженных конденсаторах и капиллярно-пористых структурах испарителей. Созданный математический аппарат позволил анализировать происходящие внутри КнТТ



- 1 – капиллярно-пористая структура испарителя;
2 – паропровод; 3 – конденсатор; 4 – конденсаторопровод;
5 – участок конденсаторопровода внутри резервуара с вторичной капиллярной структурой;
6 – компенсационная полость; 7 – охлаждаемый объект;
8 – байпас; 9 – регулятор давления;
10 – управляющий нагреватель; 11 – клапан байпаса.

рисунк 6. Схема КнТТ с активным регулятором давления

процессы тепломассопереноса, определять возможности и параметры выбранных методов регулирования, оптимизировать параметры регуляторов и самих контуров.

На рисунке 7 представлен пример результатов расчета КнТТ. Особенность разработанной модели в том, что она не требует первоначального задания или определения положения фронтов раздела пар-жидкость в контуре, а сама определяет не только их, но и параметры теплоносителя в остальных точках контура. Программа позволяет рассчитать для каждого сечения КнТТ температуры, давления, паросодержание и массовые расходы. Такие результаты расчета делают абсолютно понятными и прозрачными все физические процессы, происходящие в контуре, и существенно облегчают их анализ. Результатом такого анализа является оптимизация параметров контура при заданной точности регулирования температурой объекта и граничных условиях в зонах теплообмена с окружающей средой.

закключение

1. В статье рассмотрены различные методы регулирования двухфазными контурами.

2. Предложен и применен ряд оригинальных решений регуляторов расхода и давления, позволивших управлять КнТТ при воздействии на нее изменяющейся тепловой нагрузки и знакопеременных граничных условий на конденсаторе.

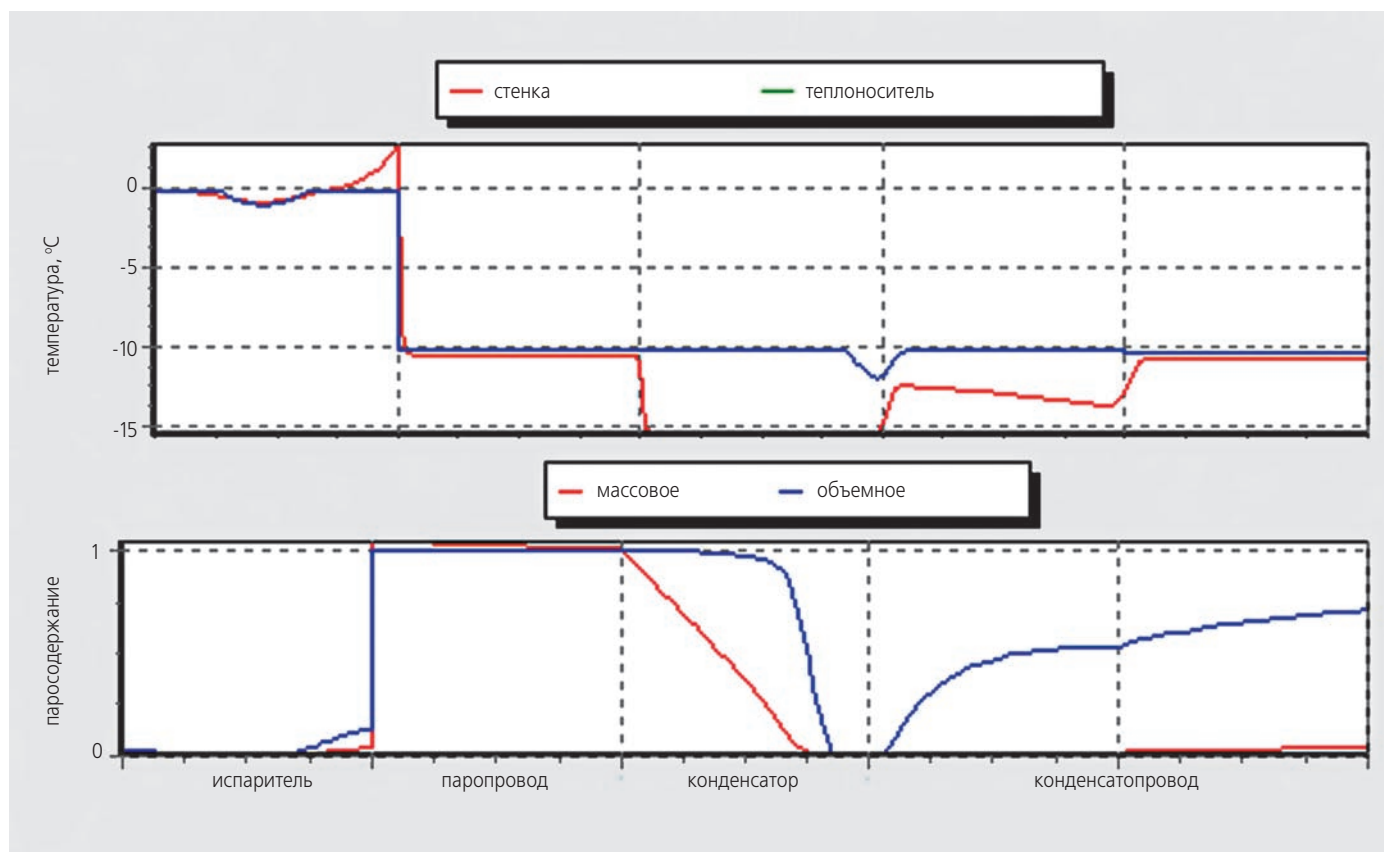


рисунок 7. Программа расчета КНТТ в динамике

3. КНТТ с байпасом и регулятором давления, содержащим инертный газ, обеспечивает стабильность температуры охлаждаемого объекта с высокой точностью (в пределах долей градуса) при переменных условиях отвода тепла от радиатора и подвода тепла к испарителю.

4. Разработана аналитическая математическая модель, позволяющая моделировать процессы тепломассообмена в контуре в динамике, а также инженерная программа расчета на ее основе, включающая в себя перечисленные выше элементы регулирования.

список литературы

Антонов В.А., Буз В.Н., Гончаров К.А. Моделирование динамических характеристик контурной тепловой трубы с регулятором: сб. трудов четвертой Российской национальной конференции по тепло-массообмену. М., 2006. Т. 5. Испарение, конденсация. Двухфазные течения. С. 61-64.

Гончаров К.А., Буз В.Н., Пилюков С.А. Моделирование динамических характеристик контурных тепловых труб с регулированием // Материалы 2 научной конференции, посвященной памяти главного конструктора ПО «Полет» А.С. Клинышкова. Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники. Омск, 14-15 апреля 2006. С. 57-65.

Гончаров К.А., Головин О.А., Кочетков А.Ю., Балыкин М.А. и др. О методах регулирования контурной тепловой трубы внешним тепловым воздействием // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1 (12). С. 18-24.

Майданик Ю.Ф., Солодовник Н.А., Ферштатер Ю.Г., Гончаров К.А. и др. Способ регулирования температурного уровня контурной тепловой трубы // Патент РФ № 2062970. 1996. Бюл. № 18.

Майданик Ю.Ф., Ферштатер Ю.Г., Вершинин С.В., Гончаров К.А. Способ регулирования термического сопротивления КТТ // Патент РФ № 2015483. 1994. Бюл. № 12.

Buz V.N., Goncharov K.A. Modelling of LHP Performances by Means of Specialized EASY Package Programm // 12-th International Heat Pipe Conference, 19-24 May 2002. Preprint V. 1, Session A3. P. 16-21.

Goncharov K.A., Golovin O.A., Kolesnikov V.A., Orlov A.A. Experience in field of loop heat pipes development and application in spacecraft designs // Proceeding of the 5th Minsk International Seminar «Heat Pipes, Heat Pumps, refrigerators», 2003. Minsk, Belarus. P. 1-11.

Goncharov K.A., Kochetkov A.Yu., Bus V.N. Development of loop heat pipe with pressure regulator // Proceeding of the 6th Minsk International Seminar «Heat Pipes, Heat Pumps, refrigerators», 2005. Minsk, Belarus. P. 432-438.

Статья поступила в редакцию 11.03.2014 г.

РЕГРЕССИОННЫЕ МЕТОДЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПОТЕРЬ ШЕСТЕРЕННЫХ НАСОСОВ РУЛЕВЫХ МАШИН РАКЕТ

THE REGRESSION METHODS OF ENERGETIC LOSSES PARAMETRICAL IDENTIFICATION FOR ROCKET STEERING ACTUATORS GEAR PUMPS



О.Б. Белоногов¹,
кандидат технических наук,
post@rsce.ru;
O.B. Belonogov

Статья содержит результаты разработки регрессионных методов идентификации параметров энергетических потерь шестеренных насосов рулевых машин ракет.

Ключевые слова: шестеренный насос; энергетические потери; рулевая машина; методы идентификации параметров.

ВВЕДЕНИЕ

В качестве исполнительных органов систем управления вектором тяги космических летательных аппаратов и их разгонных блоков широкое распространение получили автономные однокаскадные аналоговые электрогидравлические рулевые машины (РМ) (Белицкий Д.С., Белоногов О.Б., Жарков М.Н., 2012). Эти объекты характеризуются высокой надежностью, высоким быстродействием, малыми габаритами и массой, а также сравнительно низким значением энергопотребления.

Источником энергии в таких объектах является электронасосный агрегат (ЭНА), включающий обычно электродвигатель постоянного тока с тем или иным типом возбуждением, а также шестеренный насос, создающий либо один, либо два потока рабочей жидкости, направляемые в электрогидравлический усилитель РМ.

The article considers the results of design of a regression methods of energetic losses parametrical identification for rocket steering actuators gear pumps.

Key words: gear pump; energetic losses; steering actuator; parametrical identification methods.

Методы идентификации параметров энергетических потерь шестеренного насоса до сих пор остаются малоразработанными и одновременно весьма востребованными для создания адекватных математических моделей РМ. Это объясняется тем, что развитие подобных методов идентификации параметров сдерживалось особенностями математических моделей шестеренных насосов, где параметры потерь различаются на несколько порядков, и низким уровнем быстродействия вычислительной техники для численного решения получаемых систем идентификационных уравнений.

Разработанные автором и приводимые ниже регрессионные компьютерные методы идентификации параметров гидромеханических и объемных потерь шестеренного насоса призваны решить поставленные задачи и восполнить образовавшийся пробел.

¹ ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, Россия, Московская область, г. Королёв.

ОАО RSC «Energia» S.P. Korolev, Russia, Moscow region, Korolev.

1. Метод идентификации параметров гидромеханических потерь шестеренного насоса

Преобразование электрической энергии, подводимой к электродвигателю ЭНА РМ, в энергию вращения шестерен насоса сопровождается потерями энергии не только в самом электродвигателе, но и в механических частях насоса, а также потерями на преодоление вязкого и инерционного сопротивления жидкости. В общем случае указанные потери принято характеризовать механическим КПД насоса (Баишта Е.М., 1974), однако такое представление не дает физической картины происходящих процессов и, следовательно, возможности дифференцировать потери и проводить оптимизацию параметров ЭНА.

Более полно физические процессы трения в насосе отражены в модели Вильсона (Wilson W.E., 1950), в соответствии с которой уравнение баланса моментов на вале насоса ЭНА РМ можно записать как

$$K_M I = M_{с.т.э} + M_{с.т.н} + C_f q_T (p - p_c) + C_{ж} q_T \mu \omega + q_T (p - p_c), \quad (1)$$

где K_M – коэффициент моментной характеристики электродвигателя постоянного тока; I – ток, потребляемый электродвигателем постоянного тока; $M_{с.т.э}$ – момент сухого трения в приводном электродвигателе постоянного тока; $M_{с.т.н}$ – момент сухого трения в насосе при отсутствии давления рабочей жидкости; C_f – безразмерный коэффициент сухого трения, обусловленного давлением рабочей жидкости; $C_{ж}$ – безразмерный коэффициент жидкостного вязкого трения; ω – угловая скорость вращения вала электродвигателя (вала насоса); p – давление нагнетания насоса; $q_T = bm^2(z+1)$ – удельная теоретическая производительность насоса (здесь b – ширина зубчатого венца шестерни насоса; m – модуль зацепления; z – число зубьев шестерни насоса); μ – динамическая вязкость рабочей жидкости

$$\mu = \rho \nu,$$

где ρ – плотность рабочей жидкости; ν – кинематическая вязкость рабочей жидкости.

В работе (Wilson W.E., 1950) трудности анализа гидромеханических потерь объясняются тем, что разделить потери на сухое (кулоново) трение и жидкостное вязкое трение в насосе не представляется возможным, поскольку значения соответствующих коэффициентов $C_{ж}$ и C_f или очень велики ($C_{ж}$ имеет порядок $10^{-4} \dots 10^{-5}$), или очень малы (C_f имеет порядок $10^{-2} \dots 10^{-1}$), а погрешности измерений приводят к значительному разбросу величин этих коэффициентов. Коэффициенты $C_{ж}$ обычно определяются в процессе обработки результатов испытаний насосов при постоянном давлении и переменной частоте

вращения вала, а коэффициенты C_f – при постоянной частоте вращения вала и переменном давлении. Однако это связано с необходимостью большого количества весьма сложных и дорогостоящих экспериментов.

Современный уровень развития компьютерной техники и численных методов (Демидович В.П., Марон И.А., 1963; Гринчишин Я.Т., Ефимов В.И., Ломакович А.Н., 1988) предполагает принципиально новое решение таких задач, существенно сокращающее количество необходимых экспериментов. Примером может служить предлагаемый метод идентификации параметров гидромеханических потерь шестеренного насоса, создающего поток рабочей жидкости в РМ с четырехдроссельным электрогидравлическим усилителем (Белоногов О.Б. и др., 1997).

В результате испытаний шестеренного насоса совместно с электродвигателем постоянного тока с возбуждением от постоянных магнитов ЭРМ-96А на специальном нагрузочном стенде были получены зависимости $\omega = \omega(p - p_c)$, $I = I(p - p_c)$, $Q = Q(p - p_c)$, численные значения которых приведены в таблице.

таблица – Экспериментальные данные шестеренного насоса совместно с приводным электродвигателем постоянного тока

$p - p_c$, МПа	ω , с ⁻¹	I , А	Q , м ³ /с
0,0000	592,7	3,6	$5,180 \cdot 10^{-5}$
0,4905	578,0	4,5	$4,995 \cdot 10^{-5}$
0,9810	562,9	4,9	$4,681 \cdot 10^{-5}$
1,4715	548,9	6,2	$4,527 \cdot 10^{-5}$
1,9620	534,0	7,8	$4,158 \cdot 10^{-5}$
2,4525	519,9	8,7	$3,836 \cdot 10^{-5}$
2,9430	504,9	10,0	$3,425 \cdot 10^{-5}$
3,4335	489,9	11,2	$3,163 \cdot 10^{-5}$
3,9240	475,0	12,3	$2,503 \cdot 10^{-5}$

Перед разработкой метода идентификации параметров гидромеханических потерь шестеренного насоса сделаем следующие допущения:

- избыточное давление всасывания насоса равно нулю ($p_c = 0$);
- температура рабочей жидкости постоянна ($t = \text{const}$) и равна температуре нормальных климатических условий;
- идентификация параметров приводного электродвигателя постоянного тока с возбуждением от постоянных магнитов ЭНА РМ была проведена ранее;
- составляющая жидкостного вязкого трения зависит от среднего значения динамической вязкости рабочей жидкости, определяемой давлениями всасывания и нагнетания насоса

$$\mu(t, p, p_c) = \frac{\rho(t, p) + \rho(t, p_c)}{2} \times \frac{v(t, p) + v(t, p_c)}{2}, \quad (2)$$

где p – давление нагнетания насоса; p_c – давление всасывания насоса; t – температура рабочей жидкости.

С учетом принятых допущений перепад давлений на насосе

$$\Delta p = p - p_c = p, \quad (3)$$

а динамическая вязкость рабочей жидкости (2) будет определяться выражением

$$\mu(p) = \frac{\rho(t, p) + \rho(t, 0)}{2} \times \frac{v(t, p) + v(t, 0)}{2}. \quad (4)$$

Записываем уравнение баланса напряжений в якорной цепи электродвигателя

$$U = RI + K_\omega \omega, \quad (5)$$

где U – напряжение питания электродвигателя; R – активное сопротивление якорной цепи; K_ω – коэффициент электромагнитной скоростной связи.

Уравнение (5) можно переписать в следующем виде:

$$I = \frac{U}{R} + \frac{K_\omega}{R} \omega. \quad (6)$$

После подстановки (6) в (1) получаем

$$K_M \left(\frac{U}{R} + \frac{K_\omega}{R} \omega \right) = M_{с.т.э} + M_{с.т.н} + C_f q_T p + C_{ж} q_T \mu \omega + q_T p. \quad (7)$$

В результате идентификации параметров приводного электродвигателя при $U=27$ В были получены следующие значения параметров и коэффициентов его математической модели: $K_\omega=0,042$ В·с; $K_M=0,049$ Н·м/А; $R=0,589$ Ом; $M_{с.т.э}=0,0926$ Н·м.

Далее, вводя новые коэффициенты

$$K_\omega = \frac{K_\omega K_M}{R}, \quad (8)$$

$$M_0 = \frac{U K_M}{R}, \quad (9)$$

с учетом уравнений (3), (4), (8) и (9) выражение (7) после несложных преобразований можно представить в виде

$$M_0 = M_{с.т.э} + M_{с.т.н} + (C_f + 1) q_T p + [C_{ж} q_T \mu(p) + K_\omega] \omega. \quad (10)$$

Для разработки метода идентификации параметров механических потерь $M_{с.т.н}$, C_f и $C_{ж}$ воспользуемся методом наименьших квадратов (Мостеллер Ф., Тьюки Дж., 1982), для чего составим из (10) минимизируемый функционал

$$F_1 = \sum_{i=1}^n \{ M_0 - M_{с.т.э} - M_{с.т.н} - (C_f + 1) q_T p_i - [C_{ж} q_T \mu(p_i) + K_\omega] \omega_i \}^2 = \min. \quad (11)$$

Необходимым условием минимума функционала (11) является равенство нулю его частных производных по искомым параметрам и коэффициентам, т.е.

$$\begin{cases} \frac{\partial F_1}{\partial M_{с.т.н}} = \sum_{i=1}^n \{ M_0 - M_{с.т.э} - M_{с.т.н} - (C_f + 1) q_T p_i - [C_{ж} q_T \mu(p_i) + K_\omega] \omega_i \}^2 \times (-1) = 0; \\ \frac{\partial F_1}{\partial C_f} = \sum_{i=1}^n \{ M_0 - M_{с.т.э} - M_{с.т.н} - (C_f + 1) q_T p_i - [C_{ж} q_T \mu(p_i) + K_\omega] \omega_i \}^2 \times (-q_T p_i) = 0; \\ \frac{\partial F_1}{\partial C_{ж}} = \sum_{i=1}^n \{ M_0 - M_{с.т.э} - M_{с.т.н} - (C_f + 1) q_T p_i - [C_{ж} q_T \mu(p_i) + K_\omega] \omega_i \}^2 \times [-q_T \mu(p_i) \omega_i] = 0. \end{cases} \quad (12)$$

После преобразований в системе уравнений (12) вводим следующие обозначения для сумм:

$$S_1 = \sum_{i=1}^n p_i; S_2 = \sum_{i=1}^n \omega_i; S_3 = \sum_{i=1}^n \mu(p_i) \omega_i; S_4 = \sum_{i=1}^n p_i^2; \\ S_5 = \sum_{i=1}^n \mu(p_i) p_i \omega_i; S_6 = \sum_{i=1}^n p_i \omega_i; S_7 = \sum_{i=1}^n \mu(p_i) \omega_i^2; S_8 = \sum_{i=1}^n [\mu(p_i) \omega_i]^2$$

и получаем систему идентификационных уравнений

$$\begin{cases} M_{с.т.н} = \frac{n(M_0 - M_{с.т.э}) - (C_f + 1) q_T S_1 - C_{ж} q_T S_3 - K_\omega S_2}{n}; \\ C_f = \frac{(M_0 - M_{с.т.э} - M_{с.т.н}) q_T S_1 - q_T^2 S_4 - C_{ж} q_T^2 S_5 - K_\omega q_T S_6}{q_T^2 S_4}; \\ C_{ж} = \frac{(M_0 - M_{с.т.э} - M_{с.т.н}) q_T S_3 - (C_f + 1) q_T S_5 - K_\omega q_T S_7}{q_T^2 S_8}. \end{cases} \quad (13)$$

Решение системы нелинейных алгебраических уравнений (13) возможно итерационным методом Зейделя (Гринчишин Я.Т., Ефимов В.И., Ломакович А.Н., 1988). В результате численного решения (13) при заданной погрешности вычислений $\varepsilon=5 \cdot 10^{-5}$ получаем следующие значения искомых параметров гидромеханических потерь шестеренного насоса: $M_{с.т.н}=0,02089948$ Н·м; $C_f=0,02331949$ и $C_{ж}=134647,88$.

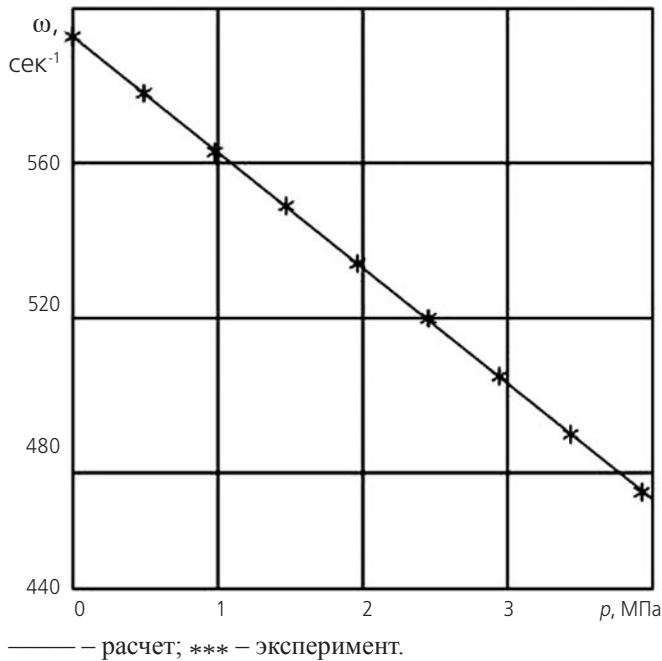
Экспериментальные и расчетные графики зависимостей $\omega=\omega(p)$ и $I=I(p)$, рассчитанные по выражениям

$$\omega = \frac{M_0 - M_{с.т.э} - M_{с.т.н} - (C_f + 1) q_T p}{C_{ж} q_T \mu(p) + K_\omega};$$

$$I = [M_{с.т.э} + M_{с.т.н} + (C_f + 1) q_T p + C_{ж} q_T \mu(p) \omega] / K_M,$$

с полученными значениями параметров гидромеханических потерь шестеренного насоса приведены на рисунках 1 и 2.

Как видно из рисунков, графики имеют хорошую сходимость, а порядки величин коэффициентов C_f и $C_{ж}$ соответствуют вышеуказанным значениям, что подтверждает правильность разработанного метода.



рисунк 1. Графики зависимостей $\omega=\omega(p)$ ЭНА

Таким образом, разработанный метод позволяет идентифицировать параметры механических потерь шестеренного насоса даже при наличии только одного комплекса экспериментальных характеристик, однако следует иметь в виду, что при этом качество эксперимента и его статистическая обработка должны быть весьма высокими.

2. Метод идентификации параметров объемных потерь шестеренного насоса

В модели Вильсона (*Wilson W.E.*, 1950) расход от насоса определяется уравнением

$$Q = q_T \omega - C_s \frac{q_T}{\mu} (p - p_c),$$

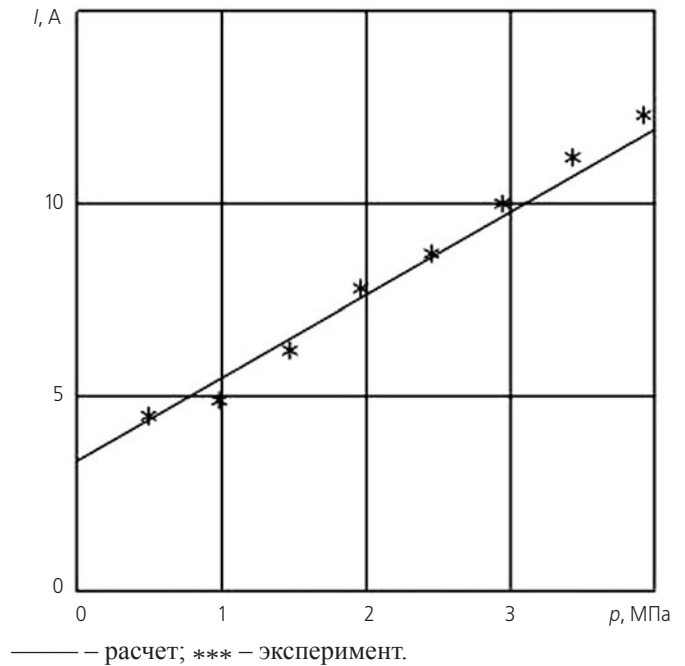
где C_s – коэффициент утечек.

Более поздние исследования (*Wilson W.E.*, 1950) показали, что утечки в насосе зависят не только от перепада давления, но и от угловой скорости вращения его вала, т.е.

$$Q = q_T \omega - C_s \frac{q_T}{\mu} (p - p_c) - C_n \omega, \quad (14)$$

где C_n – коэффициент утечек, зависящий от скорости вращения вала насоса.

В работе (*Полюшков А.Г.*, 1979) отмечены трудности определения значений C_s и C_n , однако, как было отмечено выше, современный уровень развития компьютерной техники и разработка новых численных методов (*Гринчишин Я.Т., Ефимов В.И., Ломакович А.Н.*, 1988) позволяют их преодолеть.



рисунк 2. Графики зависимостей $I=I(p)$ ЭНА

Перед разработкой метода идентификации сделаем следующие основные допущения:

- избыточное давление всасывания насоса равно нулю ($p_c=0$);
- температура рабочей жидкости постоянна ($t=\text{const}$);
- составляющая утечки, определяемой давлением нагнетания насоса, зависит от среднего значения динамической вязкости рабочей жидкости, определяемой давлениями всасывания и нагнетания насоса (2).

С учетом сделанных допущений выражение (14) можно переписать в виде

$$Q = q_T \omega - C_s \frac{q_T}{\mu} p - C_n \omega. \quad (15)$$

В основу метода идентификации параметров объемных потерь насоса C_s и C_n также положим метод наименьших квадратов (*Мостеллер Ф., Тьюки Дж.*, 1982).

Составляем из (15) минимизируемый функционал

$$F_2 = \sum_{i=1}^n \left[Q_i - q_T \omega_i + C_s \frac{q_T}{\mu(p_i)} p_i + C_n \omega_i \right]^2 = \min. \quad (16)$$

Необходимое условие минимума функционала (18) – равенство нулю его частных производных по искомым параметрам C_s и C_n , т.е.

$$\begin{cases} \frac{\partial F_2}{\partial C_s} = \sum_{i=1}^n \left[Q_i - q_T \omega_i + C_s \frac{q_T}{\mu(p_i)} p_i + C_n \omega_i \right] \frac{q_T p_i}{\mu(p_i)} = 0; \\ \frac{\partial F_2}{\partial C_n} = \sum_{i=1}^n \left[Q_i - q_T \omega_i + C_s \frac{q_T}{\mu(p_i)} p_i + C_n \omega_i \right] \omega_i = 0. \end{cases} \quad (17)$$

Вводя следующие новые коэффициенты:

$$S'_1 = \sum_{i=1}^n \frac{\omega_i p_i}{\mu(p_i)}; S'_2 = \sum_{i=1}^n \frac{Q_i p_i}{\mu(p_i)}; S'_3 = \sum_{i=1}^n \frac{p_i^2}{\mu(p_i)};$$

$$S'_4 = \sum_{i=1}^n \omega_i^2; S'_5 = \sum_{i=1}^n \omega_i Q_i,$$

после несложных преобразований в системе уравнений (17) получаем систему идентификационных уравнений

$$\begin{cases} C_s = \frac{q_T^2 S'_1 - q_T S'_2 - C_n q_T S'_1}{q_T^2 S'_3}; \\ C_n = \frac{q_T S'_4 - S'_5 - C_s q_T S'_1}{S'_4} \end{cases} \quad (18)$$

Система нелинейных уравнений (18) решается с помощью итерационного метода Зейделя (Демидович В.П., Марон И.А., 1963; Гринчишин Я.Т., Ефимов В.И., Ломакович А.Н., 1988). В результате численного решения при заданной погрешности вычислений $\varepsilon = 1 \cdot 10^{-10}$ получены следующие значения: $C_s = 2,373948 \cdot 10^{-13}$; $C_n = 1,039999 \cdot 10^{-1}$ м³, при этом величина суммы квадратов уклонений составила $C_{\text{кв}} = 1,5968 \cdot 10^{-11}$.

Экспериментальные и расчетные графики зависимости $Q=Q(p)$, приведенные на рисунке 3, показывают хорошую сходимость лишь в узких диапазонах при малых и больших перепадах давлений из экспериментального диапазона.

Полученные несовпадения экспериментальных и расчетных характеристик объясняются тем, что зависимость Q от параметров ω и p имеет веерообразное расхождение (Полушков А.Г., 1979), а размеры путей утечек изменяются в зависимости от режимов работы насоса. Но тогда логично предположить, что коэффициент C_s является не постоянной величиной, а некоторой функцией от p .

В качестве рабочей выдвигаем гипотезу о том, что C_s является линейной функцией p , т.е.

$$C_s = C_p p, \quad (19)$$

где C_p – коэффициент объемных потерь от давления.

После подстановки равенства (19) в (15) получаем

$$Q = q_T \omega - C_p \frac{q_T}{\mu} p^2 - C_n \omega, \quad (20)$$

т.е. утечки, обусловленные перепадом давлений на насосе, имеют квадратичный характер зависимости от него.

Для разработки метода идентификации параметров объемных потерь насоса C_p и C_n также воспользуемся методом наименьших квадратов (Мостеллер Ф.,

Тьюки Дж., 1982). С этой целью составляем из уравнения (20) минимизируемый функционал

$$F_3 = \sum_{i=1}^n \left[Q_i - q_T \omega_i + C_p \frac{q_T}{\mu(p_i)} p_i^2 + C_n \omega_i \right]^2 = \min. \quad (21)$$

Необходимым условием минимума функционала (21) является равенство нулю частных производных по искомым параметрам C_p и C_n :

$$\begin{cases} \frac{\partial F_3}{\partial C_p} = \sum_{i=1}^n \left[Q_i - q_T \omega_i + C_p \frac{q_T}{\mu(p_i)} p_i^2 + C_n \omega_i \right] \frac{q_T p_i^2}{\mu(p_i)} = 0; \\ \frac{\partial F_3}{\partial C_n} = \sum_{i=1}^n \left[Q_i - q_T \omega_i + C_p \frac{q_T}{\mu(p_i)} p_i^2 + C_n \omega_i \right] \omega_i = 0. \end{cases} \quad (22)$$

После преобразований системы уравнений (22), и вводя следующие обозначения для сумм:

$$S''_1 = \sum_{i=1}^n \frac{\omega_i p_i^2}{\mu(p_i)}; S''_2 = \sum_{i=1}^n \frac{Q_i p_i^2}{\mu(p_i)}; S''_3 = \sum_{i=1}^n \frac{p_i^4}{\mu(p_i)};$$

$$S''_4 = \sum_{i=1}^n \omega_i^2; S''_5 = \sum_{i=1}^n \omega_i Q_i,$$

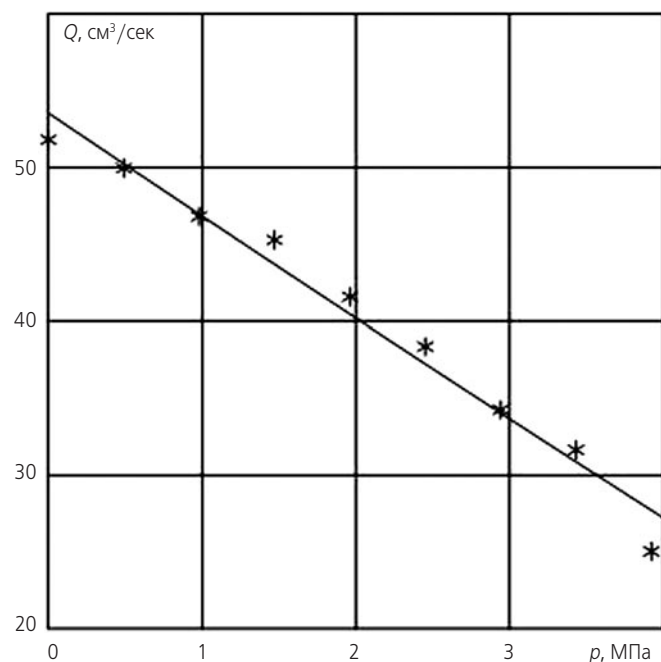
получаем систему идентификационных уравнений

$$\begin{cases} C_p = \frac{q_T^2 S''_1 - q_T S''_2 - C_n q_T S''_1}{q_T^2 S''_3}; \\ C_n = \frac{q_T S''_4 - S''_5 - C_s q_T S''_1}{S''_5}. \end{cases} \quad (23)$$

Система нелинейных уравнений (23) также решается с применением итерационного метода Зейделя (Демидович В.П., Марон И.А., 1963; Гринчишин Я.Т., Ефимов В.И., Ломакович А.Н., 1988). В результате численного решения при заданной погрешности вычислений $\varepsilon = 1 \cdot 10^{-10}$ получены следующие значения искомых параметров: $C_p = 6,1537 \cdot 10^{-14}$ м²/(Н/с); $C_n = 1,77 \cdot 10^{-8}$ м³. При этом величина суммы квадратов уклонений составила $C_{\text{кв}} = 3,686 \cdot 10^{-12}$.

Экспериментальные и расчетные графики зависимости $Q=Q(p)$, приведенные на рисунке 4, показывают хорошую сходимость во всем диапазоне перепадов давлений, создаваемых насосом.

Сопоставление результатов расчетов, приведенных на рисунках 3 и 4, а также анализ полученных сумм квадратов уклонений свидетельствуют о том, что составляющая расхода утечки, обусловленная перепадом давления, создаваемого шестеренным насосом ЭНА РМ, по всей видимости, имеет квадратичный характер зависимости от него, что подтверждает принятую гипотезу.



— — расчет; *** — эксперимент.

рисунок 3. Статическая расходно-перепадная характеристика $Q=Q(p)$ насоса при линейном законе изменения расхода утечки от перепада давления

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам проведенных работ и исследований можно сделать следующие выводы:

1. Разработан и предложен метод идентификации параметров гидромеханических потерь шестеренных насосов электрогидравлических рулевых машин, позволяющий дифференцировать потери энергии на сухое трение и жидкостное вязкое трение и получать искомые значения параметров, используя только один комплекс экспериментальных характеристик.

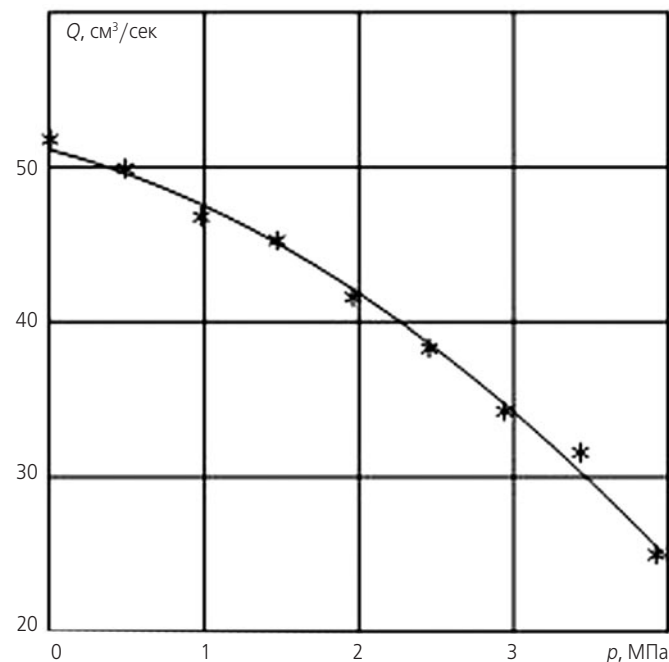
2. Разработаны и предложены методы идентификации параметров объемных потерь шестеренных насосов электрогидравлических рулевых машин по экспериментальным характеристикам для линейной и квадратичной моделей зависимостей составляющей расхода утечки от перепада давления.

3. Показано, что составляющая расхода утечки, обусловленная перепадом давления, создаваемого шестеренным насосом ЭНА РМ, имеет квадратичный характер зависимости от него.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Баишта Е.М. Объемные насосы и гидравлические двигатели гидросистем: учеб. для вузов. М.: Машиностроение. 1974. 606 с.

Белицкий Д.С., Белоногов О.Б., Жарков М.Н. Исполнительные приводы систем управления // Ма-



— — расчет; *** — эксперимент.

рисунок 4. Статическая расходно-перепадная характеристика $Q=Q(p)$ насоса при квадратичном законе изменения расхода утечки от перепада давления

шиностроение: энциклопедия. Т. IV-22. Ракетно-космическая техника. Книга 1. Глава 8.8. М: Машиностроение, 2012. С. 918-924.

Белоногов О.Б. и др. Методы расчета статических характеристик автономных однокаскадных рулевых машин с четырехдроссельным электрогидравлическим усилителем с отрицательным перекрытием // Ракетно-космическая техника. 1997. Сер. XII. Вып. 1. С. 29-52.

Гринчишин Я.Т., Ефимов В.И., Ломакович А.Н. Алгоритмы и программы на Бейсике: учеб. пособие для студентов пед. ин-тов по физ.-мат. спец. М: Просвещение, 1988. С. 31-32.

Демидович В.П., Марон И.А. Основы вычислительной математики. М: Физматгиз, 1963. 659 с.

Мостеллер Ф., Тьюки Дж. Анализ данных и регрессия: В 2-х вып. Вып. 2; пер. с англ. Б.Л. Розовского / Под ред. и с предисл. Ю.П. Адлера. М.: Финансы и статистика, 1982. 239 с.

Полюшков А.Г. Методы расчета энергетических характеристик насосов объемного типа // Вестник машиностроения. 1979. № 9. С. 3-6.

Wilson W.E. Positive displacement pumps and fluid motors. Pittman Publishing Corp., N.Y, 1950. 250 p.

Статья поступила в редакцию 25.11.2013 г.

УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЕ КОМБИНИРОВАННЫЕ МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ ПОВЕРХНОСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ КОНЦЕНТРИРОВАННЫМИ ПОТОКАМИ ЭНЕРГИИ

IMPROVED COMBINED METHODS OF AEROSPACE MATERIALS SURFACE TREATMENT BY CONCENTRATED ENERGY FLUXES

Б.Л. Крит¹,
профессор, доктор
технических наук,
bkrit@mail.ru;
B.L. Krit

С.А. Тихонов¹,
tomrve-2005@
yandex.ru;
S.A. Tikhonov

В.А. Сорокин²,
профессор, доктор
технических наук,
okb-iskra@yandex.ru;
V.A. Sorokin

В.П. Францевич²,
доцент, кандидат
технических наук,
okb-iskra@yandex.ru;
V.P. Frantskevich

О.В. Сомов³,
кандидат
технических наук,
ovsomov@mail.ru;
O.V. Somov

В статье рассмотрены современные методы обработки поверхности аэрокосмических материалов, в частности – усовершенствованные комбинированное лазерно-магнитное воздействие и полиэнергетическая высокодозная ионная имплантация. Приведены результаты экспериментальных исследований модифицирующего воздействия описываемых методов.

Ключевые слова: лазерно-магнитный метод; высокодозная имплантация; модификация поверхности.

ВВЕДЕНИЕ

Обработка материалов концентрированными потоками энергии представляет одно из наиболее перспективных направлений современного материаловедения в авиастроении и космонавтике. Особенно интенсивно развиваются методы, использующие ионные и лазерные пучки. При ионной обработке, в частности – ионной имплантации, поверхностные свойства материалов модифицируются в результате внедрения высокоэнергетических ионов, вызывающих изменения элементного состава (легирование) и структурно-фазового состояния приповерхностных слоев. С помощью ионной имплантации удается направленно изменять такие свойства материалов, как микротвердость, износостойкость, коррозионная стойкость, жаростойкость, а также фрикционные, оптические, магнитные, токопроводящие, эмиссионные свойства и др.

The article describes up-to-date surface treatment methods for aerospace materials, in particular, improved combined laser-magnetic impact and polyenergetic high-dose ion implantation. The experimental results of modifying effect of the described methods are presented.

Key words: laser-magnetic method; high-dose implantation; surface modification.

Развитие лазерной техники обусловило широкое применение квантовых генераторов для обработки материалов. Одним из перспективных направлений лазерной технологии с точки зрения модификации свойств материалов является поверхностное лазерное упрочнение, при котором направленно изменяется структурно-фазовое состояние приповерхностных слоев за счёт импульсной термообработки. Перспективность такой технологии обусловлена возможностью создания различных новых поверхностных структур с улучшенными физико-химико-механическими свойствами в достаточно толстых слоях при использовании относительно простого оборудования.

Анализ различных технологических процессов показал, что эффективность лазерных методов обработки может быть значительно увеличена в слу-

¹ ФГБОУ ВПО «МАТИ – Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского», Россия, Москва.

Federal State Educational Institution of Higher Professional Education, «МАТИ – Russian State Technological University named after K.E. Tsiolkovsky», Russia, Moscow.

² ОАО «МКБ «Искра» им. И.И. Карпукова», Россия, Москва.

Open Joint Stock Company «Engineering Design Bureau «Iskra» named after Ivan Kartukov», Russia, Moscow.

³ ФГБОУ ВПО «Пермский национальный исследовательский политехнический университет», Россия, Пермь.

Federal State Educational Institution of Higher Professional Education «Perm National Research Polytechnic University», Russia, Perm.

чае создания лазерных комбинированных методов, основанных на объединении лазерных источников с другими источниками энергетического воздействия на материалы.

Одним из такого рода методов является комбинированный лазерно-магнитный метод обработки материалов. Сущность метода заключается в последовательном или параллельном воздействии на обрабатываемый материал лазерного излучения и постоянного или импульсного магнитного поля. В рамках этого направления возможна разработка таких технологических процессов, как лазерно-магнитное легирование, лазерно-магнитное упрочнение, лазерно-магнитная сварка и резка материала. По сравнению с обычной лазерной обработкой лазерно-магнитная обработка позволяет значительно улучшить прочностные характеристики материала, повысить износостойкость и микротвердость материала, увеличить скорость и чистоту реза материала.

К настоящему времени одной из основных проблем развития лазерно-магнитного метода и новых технологий на его базе является разработка научных основ метода, систематическое экспериментальное и теоретическое изучение механизмов воздействия на материалы лазерного излучения и внешнего магнитного поля, создание адекватных моделей и их экспериментальная проверка.

1. Полиэнергетическая высокодозная ионная имплантация как метод модификации свойств поверхности аэрокосмических материалов

Ионная имплантация – высокоэффективный физический метод научных исследований и технологической обработки, основанный на взаимодействии управляемых потоков высокоэнергетических ионов с поверхностью твердого тела для направленного изменения его свойств, связанных с атомной структурой. При ионной имплантации обрабатывающие ионы преодолевают поверхностный энергетический барьер, внедряются в поверхностный слой, вызывая повышение концентрации атомов обрабатываемого вещества в последнем; внедрению сопутствует мощное радиационное воздействие, связанное с рассеянием кинетической энергии ионов в сопротивляющейся среде обрабатываемого материала и приводящее к дефектообразованию. Таким образом, ионная имплантация охватывает два взаимосвязанных процесса – внедрение (легирование) и радиационную обработку (дефектообразование) (*Ионная имплантация*, 1985; *Kozlov D.A. et al.*, 2011).

При воздействии ионными потоками на поверхностном слое материалов происходит комплекс явлений,

включающий изменение элементного состава модифицированного слоя как с созданием твердых растворов, так и с формированием и выделением новых фаз. В кристаллических материалах может происходить изменение параметров решетки и ее типа, размеров и ориентации зерен и блоков кристаллов, вплоть до аморфизации, появления радиационных дефектов вакансионного и дислокационного типов, создания внутренних сжимающих и растягивающих напряжений. В зависимости от параметров ионной имплантации происходит изменение свойств поверхностного слоя материалов, таких, как твердость, усталость, смазочное действие, изнашивание, коэффициент трения, коррозионная стойкость, электрохимическое состояние, каталитическое действие, связи на поверхности, отражательная способность, токопроводящие свойства, адгезия, эмиссионные и эрозионные свойства.

В работе (*Ананьев А.И. и др.*, 2012) исследованы различные покрытия на основе токопроводящих материалов для повышения работоспособности космических аппаратов. При обработке конструкционных материалов авиастроения существенное изменение свойств происходит при достижении концентрации примесей, по плотности сравнимой с плотностью твердого тела. Необходимые для этого дозы облучения составляют порядка 10^{16} – 10^{18} ион/см² (диапазон высоких доз). Для высокодозной ионной имплантации (ВИИ) используют ионы с энергией, при которой их пробег в материале превышает толщину распыленного слоя. При энергии ионов $\approx 10^4$ – 10^6 эВ глубина залегания ионов составляет 0,1–1 мкм (*Комаров Ф.Ф.*, 1990; *Быковский Ю.А. и др.*, 1991; *Физика и технология источников ионов*, 1998).

Высокодозную ионную имплантацию можно рассматривать как сложное химическое, термическое и механическое воздействие на материалы. ВИИ обладает рядом преимуществ перед другими способами обработки материалов (например, напылением):

- увеличение растворимости в твердом состоянии;
- возможность внедрения любого элемента в поверхность любого твердого тела, в том числе взаимно нерастворимых элементов;
- независимость образования сплава от констант диффузии;
- возможность быстрого изменения состава сплава;
- независимость поверхностных процессов от протекающих в объеме;
- возможность процесса при низких температурах;
- незначительное изменение размеров обрабатываемого изделия;
- отсутствие проблемы адгезии, так как не существует ярко выраженной поверхности раздела;

- контролируемая глубина распределения примеси;
- вакуумная чистота, высокая контролируемость и воспроизводимость.

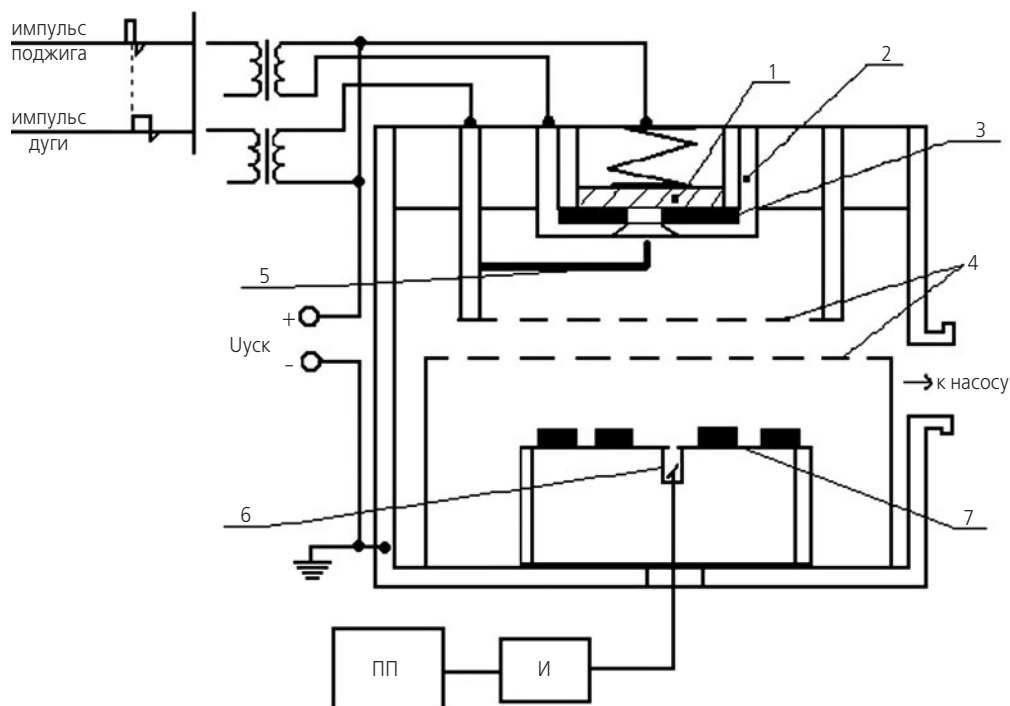
В настоящее время интенсивно развиваются работы по модификации свойств конструкционных материалов ионно-плазменными потоками, позволяющими изменять физико-механические, электрофизические, электрохимические свойства поверхностного слоя материалов и изделий из них (Комаров Ф.Ф., 1990; Быковский Ю.А. и др., 1991; Физика и технология источников ионов, 1998; Kozlov D.A. et al., 2011).

В этих работах снижаются требования к моноэнергетичности и чистоте ионного пучка при необходимости повышения производительности (дозы обработки 10^{16} – 10^{18} см⁻²) и площади обрабатываемых изделий (соответственно, ионного пучка) до 10^2 – 10^3 см². Высокую производительность имеют бесепарационные технологические имплантеры с вакуумно-дуговыми импульсными ионными источниками металлов типа MEVVA (metal vapor vacuum arc), однако эти источники имеют сложный состав ионного пучка как по зарядности ионов, так и по их энергиям (Быковский Ю.А. и др., 1991; Физика и технология источников ионов, 1998; Kozlov D.A. et al., 2011). Энергия однозарядных ионов определяется ускоряющим напряжением, энергии многозарядных ионов являются кратными энергии однозарядных, следовательно, данная ионная имплантация полиэнергетическая. Устройство разработанного в МАТИ–РГТУ им. К.Э. Циолковского бесепарационного имплантера ИМП-60/2 с импульсным вакуумно-дуговым ионным источником иллюстрирует схема, представленная на рисунке 1.

Поджиг дуги инициируется электрическим пробоем кольцевого керамического изолятора 3 между сменным водоохлаждаемым катодом 1 диаметром 10 мм и поджигающим электродом 2. Дуговой разряд поддерживается импульсным источником питания, обеспечивающим в течение 300 мкс ток дуги около 300 А. Ускорение ионов материала катода, генерируемых вакуумной дугой, происходит в электростатическом поле между вольфрамовыми сетками ионно-оптической системы 4. Применение стержневой анодной вставки 5 позволяет более чем в три раза увеличить ток извлекаемых ионов за счет изменения индикатрисы выхода ионов из катода. Дозиметрия ионного облучения образцов, устанавливаемых на предметный столик 7, производится с помощью цилиндра Фарадея 6 и интегратора тока И, преобразующего заряд в частоту следования импульсов, суммируемых затем пересчетным прибором ПП. Имплантер позволяет получать широкоапертурные круглого сечения (диаметр выходной апертуры 30 см) пучки ионов металлов с током 0,1–1 А, длительностью импульсов ~300 мкс, частотой следования импульсов до 50 Гц. Максимальное значение ускоряющего напряжения $U_{\text{уск}} = 50$ кВ.

Полученные в настоящей работе экспериментальные данные полиэнергетической высокодозной имплантации интерпретировали в рамках аналитической модели высокодозной ионной имплантации, в которой учитывается только один доминирующий фактор – распыление мишени ионной бомбардировкой.

При полиэнергетической имплантации, когда энергия ионов определяется их зарядом $q=1, 2, 3, \dots$, пар-



рисунк 1. Схема импульсного вакуумно-дугового ионного источника

циальные концентрационные профили ионов в мишени $N_q(x)$ могут быть описаны в виде

$$N_q(x) = \frac{N_0 \cdot n_q}{2S} \left[\operatorname{erf}\left(\frac{x + \frac{F}{N_0}S - R_q}{\sqrt{2} \cdot \Delta R_q}\right) - \operatorname{erf}\left(\frac{x - R_q}{\sqrt{2} \cdot \Delta R_q}\right) \right],$$

где N_0 – концентрация атомов мишени; n_q – относительная концентрация ионов с зарядом q в пучке; R_q и ΔR_q – соответственно проективный пробег и среднеквадратичный разброс проективного пробега ионов с зарядом q ; F – флюенс имплантации. Коэффициент распыления при полиэнергетическом ионном облучении

$$S = \sum_{q=1}^n S_q n_q,$$

где S_q – коэффициент распыления мишени ионами с зарядом q . Значения S_q рассчитывали с помощью программ SRIM-96 и NBS, разработанных с участием учёных МАТИ.

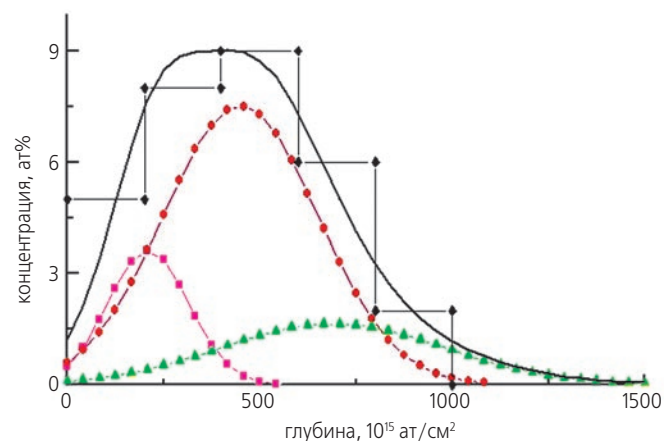
Суммарный концентрационный профиль имплантированных атомов

$$N(x) = \sum_{q=1}^n N_q(x).$$

Интегральная доза имплантации

$$D_p = \int N(x) dx.$$

Пример расчетов парциальных и суммарного концентрационных профилей приведен на рисунке 2. Видно, что суммарный концентрационный профиль существенно определяется зарядовым составом ионного пучка.



- парциальный профиль ионов с зарядом +1;
- парциальный профиль ионов с зарядом +2;
- ▲— парциальный профиль ионов с зарядом +3;
- суммарный концентрационный профиль;
- ◆— данные спектрометрии РОР (резерфордовское обратное рассеяние).

рисунк 2. Измеренный (РОР) и расчетные концентрационные профили меди, имплантированной в графит

2. Лазерно-магнитная обработка материалов

Комбинированный лазерно-магнитный метод (ЛММ) основан на воздействии на материал лазерного излучения и магнитного поля (Добровольский И.Г. и др., 1994). При взаимодействии лазерного излучения с материалами развиваются тепловые, газодинамические и гидродинамические процессы, связанные с перераспределением тепловой энергии в зоне действия лазерного излучения, плавлением, испарением материала, перемещением продуктов световой эрозии. Воздействие внешних магнитных полей на динамику данных процессов (ускорение или подавление конвективных потоков в жидкой фазе, изменение в характере истечения паровой фазы, локализация энергии магнитного поля в зоне действия лазера и т.д.) существенно изменяет характер и скорость фазовых переходов в материале, интенсивность разрушения зоны облучения, структурные изменения в материалах, что создает предпосылки для разработки новых технологических процессов и интенсификации существующих. Лазерно-магнитные технологические системы могут быть созданы на базе импульсных или постоянных магнитных устройств и лазеров, работающих в импульсном или непрерывном режиме. В соответствии с этим лазерно-магнитные системы (ЛМС) могут быть построены на базе одной из трех схем, когда используются:

- импульсный лазерный источник и постоянное магнитное поле;
- непрерывный лазерный источник и постоянное магнитное поле;
- импульсный лазерный источник и импульсное магнитное поле.

В зависимости от вида магнитного поля, типа лазера, режима его работы и выбранной системы управления световым излучением, пространственно-временными параметрами магнитного поля лазерно-магнитные системы могут быть построены по двум схемам: активной и пассивной (рисунок 3). ЛМС, работающие в активном режиме (рисунок 3а), строятся на базе импульсных лазеров 5 и электроимпульсных магнитных устройств 4 (ЭМУ). При данной схеме обрабатываемая заготовка 1 является элементом магнитной системы.

Управление импульсным электромагнитным полем осуществляется лазерным излучением, которое является источником инициирования электроимпульса и его синхронизации относительно лазерного излучения. Такая схема может быть построена на базе импульсного электромагнитного ускорителя (ИЭМУ), состоящего из электродной системы. Обрабатываемая заготовка выполняет функцию одного из электродов 1 (в случае обработки металлических заготовок) или

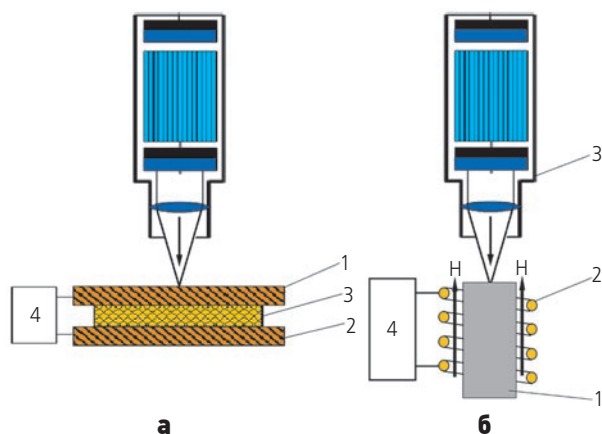


рисунок 3. Схемы ЛМС, работающие в активном (а) и пассивном (б) режимах

функцию межэлектродного промежутка 3 (в случае обработки неметаллических материалов). В первом случае заготовка является передним электродом по отношению к направлению действия луча лазера. Вторым электродом 2 может быть металлическая пластина, отделенная от переднего электрода изолятором 3.

ЛМС, построенные по активной схеме, могут быть использованы для решения технологических проблем в машино- и приборостроении при формообразовании точных отверстий малого диаметра в металлических и неметаллических материалах и формировании в них покрытий с заданными параметрами.

Наиболее приемлемой схемой ЛМС, с точки зрения модификации поверхности конструкционных материалов, является пассивная схема.

В пассивных ЛМС обрабатываемая заготовка, как правило, не является элементом магнитной цепи, при этом отсутствует системная связь между лазерным и магнитным источниками.

Типовая лазерно-магнитная система, построенная по пассивной схеме, представлена на рисунке 3б. Обрабатываемая заготовка 1 устанавливается в индуктор 2, формирующий продольное магнитное поле с помощью источника 4 напряженностью H относительно действия лазерного излучения. В качестве лазера 3 применяются твердотельные лазеры или CO_2 -лазеры, работающие в импульсном или непрерывном режимах. Обрабатываемая заготовка ориентируется внутри индуктора так, чтобы совместить центр максимальной плотности мощности лазерного излучения q с вектором максимальной напряженности магнитного поля H , а силовые линии магнитного потока были параллельны направлению действия лазерного излучения.

Алгоритм развития механизма взаимодействия лазерного излучения и магнитного поля с материалом при работе ЛМС в пассивном режиме может быть представлен следующими основными этапами (рисунок 4):

- развитие типовых процессов при воздействии лазерного излучения на материал (поглощение лазерного излучения материалом, перевод лучистой энергии в тепло и нагрев материала, сублимация материала, истечение паровой фазы из зоны взаимодействия) – рисунок 4а;
- генерация в паровой фазе термо-ЭДС и наведение в ней магнитного поля;
- взаимодействие магнитного поля плазмы с внешним полем;
- изменение характера истечения плазмы из зоны взаимодействия – рисунок 4б;
- уменьшение фронтальной скорости истечения плазмы, повышение ее плотности, рост давления в зоне взаимодействия, аккумуляция плазмой энергии лазерного излучения и передача ее в зону обработки;
- образование жидкой фазы и формирование в ней конвективных потоков, приводящих к созданию вихревых токов – рисунок 4в;
- взаимодействие вихревых токов с внешним полем, сопровождаемое термоэлектрическими процессами на границе раздела жидкая фаза – твердое тело;
- вынос жидкой фазы из зоны взаимодействия под действием светового и магнитного давлений – рисунок 4г.

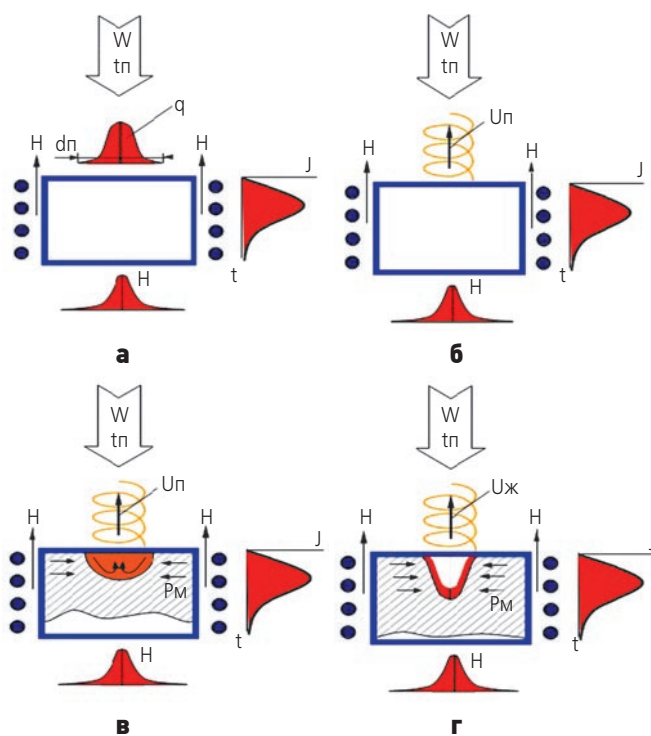


рисунок 4. Основные стадии развития процесса при ЛММ, построенного по пассивной схеме

В связи с тем, что лазерно-магнитный метод основан на совместном действии на материал лазерного излучения и магнитного поля, каждый из этих про-

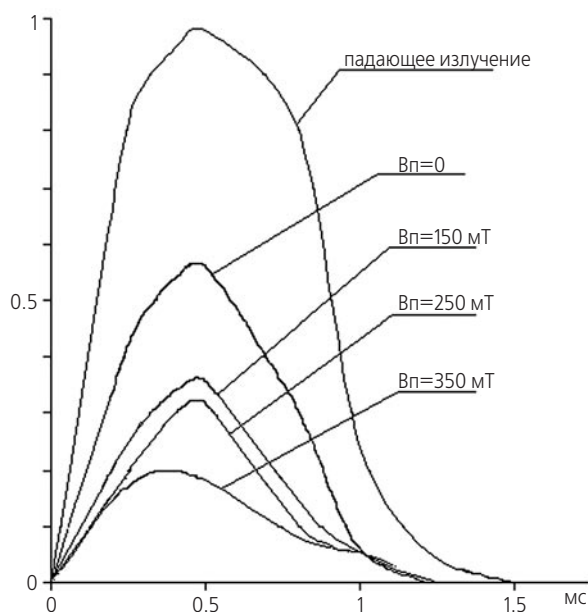


рисунок 5. Осциллограммы сигналов лазерного излучения, прошедших сквозь светозероэрозийный факел

цессов представляет определенные направления в различных областях физики и технологии и, независимо от существа рассматриваемого вопроса, является предметом целого ряда исследований как в теоретическом, так и в экспериментальном плане.

Оценка экранирующих свойств светозероэрозийной плазмы в продольном магнитном поле и без него проводилась путем сопоставления осциллограмм импульсов излучения, падающего на мишень и прошедшего сквозь светозероэрозийную плазму (рисунок 5).

Наблюдается заметное уменьшение амплитуды сигнала, что говорит о скачкообразной, пороговой экранировке факела. Кроме того, лазерная плазма в продольном магнитном поле прозрачна только в начальные 1,0–1,2 мс, после чего на всех режимах происходит отсечка зондирующего излучения, длительность которого 1,5 мс. Увеличение плотности мощности лазерного излучения приводит к уменьшению прозрачности светозероэрозийной плазмы, а создание в зоне воздействия лазерного излучения с материалом продольного постоянного магнитного поля приводит к еще большему усилению эффекта экранировки лазерного излучения. В процессе исследований выявлены зависимости яркостной температуры светозероэрозийной плазмы от индукции внешнего магнитного поля и энергии излучения лазера. Установлено, что при увеличении индукции магнитного поля от 0 до 250 мТл яркостная температура увеличивается на 25–35%.

Проведенные исследования показали, что присутствие магнитного поля существенно влияет на динамику процесса развития светозероэрозийной плазмы, образованной при взаимодействии лазерного излучения с материалом, и приводит к дополнительно-

му нагреву поверхностного слоя материала, что позволяет использовать лазерно-магнитный метод для упрочнения поверхности материалов.

закключение

Исследование объектов производства аэрокосмической промышленности, машиностроения и анализ их конструктивно-технологических характеристик показывают, что ионная имплантация и лазерно-магнитное упрочнение могут найти широкое применение в целях повышения коррозионной стойкости и износостойкости: режущего инструмента (резцов, сверл, фрез, разверток и т.д.); измерительного инструмента; при модификации поверхностных слоев элементов деталей приборов, работающих в агрессивных средах и в условиях трения (подшипники, валы, оси и т.д.).

В настоящее время нами разработан целый ряд технологических процессов, связанных с высокоэнергетическим воздействием на материалы данных изделий, по модификации поверхностных слоев элементов деталей и повышению их долговечности. Среди этих процессов одно из приоритетных мест при изготовлении деталей приборов могут занимать высокодозная полиэнергетическая ионная имплантация и лазерно-магнитное упрочнение.

список литературы

- Ананьев А.И., Чугунова Г.А. Разработка новой системы покрытия на основе токопроводящих материалов для обеспечения работоспособности космических аппаратов «Электро-Л» и «Спектр-Р» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 2. С. 46–51.
- Быковский Ю.А., Неволин В.Н., Фоминский В.Ю. Ионная и лазерная имплантация металлических материалов. М.: Энергоатомиздат. 1991. 240 с.
- Добровольский И.Г., Жикленков В.К., Подойницын В.Х. Способ лазерной прошивки отверстий и устройство для его осуществления // Патент РФ 2012464 № 4921198/08; заявл. 25.03.1991; опубл. 15.05.1994. Бюл. № 9. 1 с.
- Ионная имплантация / Под ред. Дж.К. Хирвонена. М.: Металлургия, 1985. 392 с.
- Комаров Ф.Ф. Ионная имплантация в металлы. М.: Металлургия, 1990. 216 с.
- Физика и технология источников ионов / Под ред. Я. Брауна. М.: Мир, 1998. 496 с.
- Kozlov D.A., Krit B.L., Stolyarov V.V., Ovchinnikov V.V. Ion – Beam Modification of Chromium Steel Tribological Behavior // Inorganic Materials: Applied Research. 2011. V. 2, № 3. P. 267–270.

Статья поступила в редакцию 21.02.2014 г.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВЫСОКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И НАДЁЖНОСТИ ЖРДМТ С ДЕФЛЕКТОРНО-ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СХЕМОЙ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ

ASSURANCE OF SMALL THRUST LPRE HIGH PERFORMANCE AND RELIABILITY WITH DEFLECTOR CENTRIFUGAL MIXING SCHEME



Ю.И. Агеенко¹,
кандидат технических
наук,
kbhimmash@korolev-net.ru;
Yu.I. Ageenko

И.Г. Панин¹,
kbhimmash@korolev-net.ru;
I.G. Panin

И.В. Пегин¹,
kbhimmash@korolev-net.ru;
I.V. Pegin

И.А. Смирнов¹,
кандидат физико-
математических наук,
kbhimmash@korolev-net.ru;
I.A. Smirnov

Приводятся результаты исследований по повышению энергетической эффективности двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малой тягой 25...400 Н на самовоспламеняющейся паре компонентов азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин. Отмечены высокие характеристики этих двигателей.

Ключевые слова:
*жидкостный ракетный двигатель малой тяги;
дефлекторно-центробежная схема;
удельный импульс; температура;
коэффициент соотношения компонентов.*

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) применяются в качестве исполнительных органов системы управления для ориентации, стабилизации и коррекции космических летательных аппаратов, а также для обеспечения запуска маршевого двигателя в разгонных блоках различных ракет-носителей. Исходя из назначения требования к ЖРДМТ непрерывно возрастают: это и срок активно-

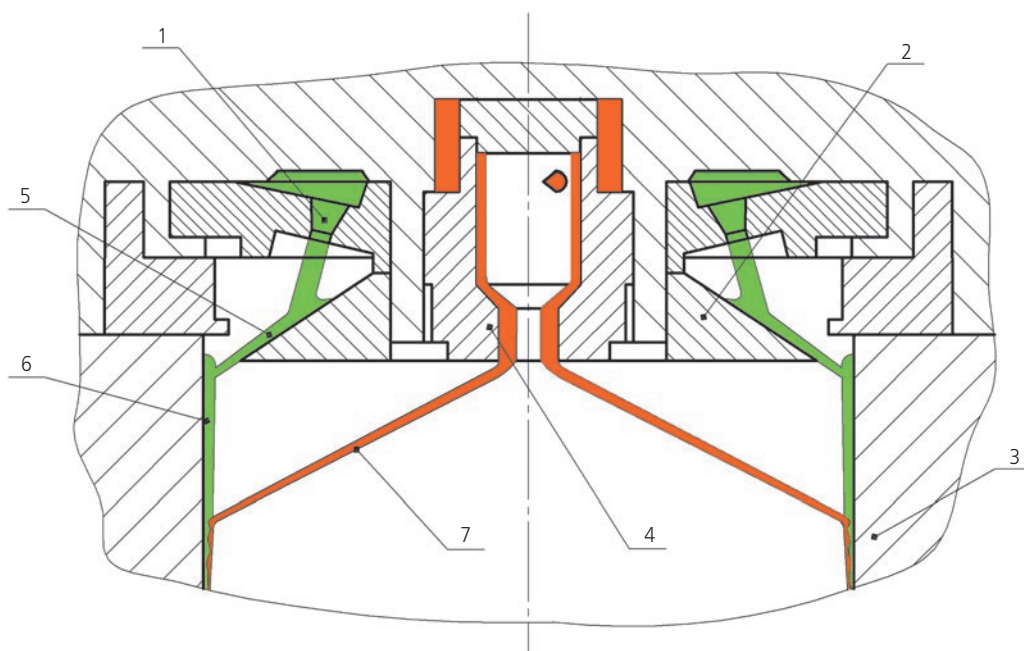
The results of studies on improvement of the energy efficiency of two-component liquid-propellant rocket engines of small thrust from 25 to 400 N powered by hypergolic rocket fuel couple of tetroxide nitrogen and unsymmetrical dimethylhydrazine are presented. High characteristics of these engines are mentioned.

Key words:
*liquid propellant rocket engine of small thrust;
deflector centrifugal mixing scheme;
specific impulse; temperature;
ratio of components.*

го существования до 15 лет и более; большие ресурсы как по суммарному времени работы (до 50000 с и более), так и по суммарному количеству включений (более 10^6); многорежимность, работа как в непрерывном, так и при большом наборе импульсных режимов с допущением любого сочетания времен включений и пауз; быстродействие с минимальным временем включения 0,03 с и менее и такими же

¹ «Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. 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.



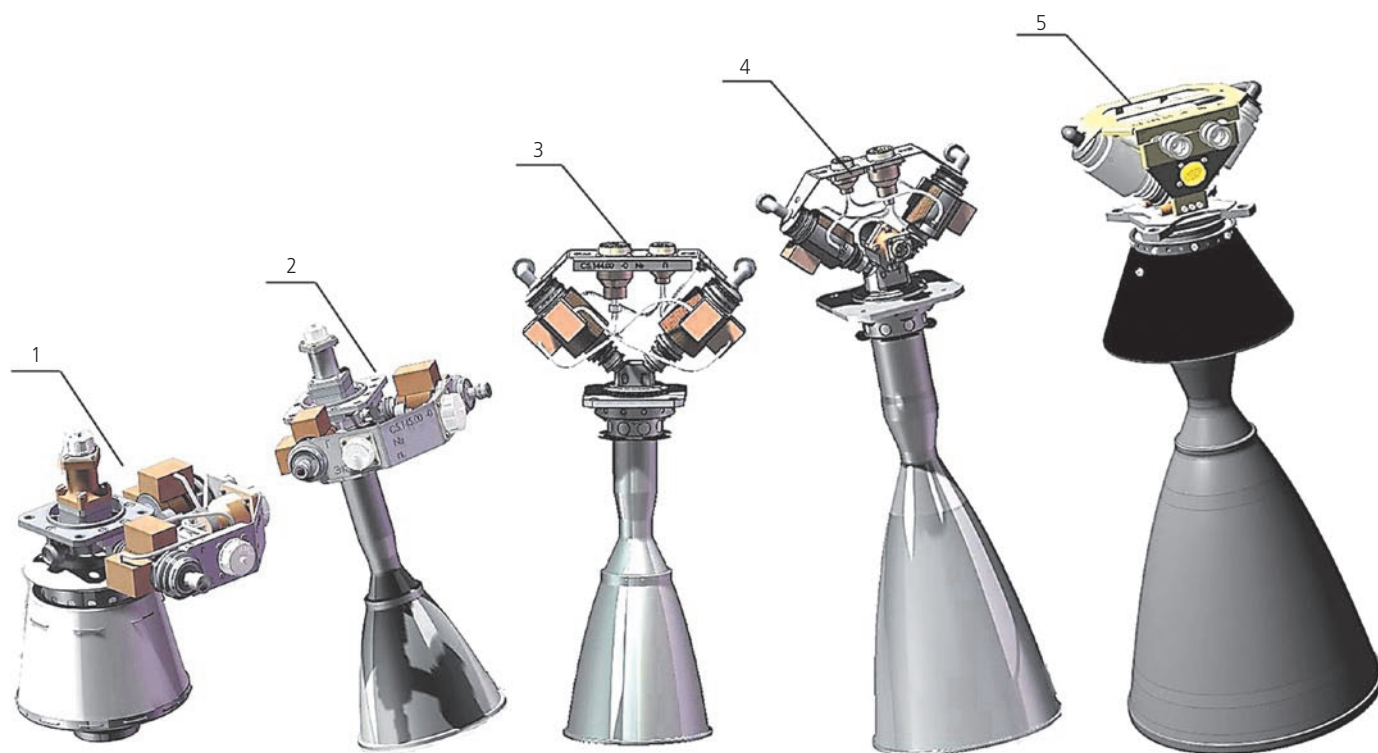
1 – струйная форсунка окислителя; **2** – конический дефлектор; **3** – стенка камеры сгорания; **4** – центробежная форсунка; **5** – первичная плёнка окислителя; **6** – вторичная плёнка окислителя; **7** – факел распыла центробежной форсунки.

рисунки 1. Дефлекторно-центробежный смесительный элемент форсуночной головки

паузами; высокая надежность с обеспечением приемлемого теплового состояния двигателя как при его работе в непрерывном и импульсном режимах, так и в период длительного «молчания». При этом требуется повышение энергетической эффективно-

сти, выраженной в повышении удельного импульса ($J_{уд} \geq 300$ с) с одновременным обеспечением большого запаса по температурам элементов двигателя.

Выполнение перечисленных требований вызывает большие трудности, связанные с малым расходом



1 – С5.142 тяга 25Н ($J_{уд}=286$ с); **2** – С5.145 тяга 50Н ($J_{уд}=305$ с); **3** – С5.144 тяга 100Н ($J_{уд}=304$ с); **4** – С5.146 тяга 200Н ($J_{уд}=307$ с); **5** – С5.165.00-0 тяга 400Н ($J_{уд}=312$ с).

рисунки 2. ЖРДМТ разработки КБХиммаш с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВЫСОКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И НАДЁЖНОСТИ ЖРДМТ С ДЕФЛЕКТОРНО-ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СХЕМОЙ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ

таблица 1 – Сравнительные характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ тягой от 10 Н до 129 Н

компания-разработчик	DASA (Daimler Crysler Aerospace)	EADS (Airbus Defence & Space)	Kaiser Marquard (Boeing)	НИИмаш	НИИмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
индекс ЖРДМТ	S10/1	22N (for ESA's ATV)	R-1E-3	11Д428 А-16	11Д457Ф	C5.142	C5.144	C5.145
тяга, Н	10	22	110	129	54	25	100	50
удельный импульс, с	287 (289)*	290	281 (291)*	290 (307)*	294 (310)*	286 (303)*	304 (312)*	305 (310)*
топливо	ММГ +MON	ММГ +MON	ММГ +АТ	НДМГ +АТ (ММГ+ АТ)*	НДМГ +АТ (ММГ+ АТ)*	НДМГ +АТ (ММГ+ АТ)*	НДМГ +АТ (ММГ+ АТ)*	НДМГ +АТ (ММГ+ АТ)*
соотношение компонентов	1,65	1,65	1,65	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*
время включения, с	-	-	-	0,03... 2000	0,03... 2000	0,03... 4000	0,03... 4000	0,03... 4000
степень расширения сопла	90 (150)*	150	40 (150)*	56 (150)*	52 (150)*	45 (150)*	100 (150)*	200 (150)*
длина, мм	138 (188)*	212	100 (120)*	389 (370)*	257 (308)*	189 (256)*	342 (400)*	280 (256)*
масса, кг	0,35 (0,42)*	0,65	1,6 (1,9)*	1,5 (1,8)*	1,3 (1,4)*	0,9 (1,0)*	1,6 (1,9)*	1,2 (1,1)*

топлива, малым числом форсунок, и, следовательно, с организацией эффективного жидкофазного смешения компонентов и обеспечения высокой полноты сгорания топлива, организацией охлаждения камеры сгорания и форсуночной головки и т.д. (Агеенко Ю.И., 2014).

Для выполнения указанных выше требований в КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан смесительный элемент ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой жидкофазного смешения компонентов азотный тетроксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ) на внутренней стенке камеры сгорания, схема которого приведена на рисунке 1.

Окислитель через струйные форсунки 1 попадает на конический дефлектор 2, преобразуясь на нем в первичную пленку 5, стекающую с кромки дефлектора на внутреннюю стенку камеры сгорания 3, преобразуясь на ней во вторичную пленку 6, которая течет по стенке камеры до места встречи с пленкой горючего от факела распыла 7 центробежной форсунки 4, соосной с камерой сгорания. От места встречи плен-

ки 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 ее охлаждении и снятии значительной части теплового потока, направленного по стенке камеры сгорания от критического сечения в сторону форсуночной головки.

С начала 90-х годов прошлого столетия КБхиммаш им. А.М. Исаева совместно с Самарским государственным аэрокосмическим университетом (СГАУ) им. академика С.П. Королева провели большой объем исследовательских работ (Агеенко Ю.И., 2009), на основании которых в КБхиммаш создана методика расчетов и проектирования ЖРДМТ с указанной схемой смесеобразования.

С использованием данной методики в КБхиммаш разработан параметрический ряд ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200 и 400 Н, использующих дефлекторно-

таблица 2 – Сравнительные характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ тягой от 200 Н до 555 Н

компания-разработчик	EADS (Airbus Defence &Space)	EADS (Airbus Defence &Space)	Kaiser Marquardt (Boeing)	Royal Ordnance (Lockheed Martin)	НИИмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
индекс ЖРДМТ	200N (for ESA's ATV)	S400-12	R-4D	LEROS 2R	11Д458М	C5.146	C5.165
тяга, Н	216	420	490	555	392	200	392
удельный импульс, с	270	318 (316)*	312	316	302 (310)*	307 (315)*	312 (320)*
топливо	ММГ+АТ или (MON)	ММГ+АТ или (MON)	ММГ+АТ	ММГ+АТ	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*
соотношение компонентов	1,65	1,65	1,65	1,65	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*
время включения, с	0,05... 1500	-	-	-	0,05... 1000	0,03... 4000	0,05... 4000
степень расширения сопла	-	220 (150)*	164	150	100 (150)*	100 (150)*	100 (150)*
длина, мм	-	503 (390)*	554,1	710	470 (575)*	420 (500)*	485 (590)*
масса, кг	-	3,6 (2,9)*	3,63	3,77	3 (3,7)*	1,7 (2,1)*	2,7 (3,4)*

центробежную схему смесеобразования и обеспечивающих высокую энергетическую эффективность (рисунок 2).

Преимущества этих ЖРДМТ показаны далее на рисунках 3, 4.

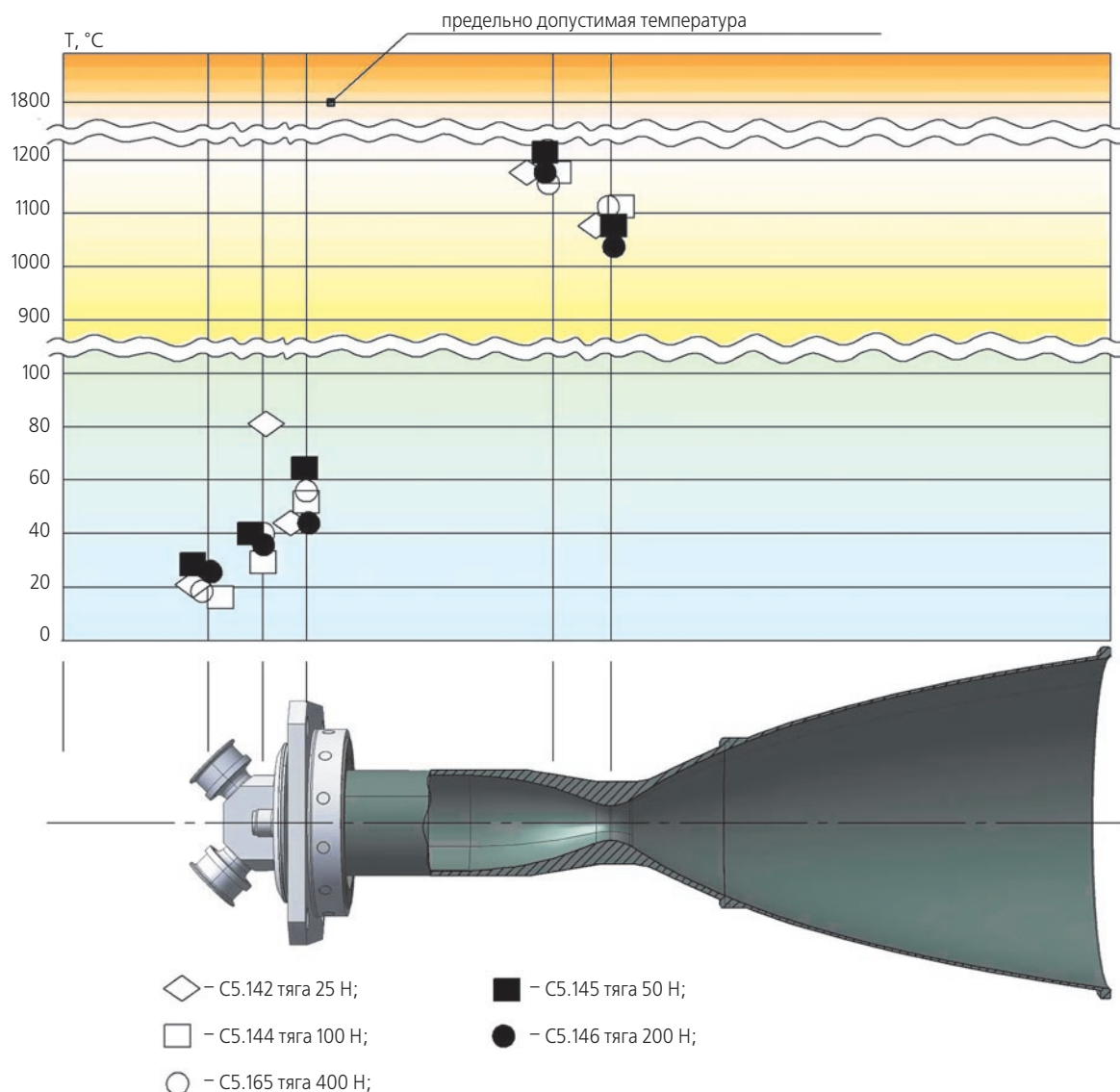
В таблицах 1 и 2 представлены сравнительные характеристики ЖРДМТ разработки российских и зарубежных предприятий (Агеенко Ю.И., 2009; Агеенко Ю.И. и др., 2013; Козлов А.А. и др., 2013; Двухкомпонентный... 11Д428А-16; Двухкомпонентный... 11Д458М; 400 N Bipropellant...; 22 N Bipropellant Thruster; 200 N Bipropellant...; Liquid rocket systems). Для корректности сравнения удельный импульс российских ЖРДМТ приведен к одной и той же (как и у зарубежных ЖРДМТ) геометрической степени расширения сопла $\bar{F}=150$ с учетом энергетической добавки компонентов АТ+ММГ и с учетом коэффициента соотношения компонентов 1,65 (вместо 1,85 для АТ+НДМГ). Приведенные значения удельного импульса обозначены (*). Как видно, показатели ЖРДМТ разработки КБхиммаш не хуже зарубежных.

Распределение температур по элементам двигателей тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н при их огневых испытаниях представлено на рисунке 3 (Агеенко Ю.И., 2009; Агеенко Ю.И. и др., 2013). Как видно, имеется большой запас по температурам. Максимальная температура стенки камеры сгорания находится на уровне 1200°C, что обеспечивается с запасом в 600°C (предельно допустимая температура материала камеры – ниобиевого сплава с дисилицидным покрытием молибдена MoSi₂ составляет 1800°C).

Необходимо отметить, что, несмотря на значительное различие в уровнях тяги (диапазон 25...400 Н) точки значений температур элементов двигателей расположены кучно – это подчеркивает преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования ЖРДМТ.

Необходимо также отметить, что температура форсуночной головки ЖРДМТ C5.142.00-0, тягой 25 Н, значительно выше и составляет 80°C. Это можно объяснить на следующем примере. В середине 90-х годов по инициативе КБхиммаш в пилотируемом космиче-

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВЫСОКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И НАДЁЖНОСТИ ЖРДМТ С ДЕФЛЕКТОРНО-ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СХЕМОЙ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ



рисунк 3. Распределение температур по элементам ЖРДМТ при огневых испытаниях

ском корабле «СОЮЗ-Т» двигатель 11Д427М.00-0 с удельным импульсом $J_{уд}=240$ с и графитовой камерой сгорания был заменен на ЖРДМТ C5.142.00-0 с ниобиевой камерой сгорания с покрытием $MoSi_2$ и удельным импульсом $J_{уд}=286$ с при степени расширения сопла 45. Для обеспечения незамерзания компонентов топлива в форсуночной головке ЖРДМТ 11Д427М.00-0 был обеспечен жидкостной системой терморегулирования (СТР) с подводом и прокачкой теплоносителя через каждый из 12 ЖРДМТ, установленных на «СОЮЗЕ-Т». Для этой цели ЖРДМТ C5.142.00-0 содержит малогабаритный электрический нагреватель мощностью 2,5 Вт, установленный на форсуночной головке и автономно поддерживающий приемлемый тепловой режим в длительных паузах между включениями двигателя. Чтобы не сбрасывать часть теплового потока от двигателя в объект,

ЖРДМТ C5.142.00-0 установили на кронштейне с большим термосопротивлением. А чтобы не переделывать систему управления и не усложнять ее, было принято предложение РКК «ЭНЕРГИЯ» — электронагреватель двигателя включать на Земле перед стартом ракеты и не отключать за весь период эксплуатации двигателя, независимо от того работает двигатель или «молчит». Это значительно затрудняет обеспечение приемлемого теплового состояния двигателя. При проектировании модификации этого двигателя — ЖРДМТ C5.142А.00-0 для разгонного блока ракеты «АНГАРА-5» было выставлено требование: двигатель устанавливается в объект на теплоизоляторах, электронагреватель двигателя включен в течение всего периода его эксплуатации и дополнительно на двигатель действует значительный тепловой поток от маршевого двигателя разгонного блока. В 2011 году

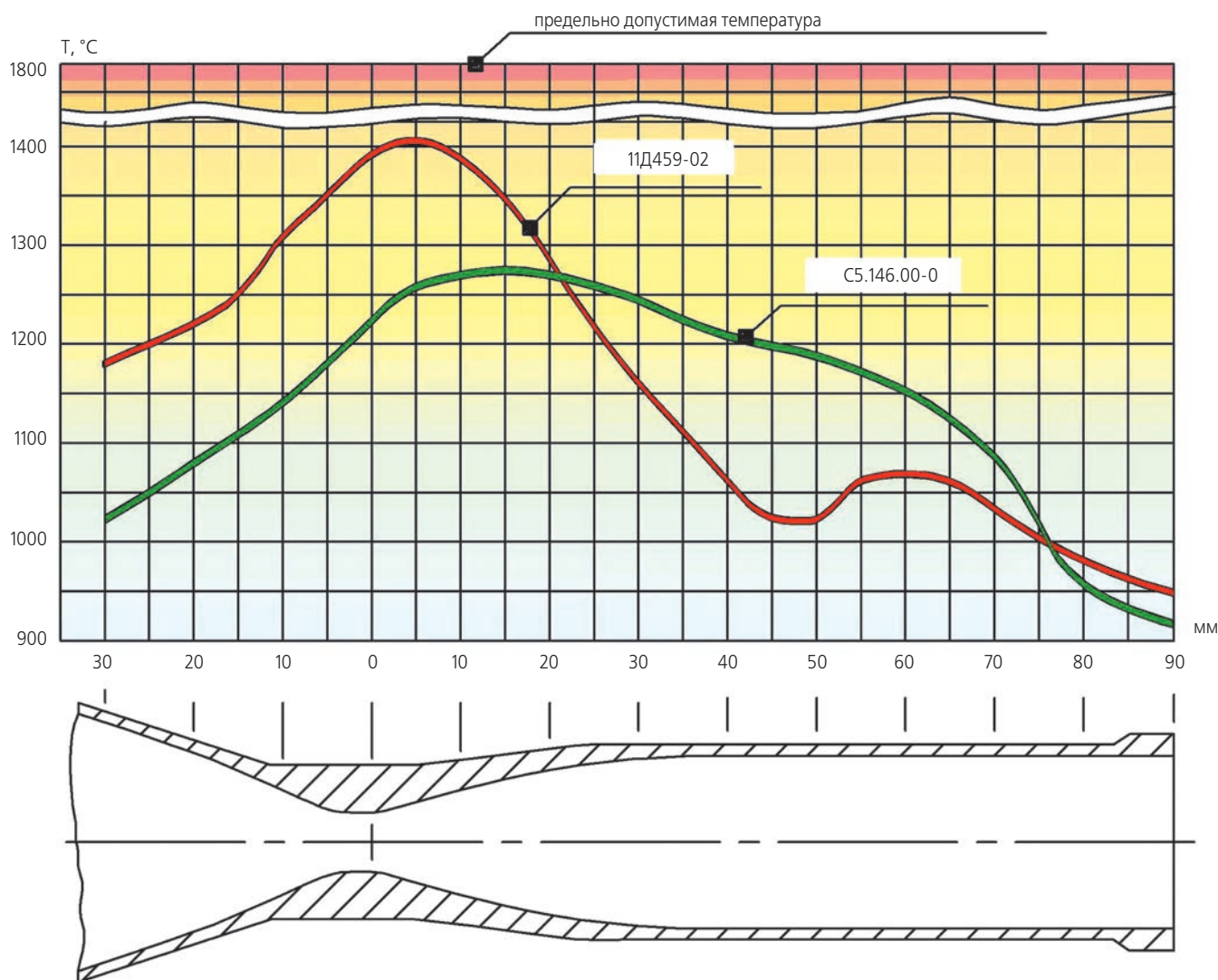


рисунок 4. Сравнительное распределение температуры по наружной поверхности камеры сгорания ЖРДМТ тягой 200 Н С5.146.00-0 (КБхиммаш) и 11Д459-02 (НИИмаш)

в НИЦ КЭ СГАУ были проведены испытания этого ЖРДМТ с имитацией воздействия на него теплового потока от маршевого двигателя (Агеев Ю.И. и др., 2012). Испытания подтвердили работоспособность двигателя в таких жестких условиях.

Таким образом, было подтверждено существенное преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования, по которой выполнены ЖРДМТ С5.142, тягой 25 Н; С5.145, тягой 50 Н; С5.144, тягой 100 Н; С5.146, тягой 200 Н и С5.165, тягой 400 Н – обеспечение высокой энергетической эффективности, выраженной высоким удельным импульсом ($J_{уд}=300$ с и более) с одновременным обеспечением большого запаса по температурам элементов двигателя. При этом двигатели могут устанавливаться в объект с большим термосопротивлением и не требуют для себя системы СТР, что значительно уменьша-

ет энергомассовые затраты по объекту и упрощает систему управления их работы.

Преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования демонстрирует рисунок 4.

Испытания двигателей 11Д459-02 и С5.146 проводились на одном и том же стенде, в одних и тех же условиях и с одними и теми же средствами измерения. При одинаковом уровне удельного импульса температура стенки камеры сгорания двигателя 11Д459-02 на 170°C выше, чем у двигателя С5.146 (Агеев Ю.И. и др., 2000), а это очень существенно, особенно при уровне температур выше 1400°C.

Организация жидкофазного смешения компонентов на «твердой» стенке камеры сгорания способствует более устойчивому протеканию этого процесса и обеспечению более стабильных параметров пленок окислителя и горючего. Кроме того, при изготовлении фор-

суточных головок ЖРДМТ в КБхиммаш проводится контроль ряда параметров первичной 5 (см. рисунок 1) и вторичной 6 пленок окислителя и параметров пленок 7 горючего в конусе распыла центробежной форсунки при гидравлических проливках на воде:

- коэффициента неравномерности распределения воды по поверхности дефлектора;
- коэффициента неравномерности максимальных расходов по струям;
- отношения среднего значения максимальных расходов по всем струям к среднему расходу по головке;
- коэффициента неравномерности распределения по конусу распыла центробежной форсунки;
- угла конуса распыла центробежной форсунки;
- длины начала распада пленки конуса распыла центробежной форсунки и ряда других параметров форсунок и форсуночных головок.

Это способствует повышению стабильности жидкофазного смесеобразования от экземпляра к экземпляру двигателя и позволяет полностью заменить дорогостоящие «огневые» КТИ.

Таким образом, в КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан параметрический ряд двухкомпонентных ЖРДМТ на АТ и НДМГ тягой 25, 50, 100, 200 и 400 Н обеспечивающих высокие энергомассовые характеристики с высокой степенью надёжности, обусловленной обеспечением большого запаса по температурам элементов двигателей.

Применение этих двигателей в различных космических объектах позволяет значительно уменьшить их энергомассовые характеристики из-за возможности установки двигателей с большим термосопротивлением и отсутствием жидкостной системы СТР, а также значительно упростить систему управления. Двигатели тягой 25 и 50 Н предназначены для эксплуатации в нескольких объектах разработки НПО им. С.А. Лавочкина, двигатели тягой 25 и 100 Н – для эксплуатации в объектах разработки РКК «ЭНЕРГИЯ». Двигатели указанного параметрического ряда предусмотрены также к использованию в объектах разработки ГНПРКЦ ЦСКБ «Прогресс», ГРЦ им. В.П. Макеева, ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева».

список литературы

Агеенко Ю.И. Исследование параметров смесеобразования в жидкостных ракетных двигателях малой тяги со струйно-центробежной схемой смешения компонентов топлива на стенке камеры сгорания // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 4 (57). С. 170-176.

Агеенко Ю.И., Пегин И.В., Шаламов Е.А., Ильин Р.В. Экспериментальное исследование воз-

можности повышения эффективности жидкостного ракетного двигателя тягой 400 Н с дефлекторно-центробежной схемой смешения // Вестник Московского Авиационного института. 2013. Т. 20, № 1. С. 71-78.

Агеенко Ю.И., Гальперин Р.Н., Ивашин Ю.С., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.В. Исследование влияния теплового потока от маршевого ЖРД на параметры управляющих ЖРДМТ в условиях двигательной установки перспективного разгонного блока // Вестник СГАУ. 2012. № 3 (34). С. 251-259.

Агеенко Ю.И., Борисенко А.А., Дерягин Ю.А., Муркин В.А., Цуканов В.М. и др. Отчет о сравнительных испытаниях двигателей С5.146.00К-0 № 5 и 11Д459-02 № 4 (второй этап сравнительных испытаний). ФГУП КБхиммаш им. А.М. Исаева, 2000. 86 с.

Агеенко Ю.И. Двигатель стабилизации, ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя МКБ «ФРЕГАТ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 44-46.

Козлов А.А., Воробьев А.Г., Боровик И.Н. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги. М.: Изд-во МАИ, 2013. 208 с.

Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д428А-16. Официальный сайт ФГУП «НИИмаш». [Электронный ресурс]. URL: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/7-11428-16> (дата обращения: 04.02.2013).

Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д458М. Официальный сайт ФГУП «НИИмаш». [Электронный ресурс]. <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/12-114582> (дата обращения: 04.02.2013).

400 N Bipropellant Apogee Motors. Официальный сайт Airbus Defence & Space. [Электронный ресурс]. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/apogee-motors/400n-apogee-motor.html> (дата обращения: 04.02.2013).

22 N Bipropellant Thruster. Официальный сайт Airbus Defence & Space. [Электронный ресурс]. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/22n-thruster.html> (дата обращения: 04.02.2013).

200 N Bipropellant Thrusters for ESA's ATV. Официальный сайт Airbus Defence & Space. [Электронный ресурс]. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/220n-atv-thrusters.html> (дата обращения: 04.02.2013).

Liquid rocket systems. Официальный сайт Делфтского технического университета. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.lr.tudelft.nl/index.pdf?id=26229&L=1> (дата обращения: 04.02.2013).

Статья поступила в редакцию 25.03.2014 г.

АНАЛИЗ МЕТОДОВ СТРОИТЕЛЬСТВА КОНСТРУКЦИЙ ЛУННЫХ СТАНЦИЙ

А.В. Багров¹,
доктор физико-математических наук,
abagrov@inasan.ru;
A.V. Bagrov

В.К. Сысоев¹,
доктор технических наук,
sysoev@laspace.ru;
V.K. Sysoev

К.М. Нестерин¹,
nesterin@laspace.ru;
I.M. Nesterin

А.К. Сысоев²,
доцент,
aksisoevrgsu@yandex.ru;
A.K. Sysoev

К.М. Пичхадзе¹,
профессор, доктор технических наук,
pichkhadze@laspace.ru;
K.M. Pichkhadze

А.Д. Юдин¹,
yudin@laspace.ru;
A.D. Yudin

В статье анализируются виды конструкций лунной базы и некоторые предлагаемые методы строительства таких конструкций, а также технология изготовления строительных блоков из лунных материалов.

Ключевые слова:
ЛУНА; конструкции строительства; реголит.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время многими национальными космическими агентствами США, Европы, Японии, Китая, Индии планируется создание исследовательских долговременных станций на ЛУНЕ. Первым шагом этих исследований будет осуществление российского проекта посадочных станций «ЛУНА-РЕСУРС», «ЛУНА-ГЛОБ» (Долгополов В.П. и др., 2011; Хартов В.В. и др., 2010). Поэтому актуальными являются анализ возможных методов строительства конструкций различных сооружений на ЛУНЕ и решение проблемы получения стройматериалов из лунного грунта (Цыганков О.С., 2008; Ксандопуло Г.Н., 2013).

Проектирование лунных конструкций должно вестись с учетом физико-технических условий на поверхности ЛУНЫ: вакуум, суточный перепад температур в более чем 200°C, наличие радиационного воздействия, воздействие микрометеоритов и, конечно, малоисследованное движение мелкодисперсной пыли в приповерхностном слое (Попель С.И. и др., 2013).

Сооружение сложных конструкций на ЛУНЕ ограничено материально-техническими и энергетическими ресурсами, которые можно доставлять космическими экспедициями с ЗЕМЛИ. Поэтому использование природных лунных материалов является обязательным условием всех проектов капитального строительства на ЛУНЕ.

ANALYSIS METHODS OF CONSTRUCTION DESIGNS LUNAR STATIONS

The article analyses the kinds of lunar base designs and some proposed methods of these structures construction, as well as manufacturing technology of building blocks of lunar materials.

Key words:
the MOON; construction designs; regolith.

При подготовке к строительству конструкций базы на ЛУНЕ необходимо еще на ЗЕМЛЕ решить, с учетом рельефа планеты, комплекс инженерных задач:

- выбрать основные проектные решения по сооружению конструкций базы;
- разработать технологию изготовления строительных блоков из лунного материала.

Многочисленные предложения по созданию конструкций на ЛУНЕ можно структурировать следующим образом:

- создание надувных конструкций;
- создание насыпных конструкций в виде «мешков» с реголитом;
- синтез из реголита стройизделий методом технологии самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (СВС);
- создание конструкций методом мобильного 3D-принтера, в которых используется лунная пыль (реголит);
- выборочное лазерное спекание.

Эти технологии предполагают также их сочетание.

Конечно же, на пути лунного строительства возникает множество проблем, например, доставка строительных материалов на ЛУНУ. Решением этой проблемы стало использование вместо обычного

¹ ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

² Ростовский государственный строительный университет, Россия, г. Ростов-на-Дону.

Rostov State University of Civil Engineering, Russia, Rostov-on-Don.



рисунок 1. Облик лунного помещения (<http://archinect.com/news/article/66633417/foster-partners-works-with-european-space-agency-to-3d-print-structures-on-the-moon>)

строительного материала лунного грунта. Чтобы создать из реголита блоки, предполагается несколько технологий, в том числе использование 3D-принтера. Испытания с этим принтером уже были успешно проведены на ЗЕМЛЕ (<http://d-shape.com/cose.htm>). Технология 3D-печати перешла на принципиально новый уровень. От печати деталей для любой техники совершила ход к строительству зданий – рисунок 1.

Международное дизайнерское агентство Architecture Et Cetera (A-ETC) предлагает идею строительства лунной базы SinterHab, состоящей из нескольких частей, напоминающих пузырьки, защищенных слоем материала, созданного из реголита (<http://archinect.com/news/article/66633417/foster-partners-works-with-european-space-agency-to-3d-print-structures-on-the-moon>).

За основу в станции SinterHab взято предложение NASA по созданию мобильного 3D-принтера, который смог бы использовать лунный грунт для производства материала с микроволновым нагревателем. Из-за уникальных свойств реголита – очень малого размера и присутствия наночастиц железа – и специфического воздействия микроволновой радиации этот материал можно эффективно нагреть до точки плавления, а затем создать из него нечто вроде керамической субстанции. Такие результаты были получены на основе кусочков реголита, предоставленных NASA.

Для этого разработан проект специального модуля на солнечных батареях, который смог бы соби-

рать реголит, а затем заправлять его в специальную роботизированную руку с микроволновой печатной головкой на конце. Установка такого модуля на ровер позволила бы собирать необходимый для строительства лунный грунт и использовать его в любой форме и любом месте. Что же касается станции SinterHab, то такую технологию можно было бы использовать для постройки защиты базы от микрометеоритов и радиации, а также в строительстве лунных дорог и посадочных площадок.

Фундамент строения будет создаваться из посадочной станции в виде трубы, рама конструкции здания будет надувной. Затем принтер D-Shape с шестиметровой рамой, управляемый роботом, укрепит и защитит купол блоками из реголита со структурой, напоминающей одновременно пену и соты.

Компания Monolite, которая разработала принтер D-Shape, предполагает, что в реголит будет впрыскиваться оксид магния; после этого можно приступать к печати, а чтобы блоки были твердыми, как камень, материал свяжут специальными солями (рисунок 2).

Имеющийся модуль принтера печатает со скоростью около двух кубометров в час. Следующее поколение устройства доведёт этот показатель до трёх с половиной кубометров, т.е. на четырёхкомнатное здание будет уходить около недели.

Уже напечатан полутоннажный строительный блок, а в вакуумных камерах испытаны модели меньшего масштаба. Первое подобное здание планируется возвести на южном полюсе ЛУНЫ – там никогда

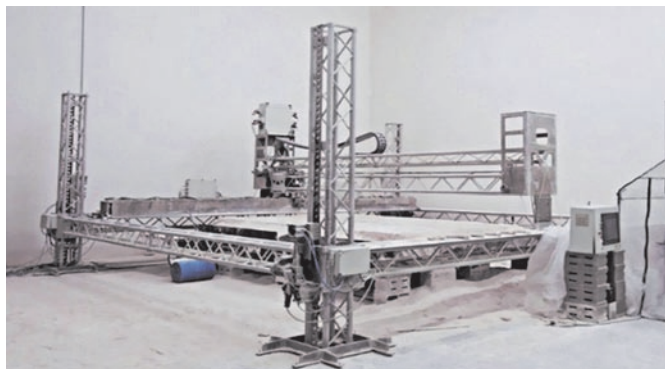


рисунок 2. 3D-принтер для лунного строительства (<http://d-shape.com/cose.htm>)

не заходит солнце и не бывает резких перепадов температур в течение лунных суток.

Другая, весьма перспективная, технология – самораспространяющийся высокотемпературный синтез (СВС) (Ксандопуло Г.Н., 2013; Амосов А.П. и др., 2007) – предполагает смешивать алюминиевую пудру и керамические материалы. Эта смесь в ходе реакции в специально созданной форме сплавляется в цельные слитки, которые можно использовать для создания конструкционных материалов для ЛУНЫ (рисунок 3).

Первоначальный поджиг смеси осуществляется пропуском тока через пару алюминиевых проводков, идущих к образцу. В ходе дальнейшей самостоятельной протекающей высокотемпературной реакции образуется керамический материал в виде «лунного кирпича». При длительном нагреве он увеличивается в объёме и трескается (вероятно, из-за выделения летучих соединений). Лунное здание может быть построено по тому же принципу, что и средневековые арки. В качестве прототипа лунного грунта использовался вулканический пепел, перемешанный с различными минералами и базальтом.

В ходе эксперимента искусственный реголит и алюминиевая пудра были смешаны и помещены в тигель. Нагревание смеси до 1500°C привело к началу экзотермической реакции СВС. В результате получились монолитные блоки (13×6,5×2,5 сантиметра, вес

57 граммов), необходимые для лунных сооружений (рисунок 3). Отдельные его составляющие не надо скреплять цементом или гвоздями.

«Лунные кирпичи» исследовали на твёрдость и выяснили, что по стойкости к внешнему воздействию образцы почти не отличаются от бетона (один квадратный сантиметр поверхности выдерживает нагрузку в тысячу килограммов).

Получается, что по данному параметру материал может выдержать влияние среды, в которой гравитация значительно ниже, чем на ЗЕМЛЕ. В ближайшее время планируют исследовать «лунные кирпичи» на стойкость к солнечной радиации и изучить возможность использования их в качестве строительных материалов.

Конкретного проекта поселения на ЛУНЕ пока не существует, но будет ли это «колония» роботов или человеческое поселение – неважно, главное, что технология создания «лунных кирпичей» уже есть.

Кстати, кроме непосредственного применения полученных блоков в качестве строительного материала, эту технологию можно использовать как источник энергии, так как во время реакции СВС выделяется много тепла, которое можно переводить в электричество.

В будущем космонавты на месте смогут создавать блоки, используя лунный грунт в виде реголита, привезённый алюминий и электричество от солнечных батарей. Сплавляются кирпичи в считанные минуты. Однако, в отличие от 3D-принтера, эта технология, обладающая таким преимуществом, как – меньшие энергозатраты на единицу объема материала, требует сложной системы подготовки сырья и разработки роботизированных технологий укладки полученных блоков в конструкцию станции.

Конечно, представленные технологии весьма привлекательны, и основная их задача – использование лунного сырья при минимальных энергетических затратах. Вместе с тем технологический процесс переработки лунного грунта в порошок ограничен значением максимальной энергии, которая будет выделена для устройства переработки грунта в порошок. Ясно,



а



б

а – лунный тигель с реголитом; **б** – «лунный кирпич».

рисунок 3. «Лунный кирпич», изготовленный по методу СВС (Ксандопуло Г.Н., 2013)

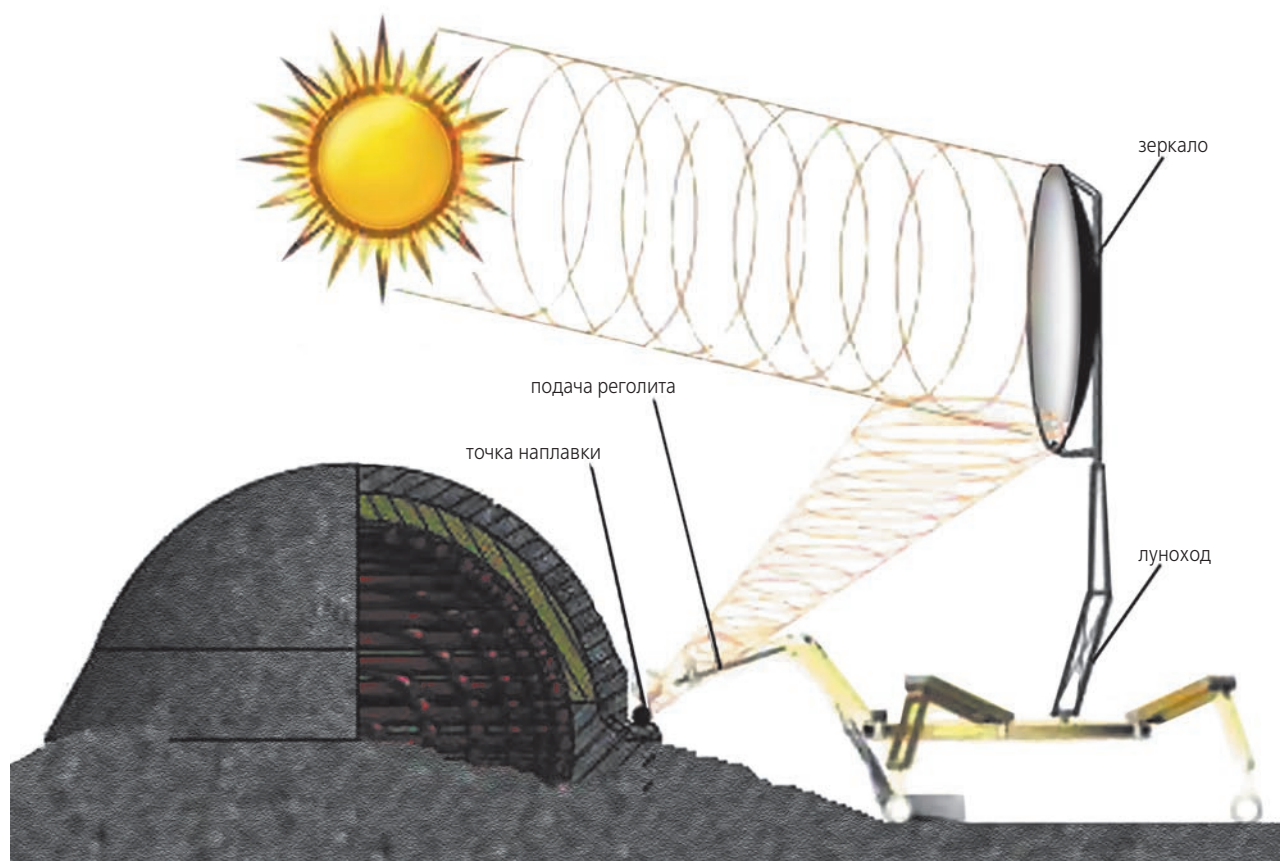


рисунок 4. Лунный 3D-принтер с солнечным нагревателем

что, при использовании 3D-принтера энергозатраты эквивалентны потребляемой на плавление лунного грунта мощности.

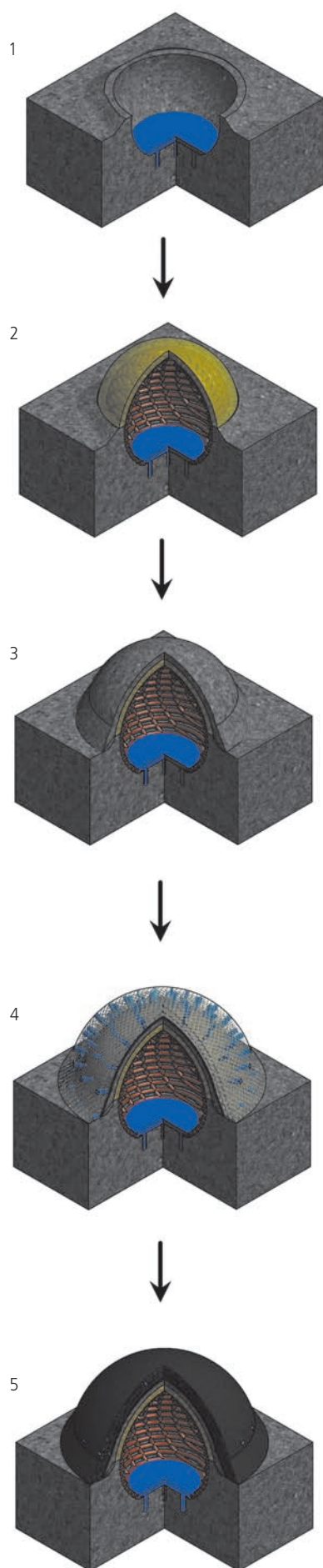
Возникает вопрос: как решить проблему ограниченного энергопотребления в лунных условиях? Решение может заключаться в использовании наплавления лунного грунта с помощью солнечной энергии на наращиваемую поверхность (Добрыднев В.А., 2013). Предложенный способ состоит в насыпании струйки сыпучего материала на участок поверхности сооружения, на который сфокусирован пучок солнечного излучения (рисунок 4).

В сфокусированном изображении СОЛНЦА радиационная температура близка к температуре солнечной фотосферы (около 5000 градусов), поэтому в пятне света плавятся любые, даже самые тугоплавкие материалы. Скорость подачи насыпаемого материала подбирается так, чтобы весь материал успевал расплавиться и напаяться на строящуюся конструкцию. Если в качестве концентратора солнечного света использовать вогнутое зеркало площадью 10 м^2 , то в пятно света поступает энергия мощностью 14 кВт. Этой энергии достаточно, чтобы плавить порошок базальта со скоростью 10 г/сек. В течение лунного дня наплавленная масса составит 10 тонн, что при плотности базальта $2,5...3,0 \text{ т/м}^3$ будет эквивалентно $3,4...4,0 \text{ м}^3$ кладки. В приведенном примере предлагается рассматривать вогнутое зеркало сол-

нечного концентратора диаметром 4 метра. Качество отражающей поверхности зеркала может быть невысоким, так как его задача не связана с построением изображения СОЛНЦА дифракционного качества. Подобное зеркало может быть пленочным, на легком несущем каркасе. Весь модифицированный строительный 3D-принтер может иметь массу в несколько десятков килограмм. Важно подчеркнуть, что весь аппарат работает на порошковом материале и не содержит узлов, заполненных расплавом рабочего материала. Это обеспечивает сохранение полной работоспособности конструкции после продолжительной лунной ночи, за время которой расплав бы застыл и вывел из строя печатающие форсунки.

Лунный солнечный 3D-принтер (Добрыднев В.А., 2013) сможет прототипировать сооружения с любой толщиной стен и перекрытий, что позволит обеспечить защиту инженерных коммуникаций от космической радиации, метеоритов и температурных колебаний. При таком методе плавления материала 3D-принтер удобен тем, что позволяет:

- уменьшить во много раз количество строительного оборудования;
- создавать цельные сложные формы лунных сооружений из жидкого базальта;
- утилизировать отвалы базальтовых пород, образующиеся при строительстве тоннелей в недрах космических тел.



рисунк 5. Структура этапов построения лунной станции

Сфокусированное солнечное излучение можно использовать также и для СВС-технологии в качестве первоначальной искры для инициации реакции СВС.

Рассматриваются такие возможности использования особенностей рельефа, складок местности, в том числе природных подповерхностных каналов, для размещения в них модулей лунной базы. Пока, конечно, геометрия таких образований, прочность покрывающего слоя, да и само их существование достаточно неопределенно.

Возможно применение подходов подземной урбанистики в варианте заглубленного размещения защищаемых модулей в котловане с пологими съездами и устройством перекрытий под засыпку слоем реголита (Цыганков О.С., 2008). Для случая плоского горизонтального перекрытия (кровли) траншеи засыпка вызывает большую нагрузку, и требования к прочности перекрытия повышаются. Для варианта выпуклого криволинейного или двухскатного перекрытия потребный объем засыпки будет зависеть не только от толщины слоя, но и от естественного угла откоса реголита, что приводит к большой трудоемкостью строительства.

Самоценность реголита как защитного материала побуждает к поиску более рациональных технологий и средств их реализации. Одно из таких предложений – централизованная промышленная расфасовка реголита в мягкие защитные пакеты по типу упаковки цемента. Техника для такой расфасовки существует и может быть адаптирована к лунным природным условиям. Такие пакеты могут производиться из материалов, используемых в скафандростроении. Их противометеороидные свойства подтверждены в военных защитных сооружениях в виде мешков с песком, в которых застревает пуля (Цыганков О.С., 2008).

Создание технологии изготовления таких пакетов открывает широкие возможности для их применения в лунном строительстве. Процесс технологии строительства с использованием пакетов с реголитом выглядит следующим образом. Легкие несущие каркасы охватывают защищаемые объекты любой конфигурации и служат основой для укладки на них пакетов с реголитом. Вариантов их применения может быть предложено множество, но ключевым в технологии защиты предложенным способом является наличие самих защитных пакетов с реголитом и роботизированных средств их установки.

Целесообразно использовать земной опыт строительства углубленных и подземных сооружений. Наиболее приемлемым является вариант заглубленного размещения посадочных модулей в котлованах траншейного типа с пологими съездами. Для пере-

крытий под обратную засыпку и укрепления откосов траншеи может быть использована технология надувных сильфонных конструкций с последующим отверждением, что приводит к получению высокопрочных композитных арочных конструкций. Такую конструкцию можно покрыть двухметровым слоем пакетов с реголитом, что станет надежной защитой от метеоритов, радиации и перепадов температур (Цыганков О.С., 2008).

Проведенный анализ методов строительства лунных станций показывает разнообразие этих технологий, но все они требуют большого объема энергозатрат, поэтому мы предлагаем в качестве варианта комплексное использование всех рассматриваемых технологий с некоторыми элементами новых предложений (рисунок 4).

Подробная схема лунного строительства будет осуществляться по технологической цепочке, представленной на рисунке 5:

1. Выбор места расположения станции в складке рельефа и расположение в ней посадочной станции. Посадочный модуль устанавливается в качестве фундамента в выбранном районе имеющей ложину, углубления.

2. Развертывание надувной конструкции с последующим ее отверждением, т.е. создание силовой арочной конструкции, определяющей облик станции.

3. Засыпка надувной конструкции реголитом с помощью самоходного устройства или же с помощью 3D-принтера с солнечным нагревателем, расположенным на самоходном устройстве, построение защитного слоя.

4. Разворачивается металлическая сеть вокруг сооружения для сбора летающей пыли. Так как считается, что эта пыль наэлектризована (Попель С.И. и др., 2013; Олофинский Н.В., 1977), то можно расположить вокруг станции тонкую металлическую сетку и, подав на неё электрический потенциал, собирать эту пыль, получая слой защитного экрана.

5. Связывание собранной пыли в плотные субстанции (Сысоев А.К., 2012). Возможным вариантом является использование сконцентрированного солнечного излучения, которое позволит получить твердое покрытие оболочки станции (этот этап еще предстоит разработать).

Внешняя сторона объектов будет похожа на пенобетон. Этот материал считается легким и способным защитить человека от радиации и др. Работы по установке и монтажу будут роботизированы.

заключение

Конечно, представленные здесь наиболее интересные технологии для будущего строительства конструкций сооружений на ЛУНЕ не исчерпывают весь

спектр возможных строительных технологий (Сысоев А.К., 2012), однако они предполагают учитывать энергетические ограничения любого строительства на ЛУНЕ. Поэтому предполагается использовать:

- естественный рельеф ЛУНЫ;
- создавать строительные конструкции с использованием лунных материалов и солнечной энергии или СВС-процессов с минимальным расходом электроэнергии.

список литературы

Амосов А.П., Боровинская И.П., Мержанов А.Г. Порошковая технология самораспространяющегося высокотемпературного синтеза материалов. М.: Машиностроение, 2007. 320 с.

Добрыднев В.А. Колонизация ЛУНЫ. Стратегия Багрова космической колонизации // Колонизация космоса. 2013. Т. 3. С. 1-4.

Долгополов В.П., Ефанов В.В., Зайцева О.Н., Зеленый Л.М., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. Перспективные космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований ЛУНЫ // Космонавтика и ракетостроение. 2011. Т. 3, № 64. С. 52-63.

Ксандопуло Г.Н. Развитие новых технологий для использования ресурсов ЛУНЫ и МАРСА // Космические исследования и технологии. 2013. № 1. С. 24-37.

Олофинский Н.Ф. Электрические методы обогащения. М.: Недра, 1977. 519 с.

Попель С.И., Копкин С.И., Голубь А.П., Дольников Г.Г. и др. Пылевая плазма у поверхности ЛУНЫ // Астрономический вестник. 2013. Т. 47, № 6. С. 55-465.

Сысоев А.К. Повышение долговечности металлоконструкций материалами на основе различных комбинированных композиций // Научное обозрение. 2012. № 6. С. 279-281.

Хартон 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.

Цыганков О.С. Концептуальная модель формирования лунной исследовательской станции // Полет. 2008. № 12. С. 13-17.

<http://d-shape.com/cose.htm> (дата обращения 20.02.2014).

<http://www.fosterandpartners.com/news/foster-partners-works-with-european-space-agency-to-3d-print-structures-on-the-moon/> (дата обращения 20.02.2014).

Статья поступила в редакцию 10.04.2014 г.

НОВАЯ ЭФФЕКТИВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ПЕРЕРАБОТКИ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ В АСУ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

THE NEW EFFECTIVE TECHNOLOGY OF THE MEASUREMENT DATA DISTRIBUTED PROCESSING BY S/C AUTOMATED CONTROL SYSTEM



Д.А. Ловцов¹,
профессор,
доктор технических наук,
заслуженный деятель
науки РФ,
dal-1206@mail.ru;
D.A. Lovtsov



А.В. Лобан¹,
старший научный
сотрудник,
кандидат технических
наук,
aloban@mail.ru;
A.V. Loban

Рассматриваются технология многоуровневой распределённой автоматизированной переработки контрольно-измерительной информации в АСУ космическими аппаратами на основе проблемно-ориентированного варианта системного подхода и соответствующая логическая структура комплекса моделей и алгоритмов, обеспечивающего поиск рациональных решений задачи распределённой переработки. Приводятся результаты натурного моделирования.

Ключевые слова:

*АСУ;
космические аппараты;
комплексы средств автоматизации;
контрольно-измерительная информация;
распределённая переработка;
сеть;
эффективность;
оперативность;
достоверность*

The technology of multilevel distributed automated processing of measurement data by S/C automated control system based on problem-oriented variant of system approach and corresponding logical structure of set of models and algorithms, which provides the search of rational solutions for distributed processing task are considered. The results of full-scale simulation are presented.

Key words:

*automated control system;
spacecraft;
automatic means complex;
measurement data;
distributed processing;
network;
efficiency;
operativeness;
trustworthiness.*

¹ Институт точной механики и вычислительной техники имени С.А. Лебедева Российской Академии наук, Россия, Москва.

Lebedev Institute of Precise Mechanics and Computer Engineering, Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

ВВЕДЕНИЕ

Эффективность автоматизированных систем управления (АСУ) космическими аппаратами (КА) специального назначения, включающих функционально связанные совокупности выделенных наземных комплексов управления и расположенных на орбитальных КА бортовых комплексов управления, в значительной степени определяется уровнем применяемых технологий автоматизированной переработки контрольно-измерительной информации (КИИ) от группировки управляемых КА. Рост объемов перерабатываемой КИИ при одновременном повышении требований к оперативности, надежности, устойчивости и непрерывности управления КА, усложнении методов переработки (логической обработки, преобразования, интерпретации, передачи, хранения и др.) и анализа КИИ обуславливает актуальность научно-технической задачи разработки эффективного информационно-математического обеспечения (ИМО) технологий её автоматизированной переработки (Ловцов Д.А., Карпов Д.С., 2010; Lovtsov D.A., Karpov D.S., 2011; Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В., 1994).

Существующие АСУ КА специального назначения часто не в полной мере удовлетворяют операторов групп анализа и управления из-за задержек в предоставлении результатов диагностирования бортовых подсистем (БПС) КА. Как показала практика, они могут достигать от десятков минут до нескольких часов. Поэтому в настоящее время разрабатываются крупномасштабные многоцелевые АСУ КА, представляющие собой иерархическую сеть пространственно распределённых наземных комплексов средств автоматизации (КСА) центрального и периферийных элементов-подсистем, содержащих людей-операторов, и бортовых средств автоматики, обладающих определённой степенью организованности и автономности, объединённых, исходя из действующей иерархии целей, с помощью каналов наземно-космической связи и передачи данных (Ловцов Д.А., 2005).

Одним из возможных путей сокращения времени переработки КИИ в сети КСА является, на наш взгляд, рациональное *ситуационное распределение* частных задач переработки информации (ЗПИ) между КСА центрального (ЦЭ) и периферийных элементов (ПЭ) с использованием диалоговых человеко-машинных режимов взаимодействия операторов (Ловцов Д.А., 1995; Лобан А.В., Ловцов Д.А., 1995; Lovtsov D.A., 1995; Loban A.V. and Lovtsov D.A., 1995).

Анализ решаемых в реальной сети КСА функциональных ЗПИ показывает, что большинство методов и алгоритмов их решения разработаны для систем централизованной переработки КИИ на отдельном комплексе либо для систем, не учитывающих

в должной мере факторы неопределённости, характеризующие возникающие ситуации принятия решений. Переработка КИИ осуществляется с помощью средств наземного автоматизированного комплекса управления, включающего контуры навигационно-баллистического, командно-программного и информационно-телеметрического обеспечения управления КА. Учитывая динамичность протекания реальных процессов на объектах управления и в сети КСА, требования к оперативности контроля и управления, ограниченность ресурсов комплексов и необходимость обслуживания множества объектов различной приоритетности, предлагается оценивание технического и функционального состояния БПС выполнять в распределённом режиме с помощью соответствующей функциональной подсистемы распределённой переработки информации в АСУ КА, для реализации которой необходимо разработать специальное ИМО.

1. Постановка задачи

Для наблюдаемого объекта всегда можно определить его техническое и функциональное состояние по данным, содержащимся в КИИ. Анализ взаимосвязей параметров-признаков, группы которых используются для решения задач наблюдения отдельных БПС, позволил обосновать обобщённую математическую структуру многоуровневой (стратифицированной) переработки КИИ (рисунок 1).

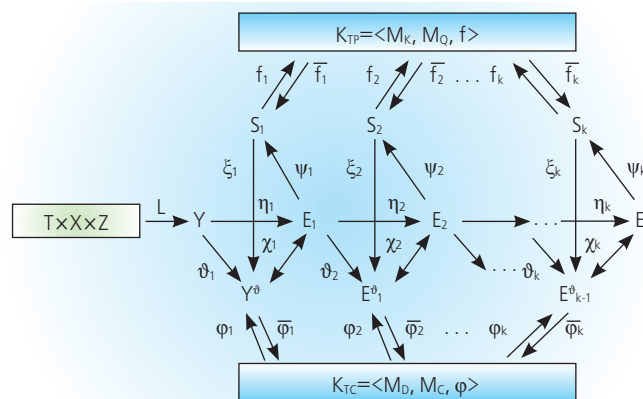


рисунок 1. Математическая структура стратифицированного телеконтроля

В данной структуре используются следующие обозначения:

T – множество моментов времени контроля управляемого объекта;

X, Y – множества входных и выходных сигналов объекта соответственно;

Z – множество состояний объекта;

$E_k, S_k, k=1, \dots, K$ – множества заданных и истинных технических состояний объекта соответственно;

$Y^0, E_k^0, k=1, \dots, K$ – фактор-множества Y и E_k (классификационные и идентификационные схемы) соответственно;

K_{TP} – тезаурус-запас знаний (Ловцов Д.А., 2005), содержащий неформализованный образ объекта как информационной системы;

K_{TC} – тезаурус-классификатор, содержащий формализованный образ объекта как информационной системы;

M_K – множество знаний об объекте, которым располагает коллектив лиц, принимающих решение на управление объектом;

M_Q – множество вопросов, формулируемых при принятии решений;

M_D – множество документов, описывающих объект;

M_C – множество проверок, реализуемых при определении технического состояния объекта;

L – отображение наблюдения;

$\eta_k, \theta_k, \chi_k, \psi_k, \zeta_k, f_k, \varphi_k, k=1, \dots, K$ – отображения многоуровневого классифицирования, факторизации, импликации, оценивания, идентификации, сопоставления и экспликации соответственно;

$\bar{f}_k, \bar{\varphi}_k, k=1, \dots, K$ – отображения обратного сопоставления и обратной экспликации, соответственно.

Рассматриваемая обобщённая математическая структура дает наглядное представление о процессах контроля объекта управления в том случае, когда переработка КИИ ведется централизованно. Для осуществления распределённой переработки КИИ, поступающей от управляемого объекта (p), необходимо тезаурусы $\langle K_{TP}^{(p)}, K_{TC}^{(p)} \rangle$ распределить по элементам сети КСА, т.е. сформировать (Лобан А.В., Ловцов Д.А., 1995; Loban A.V. and Lovtsov D.A., 1995):

$$K_{TP}^{(p)} = \bigcup_j K_{TPj}^{(p)}; M_K^{(p)} \subset M_K^{(p)}; M_Q^{(p)} \subset M_Q^{(p)};$$

$$K_{TC}^{(p)} = \bigcup_j K_{TCj}^{(p)}; M_D^{(p)} \subset M_D^{(p)}; M_C^{(p)} \subset M_C^{(p)}; \quad (1)$$

$$j = \overline{1, N}, \quad p = \overline{1, P},$$

где j – номер элемента сети КСА; p – номер объекта в классе объектов.

Отображения $\eta_k, \theta_k, \chi_k, \psi_k, \zeta_k, f_k, \varphi_k, k=1, \dots, K$ можно выполнять в децентрализованном режиме (Лобан А.В., Ловцов Д.А., 1995), предварительно распределив частные задачи автоматизированной переработки КИИ между элементами сети КСА. При этом обобщённый алгоритм A переработки представляется в виде совокупности операций $a \in A, i=1, \dots, n$, выполняемых на нескольких комплексах для выбранного варианта распределения ЗПИ в сети КСА.

Общую математическую постановку задачи эффективной (оперативной, ресурсоёмкой и др.) распределённой переработки КИИ в сети КСА можно сформулировать следующим образом.

Заданы:

1. Размеченный граф $G=(N, M)$ связей между элементами сети КСА. Дуги графа ($m \in M$) определяют топологическую структуру сети, в которой каждая вершина $j \in N$ характеризуется кортежем:

$$Tuple_j = \langle P_j^c, P_j^s, P_j^o, P_j^e \rangle,$$

где P_j^c – общие параметры комплекса;

P_j^s – параметры источников КИИ;

P_j^o – параметры объектов, представленных в виде информационных систем с тезаурусами (1);

P_j^e – параметры подсистемы информационного обмена данными.

2. Очередность проведения сеансов переработки КИИ на интервале $I^{(p)}$:

$$A_m : A_j^{(p)} \rightarrow \{1, 2, \dots, I_j^{(p)}\}, I_j^{(p)} \in I^{(p)}, p = \overline{1, P}, j = \overline{1, N}. \quad (2)$$

Требуется найти оптимальные варианты решения задач распределённой переработки КИИ для узлов сети КСА

$$\left\{ \begin{array}{l} W_j^* : A_j^{(p)} \rightarrow \{1, 2, \dots, n_j^{(p)}\}; W_j^* \in W^*; \\ A_j^{(p)} = \bigcup_i a_{ij}^{(p)}; A^{(p)} = \bigcup_j A_j^{(p)}; A_m = \bigcap_p A^{(p)}; \\ i = \overline{1, n_j^{(p)}}; j = \overline{1, N}; p = \overline{1, P}; \end{array} \right\} \quad (3)$$

при которых обеспечивается экстремум заданного глобального для АСУ КА комплексного показателя

$$F(W^*) = \min_w \sum_p \sum_j \sum [C(a_{ij}^{(p)}) + \beta_j^{(p)} V(a_{ij}^{(p)})] x_{ijp}, \quad (4)$$

где $C(a_{ij}^{(p)})$ – обобщённые затраты на переработку КИИ алгоритмом $a_{ij}^{(p)}$;

$V(a_{ij}^{(p)})$ – объём данных результатов после выполнения $a_{ij}^{(p)}$;

$\beta_j^{(p)}$ – обобщённые затраты на транспортировку единичного массива информации о p -м объекте с j -го элемента сети КСА;

$W_j^* \in W^*$ – оптимальный вариант распределения ЗПИ для j -го элемента сети КСА;

W^* – множество оптимальных вариантов распределения ЗПИ сети КСА;

x_{ijp} – переменная, равная: 1 – если i -я операция по p -му объекту выполняется на j -м элементе сети; 0 – в противном случае.

При этом должны выполняться специфические ограничения, определяющие требования к подсистеме распределённой переработки КИИ:

$$P_B \leq P_B^{(i)}, \quad (5)$$

$$R_r(a_{ij}^{(p)}) \geq R_s^{(i)}, \quad (6)$$

$$\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^{n_j^{(p)}} x_{ijp} = 1, \quad p = \overline{1, P}, \quad (7)$$

$$\sum_i r_c(a_{ij}^{(p)}) \leq R_{cj}^{(p)}; a_{ij}^{(p)} \in A_j^{*(p)}; i = \overline{1, n_j^{(p)}}; p = \overline{1, P}, \quad (8)$$

где p_B – вероятность искажения одного бита данных при передаче КИИ по каналу связи;

$R_B^{(l)}$ – заданный уровень достоверности передачи КИИ;

$R_r(a_{ij}^{(p)})$ – достоверность результатов переработки КИИ после выполнения $a_{ij}^{(p)}$;

$R_s^{(l)}$ – заданный уровень достоверности переработки КИИ;

$r_c(a_{ij}^{(p)})$ – расход ресурса при выполнении ЗПИ $a_{ij}^{(p)}$;

$R_{cj}^{(p)}$ – ресурс j -го элемента сети КСА, выделяемый для p -го объекта.

Условия (5) и (6) задают требования к достоверности передачи и переработки информации в сети КСА соответственно. Ограничение (7) требует обязательного выполнения всех ЗПИ на средствах сети. Условие (8) ограничивает количество ЗПИ, подлежащих выполнению в одном конкретном элементе сети КСА при распределённой переработке информации.

2. Решение задачи

Решение задачи (3)–(8) разнесено в пространстве и во времени и принимается в условиях меняющейся обстановки. Поэтому задача классифицируется как задача иерархического многоэтапного стохастического программирования комбинаторного типа. Большая размерность и сложность задачи исключают возможность её прямого решения на современных комплексах. Поиск решения можно осуществить на основе проблемно-ориентированного варианта (с акцентированием внимания на принципе ситуационности) системного подхода (Ловцов Д.А., 2005) путём формально-логической декомпозиции задачи на совокупность подзадач меньшей («практической») размерности.

Для этого предлагается: во-первых, поэтапно выделить в сформулированной сложной оптимизационной задаче основные взаимосвязанные подзадачи и соответствующие им алгоритмы (рисунок 2):

- построения классификационных схем для ЗПИ;
- сжатия данных телеизмерений объекта управления;
- контроля ситуации в сети КСА;
- маршрутизации КИИ в сети обмена;
- распределения ЗПИ между комплексами сети,

во-вторых, разработать средства взаимной увязки и итерационного повторения решения частных подзадач с целью получения рационального решения общей сложной задачи (3)–(8) и затем выполнить распределённую переработку КИИ.

Многоэтапный процесс решения задачи многоуровневой распределённой переработки информации

обуславливает многообразие постановок частных подзадач, методов их решения и критериев, определяемых соответствующими целевыми функциями (рисунок 2).

Для каждой подзадачи в качестве входных задаются переменные, получаемые в результате решения предыдущих подзадач. В этом смысле подзадача верхнего уровня содержит в себе подзадачу нижнего уровня. А в процессе интеграционного решения всей совокупности подзадач достигается решение общей сложной задачи многоуровневой распределённой переработки КИИ в сети КСА $W^* \subseteq W$, оптимальное, в частности, по критерию быстрейшего действия:

$$\tau(W^*) = \min_W \sum_p \sum_j \sum_i [\tau_r(a_{ij}^{(p)}) + \tau_t(a_{ij}^{(p)})] x_{ijp}, \quad (9)$$

где $\tau_r(a_{ij}^{(p)})$ – временные затраты на переработку КИИ алгоритмом $a_{ij}^{(p)}$;

$\tau_t(a_{ij}^{(p)})$ – временные затраты на транспортировку данных результатов с выхода алгоритма $a_{ij}^{(p)}$.

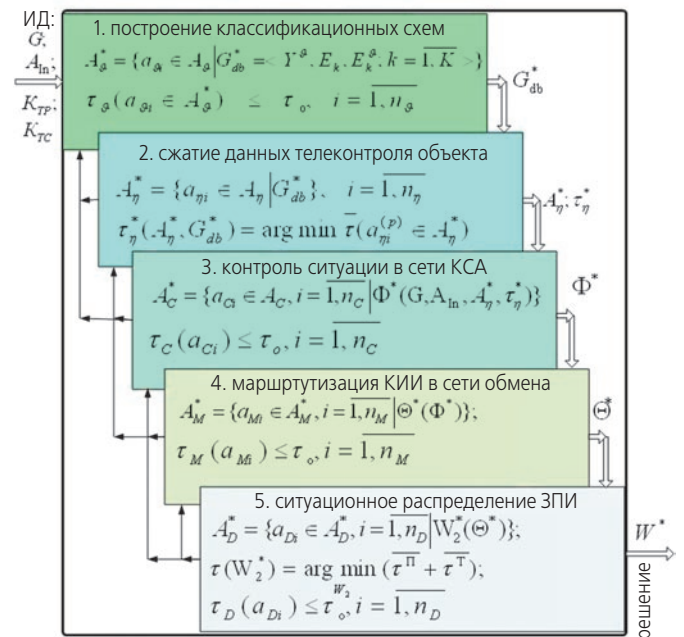


рисунок 2. Логическая последовательность этапов решения задачи распределённой переработки КИИ

На первом этапе (см. рисунок 2) реализуется построение классификационных и идентификационных схем (отображения факторизации и импликации). Результат в виде совокупности структур априорных данных, приведенных в документации конструктора объекта управления (вербальный тезаурус-классификатор $K_{TC}^{(verb)}$), составляет оперативную базу исходных данных G_{db}^* , которая позволяет распознавать и идентифицировать образы технических состояний объекта контроля. Требования к совокупности алгоритмов A_9^* подготовки исходных данных

на практике ограничиваются соблюдением условий интерактивного режима в реальном масштабе времени (временная задержка не должна превышать τ_o – обычно это несколько секунд).

На втором этапе разрабатываются алгоритмы сжатия данных телеизмерений объекта управления (см. рисунок 1), отображения классифицирования, оценивания и идентификации) с использованием базы данных G_{db}^* . Алгоритмы множества A_η^* образуют граф $G_{db}^{(\psi)} \in G_{db}^*$ операций переработки КИИ, объединенных между собой отношениями предшествования. Требования к алгоритмам A_η^* – обеспечить оперативность и достоверность обработки данных телеизмерений. Причем каждый отдельный алгоритм нужно оценить по получаемому коэффициенту сжатия данных, который затем можно использовать для определения временных затрат τ_η^* на обработку информации задач телеизмерений A_m для запланированных сеансов связи с объектами управления.

Третий и четвертый этапы должны выполняться в реальном масштабе времени и дать на выходе сведения о ситуации в сети КСА Φ^* и маршрутах Θ^* обмена КИИ в сети.

Для решения на пятом этапе (см. рисунок 2) подзадачи ситуационного распределения ЗПИ (совокупность алгоритмов A_D^*) используются рациональные маршруты передачи КИИ Θ^* (как результат алгоритмов маршрутизации A_M^* и контроля ситуации в сети КСА A_C^*), а также подграф $G_{db}^{(\psi)*}$ переработки КИИ. Алгоритмы операций переработки выбираются из условия минимизации средних временных затрат на операцию и определяются на графе G_{db}^* информационного обеспечения процессов переработки КИИ, получаемом с помощью алгоритма A_g^* построения классификационных схем в интерактивном режиме на основе входных исходных данных о графе G сети КСА, потоке заявок на работы A_m , тезаурусах (1). Решением подзадачи на пятом этапе является вариант W^* ситуационного распределения ЗПИ (множество операций переработки информации A_η^* и подграф переработки $G_{db}^{(\psi)*}$). При этом вариант распределения определяется из условия минимизации средних временных затрат на переработку и доставку результатов операторам-аналитикам, а сами операции распределения, входящие в множество A_D^* , выполняются в режиме реального времени.

Рассмотренная совокупность и логическая последовательность решения частных подзадач определяют структуру ИМО распределенной переработки КИИ в сети КСА и позволяют:

- реализовать в сети КСА технологическую последовательность оптимизации распределенной переработки КИИ в динамике функционирования АСУ КА;
- определить оперативность решения задач построения классификационных схем, распределения программно-технических ресурсов, оценивания технического и функционального состояний БПС объекта управления;
- определить состав и порядок использования ИМО процессов распределенной переработки КИИ в сети КСА.

3. Анализ результатов натурного эксперимента

Оценка эффективности разработанной технологии распределенной переработки КИИ в сети КСА выполнена на существующем наземном комплексе управления при запуске с помощью межорбитального космического буксира «ФРЕГАТ» (Казакевич Ю.В., Зефиоров И.В., 2014) спутника «ГЛОБАЛСТАР-2». Для натурного моделирования была использована многозвенная радиально-иерархическая топология (рисунок 3) реальной распределенной подсистемы сбора и переработки телеметрической информации (ТМИ).

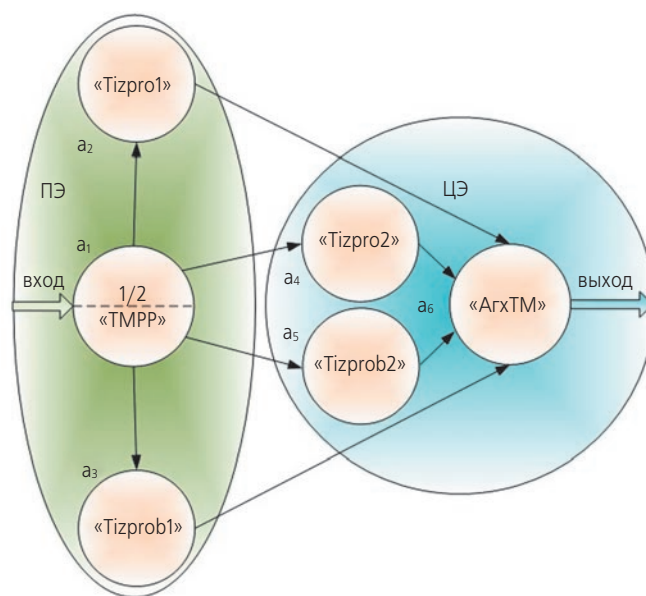


рисунок 3. Фрагмент топологии подсистемы сбора и переработки ТМИ

Данный фрагмент топологии содержит R задач переработки информации в КСА периферийного (ПЭ) и центрального (ЦЭ) элементов. Для упрощения примера узлы графа переработки на ПЭ включают задачи:

a_1 – сбор полного потока ТМИ «ТМР»;

таблица 1 – Относительные коэффициенты, характеризующие пропускную способность дуг фрагмента графа

вариант 1							вариант 2							вариант 3						
R	1	2	3	4	5	6	R	1	2	3	4	5	6	R	1	2	3	4	5	6
1		1	1	1	1	0	1		1	1	1	1	0	1		1	1	0	0	0
2	0		0	0	0	0,2	2	0		0	0	0	0	2	0		0	0	0	0,2
3	0	0		0	0	0,2	3	0	0		0	0	0	3	0	0		0	0	0,2
4	0	0	0		0	1	4	0	0	0		0	1	4	0	0	0		0	1
5	0	0	0	0		1	5	0	0	0	0		1	5	0	0	0	0		1
6	0	0	0	0	0		6	0	0	0	0	0		6	0	0	0	0	0	

a_2 – логической обработки «приборной» телеметрии «Tizpro1»;

a_3 – обработки «программной» телеметрии «Tizprob1».

Узел графа на ЦЭ реализует задачи:

a_4 – обработки «приборной» телеметрии «Tizpro2»;

a_5 – обработки «программной» телеметрии «Tizprob2»;

a_6 – визуализации результатов обработки телеметрии «АрхТМ».

Задачи a_4 и a_5 успешно выполняются при условии наличия широкополосных спутниковых каналов связи (*Darnopykh V.V., Efanov V.V., Zanin K.A., Malyshev V.V., 2010*) для передачи полного потока телеметрии в Центр управления полетом разгонного блока в реальном масштабе времени. Связи по дугам (2,6) и (3,6) осуществляются по наземным телефонным каналам передачи данных.

Для данного фрагмента топологии сети КСА существует несколько (например, три – в таблице 1) маршрутов доставки результатов к задаче «АрхТМ».

В ячейках таблицы 1 указаны относительные коэффициенты, характеризующие пропускную способность дуг фрагмента графа. Второй вариант отличается от первого тем, что с ПЭ доставляется только полный поток телеметрии «ТМРР». В третьем варианте на ПЭ нет возможности доставить полный поток телеметрии, передаются лишь результаты обработки «Tizpro1» и «Tizprob1». При этом оперативность получения сформированных событий о функционировании разгонного блока зависит от временных затрат на переработку КИИ алгоритмами a_2 и a_3 и транспортировку по дугам (2,6) и (3,6).

Экспериментальные данные (таблица 2) получены по $S=3$ сеансам управления с $N=4$ ПЭ на каждом (т.е. SN: 11,... 14, 21,... 24, 31,... 34). В ячейках таблиц 2 и 3 содержатся объёмы (в байтах) входных полных потоков телеметрии «ТМРР» и данных-результатов после выполнения задач «Tizpro» и «Tizprob». Определены коэффициенты сжатия для «приборной» и «программной» телеметрии и для сеанса в целом, а также требуемая скорость передачи данных для

обеспечения оперативности транспортировки результатов обработки.

Фактически экспериментальные данные в таблице 2 определяют параметры P_j^s источника КИИ (объекта типа «ФРЕГАТ» при запуске спутника «ГЛОБАЛСТАР-2»).

Расчёты для ЦЭ (таблица 3) проведены с учетом предварительного сжатия данных (*Бурый А.С., Лобан А.В., Ловцов Д.А., 1998; Buryi A.S., Loban A.V. and Lovtsov D.A., 1998*).

С учетом этих данных рассчитаны оценки задержек доставки в ЦЭ основных событий (включение двигателей, отделение КА и др.) циклограммы выведения разгонного блока на заданные траектории полета (опорная, промежуточная) с использованием распределённой переработки КИИ по разработанной информационной технологии для трех вариантов топологии сети КСА (см. таблицу 1) с параметрами источника P_j^s .

Для первого варианта временные затраты на переработку и транспортировку результатов событий обеспечивают выполнение требований реального масштаба времени, причем событие фиксируется дважды по каналам с относительной пропускной способностью 1 и 0,2. Во втором и третьем вариантах события регистрируются однократно. Их сравнение с реальными задержками получения результатов в натурном эксперименте показывает практическое совпадение в пределах заданной точности (например, для сравнения режима транспортировки по дугам (2,6)–(3,6) и режима (4,6)–(5,6) задержки составляют 3–5 с), что подтверждает корректность и эффективность применения разработанной технологии для распределённого решения задач контроля КА по данным телеизмерений.

закключение

Реализация технологии распределённой переработки КИИ в АСУ КА связана с декомпозицией процесса контроля объекта управления на совокупность задач, выполнение которых возможно в децентрализованном режиме. На практике используются два подхода: «обработка на средствах ПЭ» и «обработка на сред-

ствах ЦЭ». Недостатком обоих является то, что они не учитывают в должной мере ситуационную информацию, складывающуюся в сети КСА. В статье рассмотрен третий подход «ситуационная обработка на средствах ПЭ и ЦЭ».

Предложенный проблемно-ориентированный вариант системного подхода к автоматизированной переработке КИИ в АСУ КА специального назначения, основанный на применении разработанной технологии на базе специального ИМО, вносит существенную новизну в традиционную схему управления и лётно-конструкторских испытаний КА, что дает возможность значительно повысить эффективность использования имеющейся эксплуатационно-управленческой и экспериментально-испытательной базы; повысить эффективность оценки функциональных и технических состояний управляемых орбитальных КА и, как следствие, достоверность оценки их лётно-технических характеристик и параметров;

повысить безопасность управления и испытаний; сократить сроки экспериментальной отработки качества КА.

список литературы

Бурый А.С., Лобан А.В., Ловцов Д.А. Модели сжатия массивов измерительной информации в АСУ // Автоматика и Телемеханика. 1998. № 5. С. 3-26.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В. Принципы проектирования малых космических аппаратов // Космические исследования. 1994. Т. 32, № 5. С. 143-148.

Казакевич Ю.В., Зефиоров И.В. Центр управления полетами НПО им. С.А. Лавочкина при работе с межорбитальным космическим буксиром «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 64-70.

Лобан А.В., Ловцов Д.А. Метод распределённой переработки телеметрической информации в сети

таблица 2 – Объёмы входных потоков ТМИ и данных результатов после выполнения задач «Tizpro1», «Tizpro1» и «ТМРР» для ПЭ

SN	объем данных			коэффициент сжатия			длительность сеанса, с	требуемая скорость передачи, бит/с
	задача «ТМРР», байт	задача «Tizpro», байт	задача «Tizprob», байт	общий	«приборный» ТМИ	«программный» ТМИ		
11	213 279 941	259 040	19 060 166	11,0	411,7	5,6	4089,7	4723,8
12	74 339 825	164 331	2 266 843	30,6	226,2	16,4	1425,5	1705,5
13	33 332 194	189 976	2 099 141	14,6	87,7	7,9	639,2	3581,4
14	25 503 436	200 754	2 239 368	10,5	63,5	5,7	489,0	4989,6
среднее на сеансе 1:				16,7	197,3	8,9		3750,1
21	7 232 162	95 245	1 243 917	5,4	38,0	2,9	866,8	1545,0
22	12 743 374	122 276	2 170 180	5,6	52,1	2,9	1527,3	1501,0
23	10 752 287	97 186	1 428 703	7,0	55,3	3,8	1288,6	1184,1
24	11 112 122	96 184	1 262 665	8,2	57,8	4,4	1331,8	1020,3
среднее на сеансе 2:				6,5	50,8	3,5		1312,6
31	7 461 622	103 573	1 174 080	5,8	36,0	3,2	894,3	1428,7
32	6 119 281	71 026	1 076 938	5,3	43,1	2,8	733,4	1565,3
33	7 148 722	101 446	1 163 157	5,7	35,2	3,1	856,8	1476,0
34	5 397 525	65 182	676 168	7,3	41,4	4,0	646,9	1146,0
среднее на сеансе 3:				6,0	38,9	3,3		1404,0

таблица 3 – Объёмы входных потоков ТМИ и данных результатов после выполнения задач «Tizpro2», «Tizprob2» и «ТМРР» для ЦЭ

SN	задача «ТМРР», байт	задача «Tizpro», байт	задача «Tizprob», байт	коэффициент сжатия		
				общий	«приборной» ТМИ	«программной» ТМИ
11	25 437 501	99 748	3 663 173	6,8	127,5	3,5
12	7 514 785	57 043	635 015	10,9	65,9	5,9
13	12 356 647	63 295	635 923	17,7	97,6	9,7
14	5 204 357	67 701	667 186	7,1	38,4	3,9
среднее на сеансе 1:				10,6	82,4	5,8
21	2 711 839	42 363	537 609	4,7	32,0	2,5
22	4 753 082	54 422	939 387	4,8	43,7	2,5
23	5 014 705	43 157	618 213	7,6	58,1	4,1
24	5 707 495	42 879	544 912	9,7	66,6	5,2
среднее на сеансе 2:				6,7	50,1	3,6
31	3 080 244	47 062	501 393	5,6	32,7	3,1
32	2 273 539	32 635	469 554	4,5	34,8	2,4
33	2 845 962	45 947	496 078	5,3	31,0	2,9
34	2 419 055	29 598	286 562	7,7	40,9	4,2
среднее на сеансе 3:				5,8	34,8	3,1

АСУ // Автоматика и Телемеханика. 1995. № 5. С. 150-160.

Ловцов Д.А. Информационная теория эргасистем. Тезаурус. М.: Наука, 2005. 248 с.

Ловцов Д.А. Ситуационное планирование процесса переработки измерительной информации в сети АСУ // Изв. РАН. Теория и системы управления. 1995. № 5. С. 239-247.

Ловцов Д.А., Карпов Д.С. Динамическое планирование навигационных определений объектов ракетно-космической техники в АСУ лётными испытаниями // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 1. С. 53-60.

Buryi A.S., Loban A.V. and Lovtsov D.A. Compression Models for Arrays of Measurement Data in an Automatic Control System // Automation and Remote Control. 1998. Vol. 59, № 5. Part 2. P. 613-631.

Darnopykh V.V., Efanov V.V., Zanin K.A., Malyshev V.V. Syntesys of information channel in planning goal

functioning of space remote sensing systems according to quality criteria // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2010. V. 49, № 4. P. 607-614.

Loban A.V. and Lovtsov D.A. Distributed Prossessing of Telemetric Data from Complex Dynamic Objects // Automation and Remote Control. 1995. Vol. 56, № 5. Part 2. P. 738-746.

Lovtsov D.A. Situation planning of the measurement data processing in a control system network // Проблемы управления и информатики. НАН Украины. 1995. № 5. С. 239-247.

Lovtsov D.A., Karpov D.S. Dynamic Planning of Navigation Determinations of Airspace and Missile Objects in an Automated Flight Test Control System // Solar System Research. PAS. 2011. V. 45, № 7. P. 645-651.

Статья поступила в редакцию 04.02.2014 г.

ПОДДЕРЖКА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ПАРИРОВАНИИ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ НА БОРТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

INTELLIGENT TECHNOLOGIES FOR DECISION SUPPORT DURING PARRYING EMERGENCY SITUATIONS ON INTERNATIONAL SPACE STATION



М.М. Матюшин¹,
кандидат технических
наук, matushin@scsc.ru;
M.M. Matushin



Н.В. Мишурова¹,
аспирант,
trigonella@mail.ru;
N.V. Mishurova



П.О. Скобелев²,
доктор технических наук,
info@smartsolutions-123.ru;
P.O. Skobelev



В.Б. Ларюхин²,
аспирант,
vl@smartsolutions-123.ru;
V.B. Laruhin

В статье рассматривается возможность использования интеллектуальных технологий для своевременного выявления аварийных ситуаций и их парирования на борту Международной космической станции в процессе оперативного контроля. Рассмотрен пример парирования разгерметизации.

Ключевые слова:
Международная космическая станция;
аварийные ситуации; принятие решений;
онтология Международной космической станции;
мультиагентные технологии.

ВВЕДЕНИЕ

Появление сложных орбитальных комплексов, таких как Международная космическая станция (МКС), разработка перспективных транспортных систем (межпланетных и др.), ставят новые задачи для дальнейшего совершенствования теории и практики управления космическими полетами, в том числе вопросов, касающихся обеспечения безопасности

The paper describes the intelligent technologies for decision making support in emergency situations on International Space Station's which require fast reaction on events on early stages of problems recognition. Intelligent system for decision making support is proposed which designed with the use of ontology management tools and multi-agent technology for coordinated real time scheduling of on-board and on-ground operations.

Key words:
International Space Station;
emergency situations; decision-making;
International Space Station's ontology;
multi-agent technology.

космических полетов. Космос представляет собой крайне агрессивную среду, поэтому для управления космическими полетами требование обеспечения необходимого уровня безопасности в процессе реализации управления в большинстве случаев является основным (Соловьёв В.А. и др., 2011). Обеспечение безопасности в процессе реализации управления

¹ ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, Россия, Московская область, г. Королёв.

ОАО RSC «Energia» S.P. Korolev, Russia, Moscow region, Korolev.

² НПК «Разумные решения», Россия, г. Самара.
SEC «Smart Solution», Russia, Samara.

космическими полетами представляет собой систему взаимосвязанных организационно-технических решений, направленных на снижение уровня опасности до приемлемого уровня, а для пилотируемых полетов – до наименьшего уровня, достижимого в данных условиях.

Одним из основных направлений обеспечения безопасности при управлении космическими полетами является своевременное обнаружение и ликвидация нештатных, аварийных ситуаций на борту космического аппарата (КА). Для решения этой задачи при управлении полетом российского сегмента (РС) МКС применяется комплекс специализированных мер, выработанных на основе опыта управления полетами. К числу таких мер относятся детальный контроль состояния и работы бортовых систем с использованием инструкций и программно-математического обеспечения по оперативному обнаружению неисправностей и нештатных ситуаций, использование баз данных (архива) по возникавшим ранее неисправностям и нештатным ситуациям. В случае возникновения рассмотренных ранее неисправностей или нештатных ситуаций – принятие и реализация решения по их устранению в соответствии с имеющимися инструкциями. При возникновении нерассмотренных нештатных ситуаций – поиск и принятие решения с привлечением специалистов-разработчиков систем и станции в целом с его проверкой, по возможности, на моделирующих средствах.

Во время полёта орбитальной станцией (ОС) «МИР» было несколько аварийных ситуаций. Так, в феврале 1997 года неожиданно возник пожар внутри рабочего отсека. На тот момент на борту ОС находились шесть человек. Космонавты были отрезаны от одного из КА «СОЮЗ», что могло привести к непоправимым последствиям. Разрешение этой и некоторых других аварийных ситуаций стало возможным только благодаря слаженной работе космонавтов, чёткому руководству со стороны Главной оперативной группы управления полётом (ГОГУ) и, в первую очередь, руководителя полетами.

Увеличение продолжительности космических полетов и значительное повышение объемов информации, которыми обменивается КА и центр управления полетом, обуславливает необходимость разработки и использования новых методов и средств повышения уровня безопасности космических полетов.

Для повышения уровня безопасности при управлении полетом РС МКС в настоящее время формируется подход с использованием современных интеллектуальных информационных технологий. Этот подход направлен на улучшение показателей оперативности и эффективности принятия решений и действий специалистов ГОГУ при управлении полетом РС МКС в аварийных ситуациях. Главной его особенностью

является объединение и оптимальное представление ключевой информации, требуемой для парирования аварийной ситуации, и повышение обоснованности принимаемых решений.

Для описания этого подхода в статье рассматриваются возможности применения онтологий при описании контекста ситуации оперативного управления полетом и мультиагентных технологий для оптимизации использования ресурсов в ходе парирования аварийной ситуации, а также прототип интеллектуальной системы поддержки принятия решений при парировании аварийных ситуаций в реальном времени.

1. Конструктор онтологий, моделей и сцен для спецификации ситуаций на РС МКС

Технологии формализованного представления и использования знаний в последние годы приобретают особенно активное развитие в связи с развитием семантического Интернета (Semantic Internet).

Краткое сравнение технологий баз данных и баз знаний представлено в таблице.

таблица – Сравнение технологий баз данных и баз знаний

базы данных	базы знаний
элементами базы данных являются данные (значения)	элементами сети являются знания (понятия и отношения), а также правила рассуждений
жесткая «схема» (модель) данных, введение новых полей влечет перепрограммирование системы, использующей данные	расширяемый «словарь» понятий и отношений предметной области без программирования системы, использующей данные
данные организованы в виде последовательных массивов однородных элементов, упорядоченных по индексам	данные организованы в виде расширяемой семантической сети понятий и отношений, позволяющей объединить разнородные данные
запросы по поиску данных программируются заранее и являются предопределенными	запросы направлены на установление фактов и могут реализовываться динамически
эффективное хранение только простых однородных наборов данных (например, годы рождения или адреса жительства граждан)	эффективное хранение сложных разнородных сведений, как, например, о программе полетов и планах грузопотоков МКС

Применение онтологий позволяет формализовать специфические предметные знания в виде, допускающем компьютерную обработку, и отделить эти знания от программного кода системы. Это

позволяет в более широких пределах настраивать системы на новые для них предметные области и далее поддерживать и развивать эти системы без перепрограммирования.

Кроме того, рассматриваемые знания и полученные на их основе факты могут использоваться разрабатываемыми системами для выполнения рассуждений по формированию и обоснованию планов действий и других принимаемых решений.

Упрощенно онтология – это формализованное описание классов сущностей и отношений, позволяющих описывать возможный мир РС МКС. То есть: из каких элементов может состоять космическая станция; какие подсистемы имеются на станции; как связаны между собой эти системы; где и как размещаются их приборы и устройства и т.д. В настоящей работе на основе технических документов по РС МКС разработана модель мира, получившая название «Онтология Аристотеля», которая предназначена для комбинированного решения задач планирования и моделирования поведения сложных объектов (*Аристотель*, 1976).

Эта модель мира включает следующие концепты: «объект» – «свойство» («функция») – «процесс» – «отношение» – «атрибут»:

- мир состоит из объектов, способных вступать в процессы взаимодействия на основе законов мира;
- объекты определяются своими свойствами, которые задают способность объектов участвовать в процессах мира;
- как сложные объекты состоят из простых, так и процессы состоят из действий с объектами;
- сложные объекты строятся из простых объектов путем выполнения действий (процессов) над ними для установления отношений и связывания простых объектов в сложные;
- отношения между объектами могут отражать структурные, функциональные, временные или другие виды связей между ними;
- с каждым объектом мира можно что-то делать в любой момент времени (нет тупиковых состояний), но, чтобы выполнить действие над объектом, необходимо выполнить определенные условия;
- события действий (процессы) изменяют состояния объектов, их свойства и отношения и запускают новые процессы;
- объекты, свойства, процессы (действия) и отношения характеризуются атрибутами различных типов, которые имеют диапазоны значений и конкретные значения в заданный момент времени.

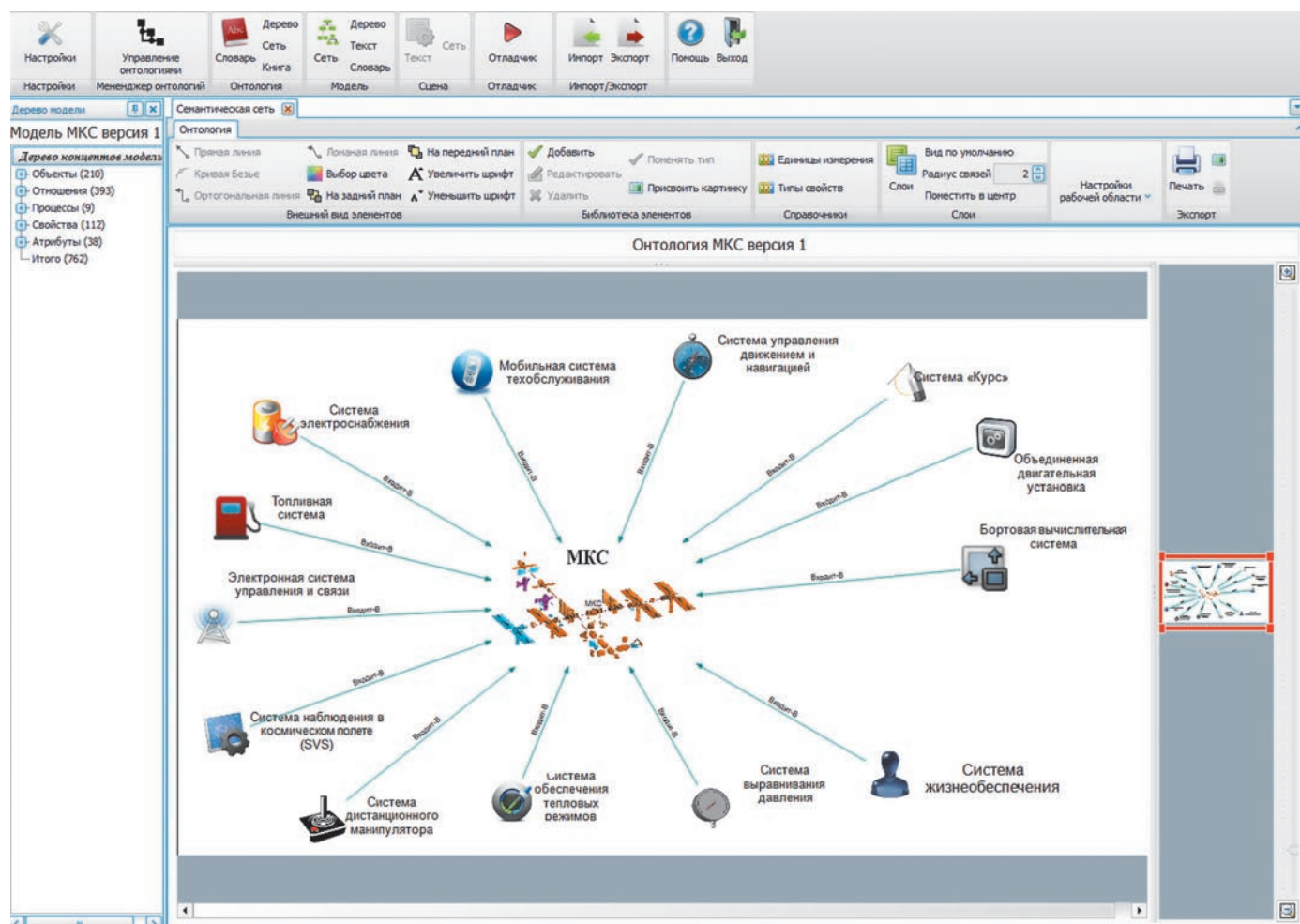
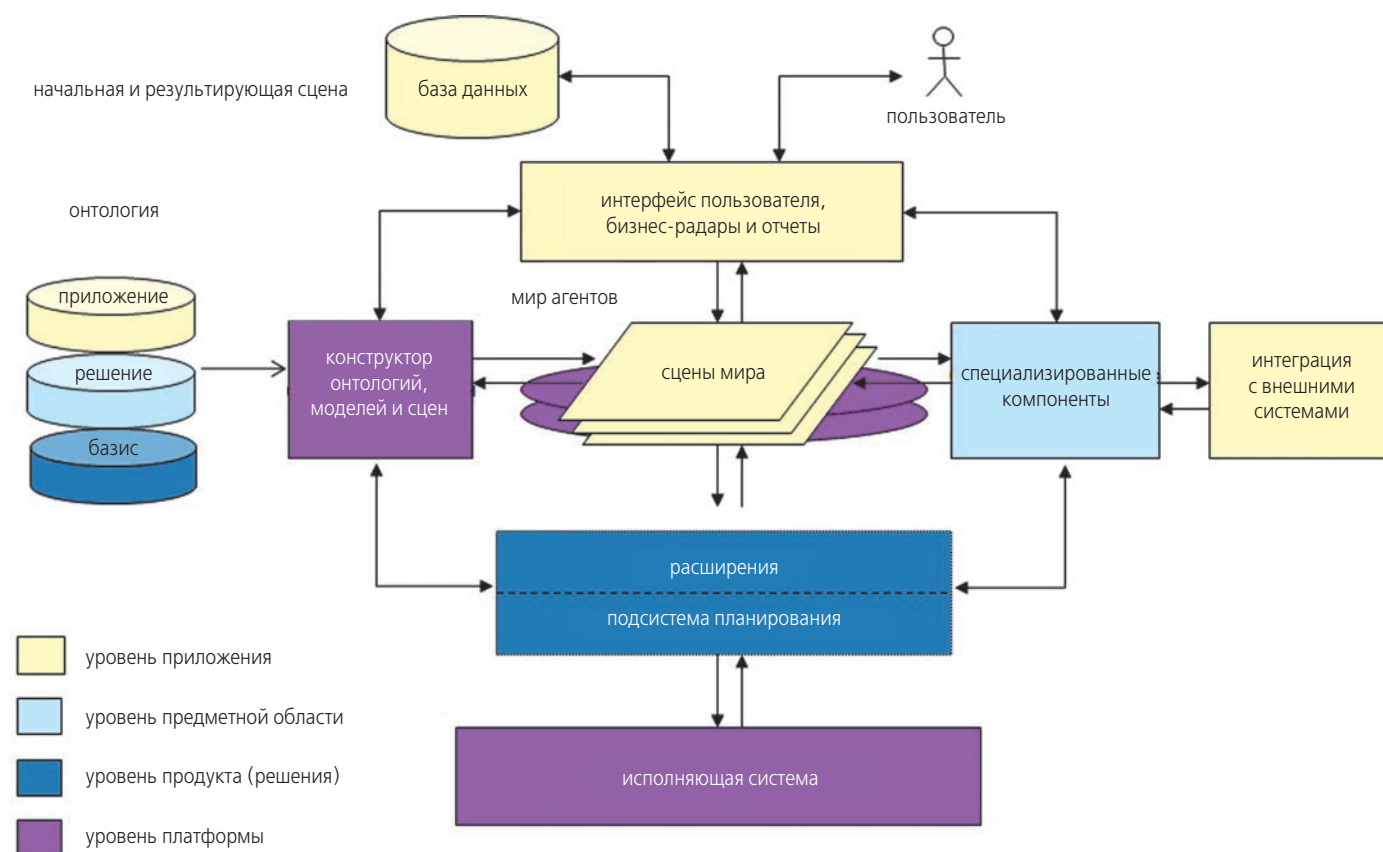


рисунок 1. Вид основного экрана конструктора онтологий



рисунк 2. Архитектура КИС ОМС для формализации знаний РС МКС

Кроме того, особо выделяется концепт «событие», который изменяет состояния указанных выше концептов.

Онтология позволяет описать все возможные конфигурации РС МКС с состояниями объектов в заданный момент времени, что даёт для любой системы полный контекст состояния станции и складывающейся ситуации управления полетом на станции в любой момент времени. В дальнейшем, для удобства работы пользователей, разделим описание состояния станции на две части: модель МКС, которая будет содержать мало изменяющуюся информацию (например, общую конфигурацию отсеков станции), и сцену РС МКС, представляющую более подробную, фактически, «фотографию» РС МКС с состояниями всех объектов в заданный момент времени.

Далее будем называть моделью РС МКС формализованное описание основных объектов конкретной конфигурации РС МКС и связей между ними для выбранного момента времени, т.е. конфигурации РС МКС, находящейся в полете в настоящее время. Сценой будем называть описание состояния сложного объекта РС МКС, включая значения всех свойств, зависящих от времени, в некоторый момент времени.

Таким образом, онтология позволяет описывать возможные конфигурации РС МКС; модель даёт конкретную текущую конфигурацию (без значений параметров в выбранные моменты времени); сцена

определяет состояние всех подсистем РС МКС в заданный момент времени, т.е. сцена РС МКС может рассматриваться как основа формализованного описания любой складывающейся ситуации.

Комплекс инструментальных средств для управления онтологиями, моделями и сценами РС МКС (КИС ОМС) предназначен для программистов, создающих интеллектуальные системы управления ресурсами на основе мультиагентных технологий, а также для пользователей этих систем, обеспечивающих поддержку и развитие функциональных возможностей указанных систем.

Вид основного экрана конструктора онтологий представлен на рисунке 1.

Основные функции КИС ОМС:

- формализация знаний РС МКС посредством создания и редактирования онтологий, моделей и сцен произвольных предметных областей;
- структурирование знаний для возможности их дальнейшего анализа, а также использования в интеллектуальных системах для обработки;
- интеграция предметных знаний о различных подсистемах станции и других сведений (обычно поступающих от узких специалистов);
- удобный и эффективный смысловой поиск и навигация по знаниям о РС МКС;
- отображение онтологий, моделей и сцен в удобном и понятном пользователю виде.

Архитектура КИС ОМС представлена на рисунке 2, где выделена серверная часть, позволяющая формировать и использовать семантическую сеть знаний по РС МКС, а также клиентская часть, позволяющая специалистам редактировать онтологии, модели и сцены.

В основе разрабатываемого КИС – традиционная база данных, первая версия которой построена на базе MS SQL.

Пользователю комплекса могут быть доступны несколько вариантов отображения онтологии, модели и сцены:

- словарь и карточки объектов;
- структурированное текстовое описание;
- семантическая сеть.

Онтологический подход позволяет предложить проблемно-ориентированный язык, который настраивается на приложения по управлению ресурсами РС МКС (Гаврилова Т.А. и др., 2000).

Для конструирования сцен любого мира требуется выполнять следующие базовые действия с концептами мира:

- объекты: создать, проверить наличие и состояние в сцене, перечень свойства или отношений с другими объектами, переместить, изменить, сохранить, удалить;
- процессы: создать, запустить, приостановить, продолжить, завершить, проверить наличие и состояние в сцене, изменить, сохранить, удалить;
- отношения: создать, проверить наличие в сцене, установить, разорвать, изменить, сохранить, удалить;
- свойства: добавить, изменить, удалить;
- атрибуты: установить значение (включая неопределенное или по умолчанию), проверить значение, изменить значение, удалить значение.

Виды реализованных экранов и фрагменты их содержания представлены на рисунке 3, где показаны карточка описания одного объекта – 3а, общая структура онтологии – 3б, представление онтологии в форме словаря с гипертекстовой навигацией – 3в, фрагмент описания сцены РС МКС – 3г.

Пример использования онтологии Аристотеля можно проиллюстрировать на ситуации реагирования на пожар через свойство объекта «Может гореть»:

- для объектов МКС вводится свойство «Может гореть», которому задаются параметры (температура загорания, теплоёмкость и др.);
- свойство «Может гореть» связывается с процессом «Пожар», в котором пересчитывается температура соседних объектов;
- при возникновении пожара автоматически запускается процесс «Пожар», в котором агент пожара находит ближайшие объекты в модуле и проверяет их на наличие свойства «Может го-

реть». Если температура выше заданной (загорания), происходит возгорание этих объектов и создаются новые агенты этих горящих объектов, которые сгорают за время, обусловленное их теплоемкостью;

- объект «огнетушитель», в режиме использования, создает пенную массу, которая противостоит горению и останавливает горение при определенных параметрах;
- в случае отсутствия кислорода или горючих объектов или при использовании средств тушения пожар завершается;
- напротив, от горящих объектов возгораются другие – пожар рекурсивно (вне зависимости от числа агентов, но в зависимости от конфигурации – концептуальной модели станции) распространяется в заданном объеме, поднимая температуру, но выжигая воздух, и т.д.

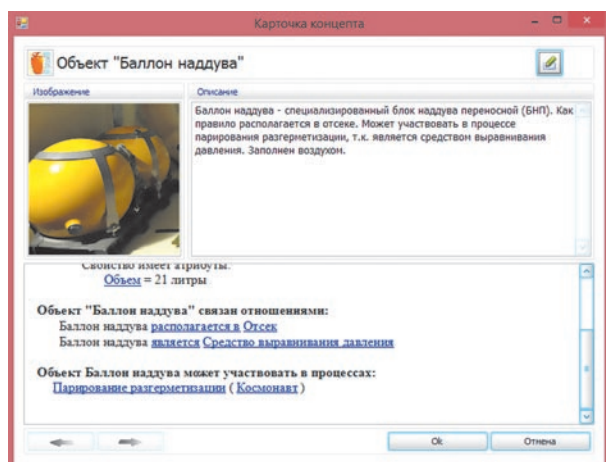
Если есть возможность дополнять свойства и вводить новые процессы с условиями запуска и завершения – введение пожара можно осуществить без перепрограммирования создаваемой системы, только путем пополнения онтологии.

Формализованное представление знаний в форме онтологий для описания ситуаций:

- обеспечивает нормативное единство терминологии различных групп специалистов управления полетом, инженеров и других специалистов;
- может служить универсальной «энциклопедией» РС МКС, интегрирующей знания из различных предметных областей;
- позволяет создавать формализованные модели ситуаций (контекста) управления полетом РС МКС, используемые для поддержки принятия решений;
- позволяет создавать системы на основе знаний, не требующие полного перепрограммирования при изменении знаний предметной области;
- возможность расширения знаний пользователями, не являющимися профессиональными программистами, в случае появления новых модулей РС МКС, использования новых классов кораблей, грузов и т.д.;
- обеспечивается возможность моделирования различных вариантов конфигурации РС МКС и складывающихся ситуаций в одной системе;
- онтология может быть использована для обучения и передачи знаний.

В настоящее время онтология РС МКС включает около 500 понятий и отношений и активно развивается в направлении, позволяющем обеспечить необходимую информацию как для интеллектуальных программных систем, так и для инженеров и специалистов ЦУП.

ПОДДЕРЖКА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ПАРИРОВАНИИ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ НА БОРТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ



а

Описание свойств объектов

Имеется свойство "Анализ атмосферы СМ"

Свойство Анализ атмосферы СМ относится к объекту:

Газоанализатор СМ класса "Средство газового анализа"

Свойство Анализ атмосферы СМ запускает процессы:

Процесс газового анализа

Свойство Анализ атмосферы СМ имеет атрибуты:

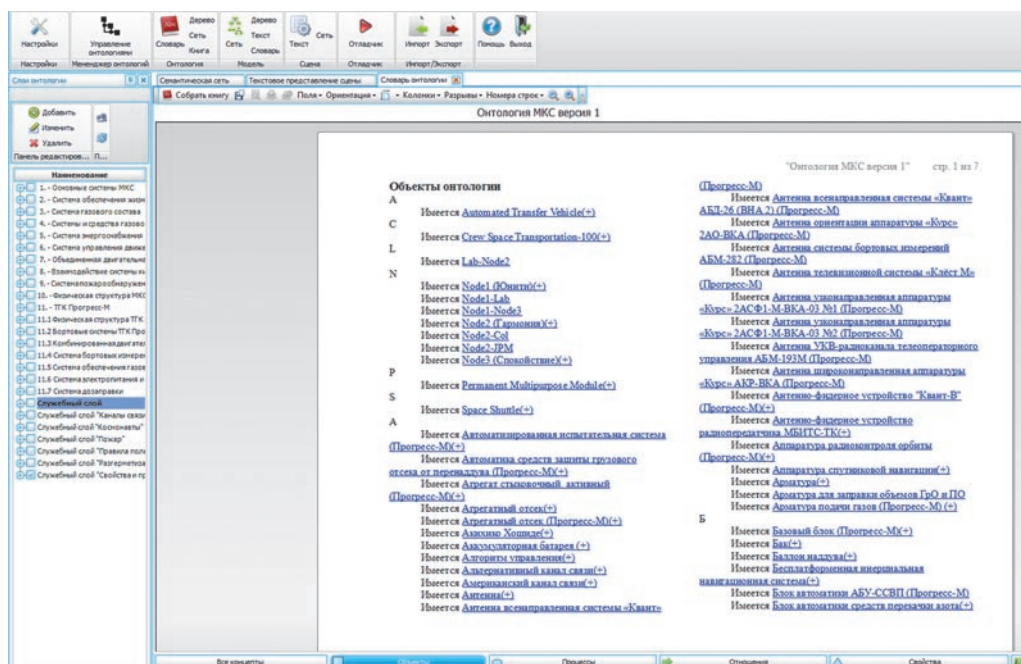
Парциальное давление кислорода = 300 (мм рт.ст.); диапазон значений [0 - 350] (мм рт.ст.)

Содержание водорода в атмосфере = 2 (%); диапазон значений [0 - 2,5] (%)

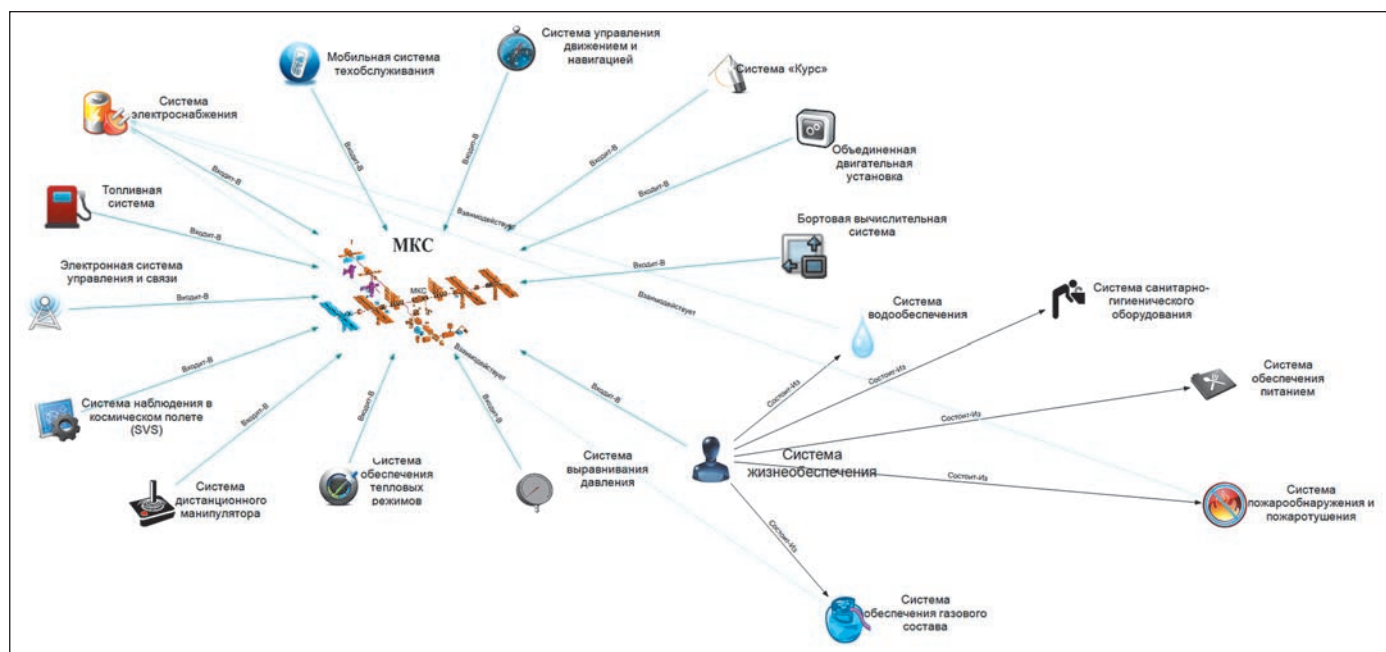
Парциальное давление углекислого газа = 20 (мм рт.ст.); диапазон значений [0 - 25] (мм рт.ст.)

Парциальное давление паров воды = 25 (мм рт.ст.); диапазон значений [0 - 30] (мм рт.ст.)

б



в



г

рисунок 3. Примеры экранов системы

2. Мультиагентные технологии для адаптивного планирования и моделирования использования ресурсов при парировании аварийных ситуаций

В основу разрабатываемой интеллектуальной системы парирования аварийных ситуаций предлагается положить мультиагентные технологии. Мультиагентные технологии знаменуют собой новый этап в развитии информационно-коммуникационных технологий, в частности, новых технологий искусственного интеллекта, и по своей значимости постепенно выходят на уровень критических технологий. Научные и практические основы мультиагентного подхода к решению сложных задач и построению распределенных систем начали складываться в последние десятилетия прошлого века на стыке направлений по искусственному интеллекту, объектно-ориентированному и параллельному программированию, Интернет-технологиям и телекоммуникациям. На указанном выше сайте Ассоциации AgentLink Европейского союза, объединяющей разработчиков мультиагентных систем (МАС), представлена дорожная карта развития этого направления на период 2010–2030 гг., имеющая девиз «Вычисления как взаимодействия» (Computing as Interactions). Этот девиз во многом выражает главную суть данной технологии, позволяющей от централизованных программ с заранее фиксированной структурой перейти к открытым распределенным сообществам автономных программ, способных самостоятельно формировать требуемые структуры и взаимодействовать для решения поставленных задач между собой и с пользователями системы (Gruber T., 1991).

Традиционные программные системы, в том числе классические интеллектуальные системы (на базе языка логических вычислений Пролог), разрабатываются обычно как большие и громоздкие, централизованные, монолитные, последовательные программы. В отличие от них, мультиагентная система строится как децентрализованная и распределенная система, состоящая из автономных агентов – небольших, но специальным образом устроенных программ, каждая из которых сама по себе в отдельности способна реагировать на события, принимать решения, взаимодействовать и договариваться с себе подобными для согласованного решения общей задачи. Решение

любой сложной задачи в такой системе формируется эволюционным путем за счет взаимодействия десятков тысяч агентов, действующих асинхронно и квазипараллельно, непрерывно конкурирующих и кооперирующих друг с другом, для достижения согласованного результата, что особенно важно в условиях непрерывно изменяющегося окружения и динамически возникающих ограничений по ресурсному обеспечению.

При этом агенты могут взаимодействовать не только между собой, но и выходить на взаимодействие со своими пользователями, в интересах, от лица и по поручению которых они могут действовать (Huhns M.N. et al., 1997). Такая система, по определению, становится информационно-коммуникационной, поскольку решение сложной проблемы должно строиться в постоянном диалоге с пользователями, что позволяет учесть множество различных конфликтных предпочтений и ограничений, причем возникающих и меняющихся динамически, в частности связанных с взаимными уступками, преодолением ограничений и т.д.

Развиваемый подход радикально меняет сложившуюся парадигму создания систем искусственного интеллекта, в которой на смену концепции глобального, монолитного и однородного, всеобъемлющего компьютерного «разума», собираемого «механически» из отдельных универсальных блоков-деталей «память», «движение», «дедукция» или «индукция», «ассоциация» и другие (как автомобиль на конвейере), и всегда дающего полное, однозначное и математически точное решение сложной проблемы, приходит концепция распределенного «коллективного интеллекта» относительно простых, но постоянно взаимодействующих между собой (и при необходимости с многими пользователями) автономных агентов, которые быстро находят первое приемлемое решение (возможно, не самое лучшее, точное и полное), но далее постоянно уточняют его в ходе разрешения оставшихся конфликтов, обработки новых событий, изменений во внешней среде, учета новых ограничений и т.д.

При этом агентом является автономный программный объект, имеющий достаточные интеллектуальные возможности для самостоятельной (автономной) реализации цикла «восприятие-планирование-исполнение». Это позволяет ему быть постоянно активным (непрерывно исполняться в указанном выше цикле) и потому быстро

реагировать на события в реальном времени и согласованно пересматривать свои решения при любых изменениях через взаимодействие с другими агентами и пользователями.

В ходе решения сложной задачи, например, планирования и оптимизации использования ресурсов, любой из агентов может обнаруживать важное событие (*Бармин И.В. и др., 2013*). Если оно меняет поведение всей системы, то агент берёт на себя роль лидера в решении задачи, динамически организует необходимую команду агентов (заказов, ресурсов, операций и т.д.), которая начинает взаимодействовать, анализировать условия задачи и формировать конкурирующие варианты решения задачи, обмениваться результатами с другими агентами и т.д. Общее решение задачи в этой команде агентов возникает из недетерминированных взаимодействий агентов спонтанно («вспыхивает») в заранее непредвиденные моменты времени, формируясь и перестраиваясь из складывающихся фрагментов локальных решений. В результате такой «интеллект» команды существует лишь некоторое время в ходе переговоров агентов, когда выявляются конфликты и находятся компромиссы между ними, складываются и пересматриваются цепочки согласованных изменений решений.

В таком новом подходе «интеллект» рассматривается как возникающее динамически новое «эмергентное» свойство системы, которое до этого не существовало, которое рождает новые положительные и отрицательные обратные связи в системе, соответственно выборочно ускоряющие или замедляющие идущие в ней процессы принятия решений. Это новое «свойство» существует лишь некоторое время, пока идет реакция взаимодействий агентов и оказывает обратное влияние на породивших его агентов, после чего исчезает. Так же, например, как непредсказуемо возникает и ведет себя пробка на дорогах (как свойство транспортной системы), которая влияет на выбор водителями маршрутов движения, существует некоторое время и потом исчезает.

Данный феномен характеризует природу процессов самоорганизации, в ходе которых локальные взаимодействия порождают глобальные структуры. Они, в свою очередь, изменяют породившие их локальные взаимодействия (например, люди придумывают законы, по которым далее живут).

Такой вид «самоорганизующегося» интеллекта, в последнее время, получил название «коллективно-

го интеллекта» (collective intelligence), «интеллект роя» (swarm intelligence) или «вспыхивающего интеллекта» (emergent intelligence). Лучше всего природа данного феномена иллюстрируется на примере поведения роя пчел: действительно, физические и интеллектуальные силы одной пчелы могут быть минимальными, но эффективное коллективное взаимодействие множества пчел в рое образует новый единый организм, который многократно усиливает интеллект и силы одной пчелы и может серьезно угрожать человеку.

Развитие и применение данного подхода для решения сложных задач управления ресурсами в реальном времени позволяет создать и на практике исследовать новый класс интеллектуальных систем, обеспечить возможность решения сложных задач, которые решались плохо или не решались вовсе в существующих математических подходах, и в результате – добиться большей продуктивности и эффективности, гибкости и оперативности, производительности и живучести создаваемых систем, находящихся все большее применение в самых разных сферах*.

список литературы

Аристотель. Собр. соч.: В 4-х т. Т. 1. М.: Мысль, 1976. 550 с.

Бармин И.В., Кулагин П.В., Савиных В.П., Цветков В.Я. Околоземное космическое пространство как объект глобального мониторинга // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 4-10.

Гаврилова Т.А., Хорошевский В.Ф. Базы знаний интеллектуальных систем. СПб., 2000. 384 с.

Соловьёв В.А., Матюшин М.М. Некоторые современные аспекты обеспечения безопасности управления полетами космических аппаратов, на примере Международной космической станции // Общероссийский научно-технический журнал. Полет. 2011. № 4. С. 77-85.

Gruber T. The role of common ontology in achieving sharable, reusable knowledge bases // Proc. of the 2 Intern. Conf. 1991. P. 601-602.

Huhns M.N., Singh M.P. Ontologies for Agents // IEEE Internet Computing. 1997. November-December. P. 17-24.

Статья поступила в редакцию 06.03.2014 г.

* Окончание статьи следует.

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ К МНОЖЕСТВЕННЫМ СБОЯМ ОТ ДЕЙСТВИЯ ОТДЕЛЬНЫХ ЯДЕРНЫХ ЧАСТИЦ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

TO THE ISSUE OF ONBOARD EQUIPMENT ENSURE SUSTAINABILITY OF THE ADVANCED SPACECRAFT WITH RESPECT TO MULTIPLE FAILURES FROM THE ACTIONS OF THE SPACE INDIVIDUAL NUCLEAR PARTICLES



А.В. Смутьский¹,
кандидат технических наук,
smulsky@tsniimash.ru;
A.V. Smulsky



С.И. Алексеев¹,
кандидат технических наук,
salexeev@tsniimash.ru;
S.I. Alexeev



Ю.Е. Кудрявцев¹,
кандидат технических наук,
kue@tsniimash.ru;
Y.E. Kudryavtsev

Рассмотрена проблема множественных (мультитбитных) сбоев в микросхемах памяти с малой топологической нормой, способных привести к отказам в бортовой аппаратуре космических аппаратов. Определен возможный подход к оценке частоты и вероятности множественных сбоев, и на его основе показано, что вызвать развитие аварийной ситуации на космическом аппарате «ФОБОС-ГРУНТ» мог множественный сбой в одной из микросхем оперативного запоминающего устройства (ОЗУ) бортового компьютера. Даны рекомендации по борьбе с множественными сбоями.

Ключевые слова: сечение насыщения; пороговая ЛПЭ; множественные сбои; топологическая норма; тяжелые заряженные частицы.

ВВЕДЕНИЕ

При решении проблемы обеспечения требуемого уровня радиационной стойкости бортовой аппаратуры (БА) космических аппаратов (КА) в условиях прогрессирующего уменьшения топологических (проектных) норм (топологическая норма характеризует

The problem of multiple (multibit) failures in the memory chips with small topological norm is considered. They could lead to failures in the onboard equipment of the spacecraft. A possible approach to the assessment of a frequency and a probability of the multiple failures is identified and based on which it is shown that a cause of an emergency on the «PHOBOS-GRUNT» spacecraft could be the multiple failure in one of the random access memory chip (RAM) of the on-board computer. Recommendations for overcoming of the multiple failures are done.

Key words: cross-section of saturation; threshold LET; multiple failures; topological norm; heavy charged particles.

размеры транзистора на кристалле микросхемы) входящих в ее состав интегральных микросхем (ИМС) на первый план выходит задача обеспечения стойкости к одиночным радиационным эффектам (сбоям и отказам), обусловленным действием отдельных

¹ ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

Federal Enterprise «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ К МНОЖЕСТВЕННЫМ СБОЯМ ОТ ДЕЙСТВИЯ ОТДЕЛЬНЫХ ЯДЕРНЫХ ЧАСТИЦ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

ядерных частиц космического пространства – протонов и тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ). Это связано с тем, что уменьшение геометрических размеров элементов не ухудшает (а, наоборот, увеличивает) стойкость микросхем по уровню поглощенной дозы радиации, но существенно влияет на частоту появления одиночных сбоев и отказов, поскольку чем меньше элемент, тем меньше его объем и емкость и тем меньше электрического заряда требуется для изменения его состояния. При этом оказалось, что вероятность одиночных отказов можно снизить до приемлемого уровня за счет совершенствования технологии производства или оптимизации топологии микросхем. Например, использование при производстве микросхем технологии «кремний на изоляторе» (КНИ) вместо объемной технологии позволяет с достаточно высокой вероятностью избежать наиболее распространенного вида отказа – тиристорного эффекта (SEL). Однако меры, принимаемые для обеспечения отказоустойчивости микросхем, хотя это и парадоксально, нередко приводят к увеличению вероятности одиночных сбоев, например таких, как изменение состояния регистра памяти (SEU) или кратковременное изменение уровня на выходе логического элемента (SET).

Наиболее уязвимыми к сбоям являются элементы памяти, которые, по некоторым данным, составляют до 50% (Краснюк А.А., Петров К.А., 2012) от общего числа сбоев в БА КА. Вместе с тем сбои не представляют фатальной угрозы, если они обнаруживаются, а вызванные ими ошибки исправляются. Для достижения этой цели в настоящее время наиболее широкое распространение получило использование помехоустойчивого кодирования ECC (Error Checking and Correcting – обнаружение и исправление ошибок).

ECC использует дополнительно 7 бит при 32- и 8 бит при 64-разрядном кодовом слове для исправления одиночных ошибок. При этом легко обнаруживаются двойные ошибки. Идея, лежащая в основе ECC, проста – каждый разряд памяти входит более чем в одну контрольную сумму. Это увеличивает число контрольных разрядов, но дает возможность восстанавливать значение сбойного бита по несовпадающим контрольным суммам.

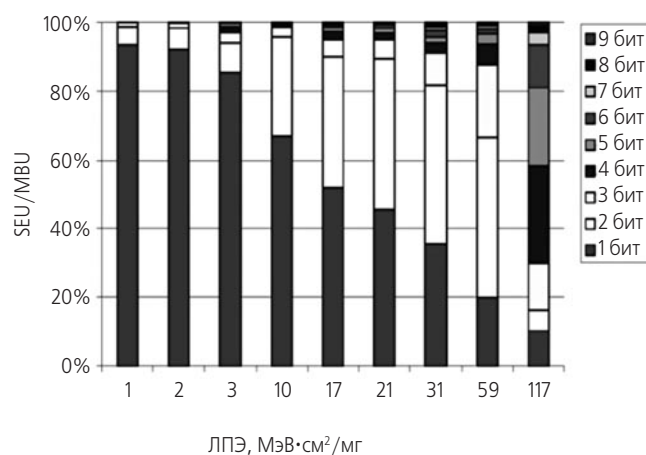
Наиболее эффективным типом кодов для борьбы со сбоями в ОЗУ при сохранении высокого быстродействия и малой аппаратной избыточности признаны линейные блочные коды Хэмминга, исправляющие одну ошибку (SEC – single-error-correction), либо дополнительно обнаруживающие двукратную ошибку (SEC-DED – single-error-correction double-error-detection) в кодовом слове.

Однако, как выяснилось в последние годы, для современных интегральных микросхем памяти с высокой степенью интеграции (особенно при проектных

нормах ≤ 100 нм), в частности для оперативной памяти, кэш-памяти процессора, конфигурационной памяти перепрограммируемых логических интегральных схем (ПЛИС) и др., попадание одной ТЗЧ в чувствительный объем прибора способно вызывать не только одиночные, но и множественные сбои сразу в нескольких чувствительных элементах. Это обусловлено тем, что диаметр ионизированного трека, который составляет примерно 1 мкм, становится соизмеримым с размерами транзисторов 250...180 нм технологии. При большом угле попадания частицы она может пересекать сразу несколько чувствительных транзисторов, а в объемной технологии также возможна диффузия радиационно-индуцированных носителей заряда из подложки сразу в несколько элементов. При множественных сбоях возможно поражение двух соседних элементов ИМС либо поражение сразу двух чувствительных объемов одного элемента. Второе особенно актуально, так как ячейки памяти, защищенные от одиночных сбоев, являются неустойчивыми к двойным попаданиям. Так, например, ячейка памяти DICE, выполненная по проектной норме 0,35 мкм не подвержена действию тяжелых ионов с линейной передачей энергии (ЛПЭ) до 200 МэВ·см²/мг, но становится уязвимой к сбоям при проектной норме 0,13 мкм.

Доля множественных сбоев от их общего числа существенно зависит от ЛПЭ ТЗЧ и, как видно из рисунка 1 (Краснюк А.А., Петров К.А., 2012), может быть преобладающей при достаточно больших ЛПЭ. Множественные сбои кратности больше двух в одном кодовом слове не могут быть обнаружены SEC-DED кодом, и их последствия фактически равносильны фатальному отказу БА КА.

Как известно, наиболее вероятной причиной возникшей на борту автоматической межпланетной станции (АМС) «ФОБОС-ГРУНТ» нештатной ситуа-



рисунк 1. Отношение одиночных (SEU) и мультибитных сбоев (MBU) в коммерческой 90-нм КМОП СБИС ОЗУ в зависимости от линейных потерь энергии ТЗЧ

ции (НШС) был признан обусловленный воздействием ТЗЧ сбой в микросхемах ОЗУ, входящих в состав ее бортового вычислительного комплекса. Приведенные в настоящей работе результаты расчетной оценки подтверждают гипотезу авторов о том, что это мог быть именно множественный сбой в одной из микросхем ОЗУ, так как одиночные сбои должны обнаруживаться и устраняться SEC-DED кодом.

1. Оценка устойчивости микросхем памяти к множественным сбоям

Причиной сбоев главным образом является прямая ионизация в чувствительных объемах микросхем от действия первичных высокоэнергетических протонов и ТЗЧ солнечного и галактического происхождения (О, Si, Fe, Mg и т.д.) с высокими значениями ЛПЭ на единицу массовой длины. Актуальным для сбоев является диапазон 1...30 МэВ·см²/мг. Для значений ЛПЭ, меньших 1 МэВ·см²/мг, мало энерговыделение, для значений ЛПЭ больших 30 МэВ·см²/мг, очень мала плотность потока частиц. Кроме того, существуют значительные потоки протонов, которые создают в электронных компонентах незначительную ионизацию (например, протоны с энергией 60 МэВ имеют в кремнии ЛПЭ ≈ 0.008 МэВ·см²/мг), и сами по себе не могут стать причиной сбоев современных ИМС, но сбои от них возникают из-за образования вторичных ТЗЧ, которые являются продуктами ядерных взаимодействий (ядра отдачи и продукты ядерных реакций).

Согласно требованиям нормативно-технических документов расчет частоты и вероятности сбоев основан на экспериментальном определении зависимости сечения сбоев от ЛПЭ ТЗЧ (энергии протонов), которая при превышении некоторых пороговых значений ЛПЭ (энергии протонов) имеет вид плавно нарастающей функции от нуля до величины сечения насыщения. Для аналитического описания зависимости сечения от ЛПЭ для ТЗЧ, как правило, используется аппроксимация распределением Вейбулла, а для протонов – аппроксимация Бендела.

При отсутствии параметров аппроксимаций консервативная оценка может быть получена с использованием известных сечений насыщения по формуле

$$v = \sigma_{\text{ТЗЧнас}} \cdot F_{\text{ТЗЧ}}(>L_0) + \sigma_{\text{рнас}} \cdot F_{\text{р}}(>E_0), \quad (1)$$

где $\sigma_{\text{ТЗЧнас}}$ и $\sigma_{\text{рнас}}$ – значения насыщения сечений возникновения одиночных сбоев; $F_{\text{ТЗЧ}}(>L_0)$ – интегральный ЛПЭ спектр средней плотности потока ТЗЧ, част·см⁻²·с⁻¹; $F_{\text{р}}(>E_0)$ – интегральный энергетический спектр средней плотности потока протонов, част·см⁻²·с⁻¹.

Вероятность возникновения сбоя определяется по формуле

$$P = 1 - e^{-vt}, \quad (2)$$

где t – заданное время нахождения микросхемы в рабочем состоянии во время срока активного существования (САС) КА.

Сечение насыщения для сбоев соответствует значению суммарной площади чувствительных областей на кристалле микросхемы. Поэтому, если сечение насыщения не известно из эксперимента, то его можно оценить следующим образом.

Площадь ячейки памяти (один бит) для микросхем статических оперативных запоминающих устройств (СОЗУ) определяется с использованием следующего эмпирического соотношения (Зольников К.В., Тане-ро К.И., Смерек В.А., Беляева Т.П., 2011):

$$S_{\text{яп}} = 300 \cdot I_{\text{T}}^2, \quad (3)$$

где $S_{\text{яп}}$ – площадь ячейки памяти, мкм²; I_{T} – топологическая норма проектирования, мкм.

Стандартная 6-транзисторная ячейка памяти СОЗУ состоит из двух соединенных положительными обратными связями инверторов (по два транзистора в каждом) и двух ключей (один транзистор в каждом). В режиме хранения транзисторы одного инвертора закрыты, а другого – открыты, и на выходах инверторов противоположные значения.

В микросхемах с достаточно большой топологической нормой чувствительными областями являются стоковые обратно смещенные p - n -переходы закрытых транзисторов, сильное электрическое поле которых приводит к разделению возникших в результате ионизации зарядов: носители заряда одного знака выходят через линию питания, а второго – через сток транзистора (в результате возникает импульс тока на стоке). В этом случае площадь чувствительной области запоминающей ячейки оценивается как половина площади каждого из двух закрытых транзисторов, т.е. 1/6 площади типовой 6-транзисторной ячейки памяти СОЗУ.

В микросхемах с малой топологической нормой маленький критический заряд сбоя (единицы фКл) приводит к тому, что достаточный заряд может разделиться при пролете ТЗЧ не только через обратно смещенный стоковый p - n -переход, но и через несмещенный p - n -переход истока транзистора. Поэтому можно считать, что площадь чувствительной области ячейки памяти будет уже равна суммарной площади двух закрытых транзисторов, т.е. 1/3 площади 6-транзисторной ячейки.

Для проведения количественной оценки частоты и вероятности множественных сбоев может быть использован подход, предложенный в работе (Зеб-рев Г.И., Иишутин И.О. и др., 2010), одним из авторов которой является весьма авторитетный специалист в области радиационных эффектов в ИМС Г.И. Зеб-рев. Согласно указанному подходу интенсивность

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ К МНОЖЕСТВЕННЫМ СБОЯМ ОТ ДЕЙСТВИЯ ОТДЕЛЬНЫХ ЯДЕРНЫХ ЧАСТИЦ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

сбоев в микросхемах ОЗУ высокой степени интеграции, определяемая по формуле (1), считается равной сумме интенсивностей одиночных и множественных сбоев. При этом отношение интенсивности множественных сбоев ν_{MBU} к общей интенсивности сбоев ν приводится к простому выражению вида

$$\frac{\nu_{\text{MBU}}}{\nu} = \frac{N_0 a_0}{1 + N_0 a_0}, \quad (4)$$

где $a_0 \leq 1$ мкм² – конечная величина площади поперечного сечения трека ТЗЧ; N_0 – количество чувствительных областей, приходящихся на единицу площади микросхемы (приближенно может быть оценена как величина, обратная площади сечения насыщения на бит).

Так называемый параметр малости $N_0 a_0 \ll 1$ для микросхем малой и средней степени интеграции, и его можно не учитывать. Но для микросхем большой степени интеграции (большие N_0) им уже нельзя пренебрегать.

Формула (4) позволяет оценить частоту множественных сбоев по известной общей частоте сбоев, которая, в свою очередь, определяется по формуле (1) при известных сечениях насыщения для сбоев.

Проведем с использованием указанного подхода оценку частоты и вероятности множественных сбоев в ОЗУ БА АМС «ФОБОС-ГРУНТ». Отметим, что в соответствии с выводами межведомственной комиссии Роскосмоса по определению причин возникновения аварийной ситуации на борту указанной межпланетной станции причиной возникновения НШС могло быть воздействие ТЗЧ «на ячейки вычислительных модулей ЦВМ22, которые содержат две микросхемы одного типа WS512K32V20G24M (ячейки вычислительных модулей располагаются в едином корпусе параллельно друг другу). Воздействие привело к искажению программного кода и срабатыванию «сторожевого» таймера, что стало причиной «рестарта» обоих полукомплектов ЦВМ22» (*Основные положения...*, 2011) На борту «ФОБОС-ГРУНТ» размещались два независимых модуля бортового компьютера, работающих параллельно, которые обеспечивали горячее дублирование на случай выхода из строя любого модуля в паре. После одновременного рестарта обоих модулей на первом витке опорной траектории КА перешел в так называемый защищенный режим («Safe mode»), при котором средства автоматики ориентируют солнечные батареи на СОЛНЦЕ, чтобы избежать разряда аккумуляторных батарей, и включают командную радиолинию для приема команд с ЗЕМЛИ, с помощью которых можно восстановить работоспособность системы. Однако в алгоритмах функционирования не был предусмотрен прием команд по аварийному каналу на этапе выведения и полета по околоземной орбите, что привело к потере управления станцией

(Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2009; Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B., 2011).

Примем, что время полета станции до возникновения НШС составило примерно 1 час (3600 сек). Солнечных вспышек в период перед стартом не наблюдалось (т.е. воздействие ТЗЧ СКЛ можно не учитывать). Опорная траектория (апогей 347 км, перигей 207 км) проходит ниже границы естественного радиационного пояса ЗЕМЛИ (ЕРПЗ) за исключением пролета аппарата над областью южно-атлантической магнитной аномалии, где граница ЕРПЗ может опуститься до высоты 200 км. Так как протоны ЕРПЗ в указанной области могли оказывать воздействие на аппарат в течение короткого промежутка времени (не более 5 мин), а сечения насыщения для протонов, как правило, на несколько порядков меньше сечений насыщения для ТЗЧ и их потоки вблизи условной границы атмосферы не велики, то воздействие протонов можно не учитывать и рассматривать только воздействие ТЗЧ ГКЛ.

В соответствии с данными разработчика ЦВМ22 микросхема ОЗУ WS512K32V-20G2UM относится к числу современных микросхем американского производства стандарта «Military», имеет топологическую норму 65 нм и объем памяти 16 Мбит. Указанные микросхемы сопровождалась сертификатом качества и не проходили испытаний на стойкость к одиночным радиационным эффектам.

Экстраполируя данные по зависимости пороговой ЛПЭ ТЗЧ по отношению к сбоям ячеек памяти от топологической нормы микросхем МОП ОЗУ для объемной технологии, приведенные на рисунке 2 (Петросянц К.О., Харитонов И.А., Орехов Е.В., Самбурский Л.М., и др., 2012), в область меньше 0,1 мкм (100 нм), можно принять, что $L_0 \sim 1$ Мэв см²/мг.

Сечение насыщения на бит равно площади чувствительной области ячейки памяти, которая соответствует $\sim 1/3$ площади ячейки памяти $S_{\text{яп}}$ и с учетом формулы (3) составит $4,22 \cdot 10^{-9}$ см²/бит. При емкости ОЗУ $1,6 \cdot 10^7$ бит для полного сечения насыщения получим

$$\sigma_{\text{ТЗЧнас}} = (4,22 \cdot 10^{-9}) \cdot (1,6 \cdot 10^7) = 6,75 \cdot 10^{-2} \text{ (см}^2\text{)}.$$

В соответствии с ОСТом (*Методы расчета радиационных условий*, 2007) интегральный спектр ЛПЭ средней плотности потока ТЗЧ ГКЛ за характерной защитой 1 г/см² составляет величину

$$F_{\text{ТЗЧ}}(>L_0) = 2,98 \cdot 10^{-3} \text{ (1/см}^2\text{сек)}.$$

По формуле (1) получим, что частота одиночных сбоев от ТЗЧ составит величину $\nu_{\text{SBU}} = 2 \cdot 10^{-4}$ (1/сек).

Считая $a_0 \approx 1$ (мкм²) и $N_0 = 2/S_{\text{яп}} = 2/1,267$ мкм² $\approx 1,58$ (мкм⁻²), из формулы (4) получим, что $\nu_{\text{MBU}} = 1,22 \cdot 10^{-4}$ (1/сек).

По формуле (2) получим, что вероятность множественного сбоя за время $t=3600$ сек полета вокруг Земли составляет достаточно большую величину: $P_{\text{МВУ}} \approx 0,36$.

Другой возможной причиной двойного рестарта обоих комплектов БВК ЦВМ22 могло стать одновременное возникновение тиристорного эффекта (защелкивания) в близкорасположенных микросхемах ОЗУ обоих БВК от действия одной ТЗЧ. Поскольку данные микросхемы не относятся к категории «Spase», то следует ожидать довольно низкого порога их чувствительности к SEL, близкого к порогу чувствительности коммерческих схем с проектной нормой ≤ 100 нм, для которых частота SEL может составлять $\sim 9,26 \cdot 10^{-5}$ 1/сек, что меньше частоты, определенной для множественных сбоев $V_{\text{МВУ}}$.

Таким образом, полученные результаты свидетельствует в пользу гипотезы о том, что наиболее вероятным видом одиночного радиационного эффекта в аппаратуре АМС «ФОБОС-ГРУНТ» мог стать множественный сбой в ОЗУ. Причем при реализованной параллельной работе двух комплектов БВК, когда должно происходить постоянное сравнение результатов их вычислений, было достаточно появления множественного сбоя в микросхеме ОЗУ одного комплекта для прерывания работы и перезагрузки обоих комплектов, так как множественные сбои большой кратности (трехкратные и выше) не обнаруживаются используемыми средствами ECC (SEC-DED кодами) и, следовательно, не представляется возможным определить, какой комплект БВК выдает неверный результат.

Недостаточная защищенность ОЗУ и других видов памяти от множественных сбоев может, на наш взгляд, снижать эффективность усилий, предпринимаемых в настоящее время в ракетно-космической

отрасли по обеспечению сбоеустойчивости бортовой аппаратуры, разрабатываемой для других перспективных космических проектов, так как даже использование радиационнотойких ЭРИ импортного производства категории «Spase» не гарантирует предотвращения возможности множественных сбоев. К примеру, в БА некоторых перспективных КА возможно использование радиационно-стойкой микросхемы СОЗУ UT8R4M39-25XFG категории «Spase» со встроенной защитой от одиночных ошибок кодом Хэмминга типа SEC-DED (производитель – американская компания «Aeroflex»). Данная микросхема имеет высокое значение пороговой ЛПЭ к тиристорному эффекту ($110 \text{ МэВ} \cdot \text{см}^2 / \text{мг}$). Частота одиночных сбоев на околоземной орбите, по данным завода-изготовителя, может составлять до $7,3 \cdot 10^{-7}$ 1/(бит·сут). Стойкость к поглощенной дозе – 100 крад (*Standard Products...*, 2013).

Грубую оценку площади ячейки памяти на кристалле микросхемы можно провести следующим образом:

$$S_{\text{яп}} \approx \frac{S_{\text{ис}}}{N_{\text{яп}}}, \quad (5)$$

где $S_{\text{ис}}$ – площадь кристалла интегральной микросхемы; $N_{\text{яп}}$ – число ячеек памяти.

Для известных значений $S_{\text{ис}} = 0,9 \times 0,9$ дюйма и $N_{\text{яп}} = 1,63 \cdot 10^8$ получим, что $S_{\text{яп}} \approx 3,2 \text{ мкм}^2$.

Исходя из оцененного размера ячейки памяти и известной частоты сбоев на бит $7,3 \cdot 10^{-7}$ 1/(бит·сут) = $8,45 \cdot 10^{-12}$ 1/(бит·сек), легко получить, что частота множественных сбоев составит величину $5,3 \cdot 10^{-4}$ 1/сек (примерно 2 мультибитных сбоя в час).

В числе возможных мер повышения устойчивости микросхем памяти к множественным сбоям небольшой кратности следует отметить разнесение и перемежение данных в разряде слова на кристалле микросхемы, применение защищенных от одиночного сбоя ячеек памяти (ячейки памяти, защищенной резисторами, ячейки памяти НИТ, ячейки памяти DICE и др.). Эффективным средством борьбы с множественными сбоями любой кратности в микросхемах ОЗУ с малой проектной нормой в настоящее время может служить технология так называемого «Chipkill»-кодирования (Петров К.А., 2012).

Суть технологии «Chipkill» заключается в особой организации хранения данных – каждый разряд кодового слова хранится в отдельной микросхеме. Это позволяет возникшую многократную ошибку при декодировании представить в виде однократной ошибки в нескольких кодовых словах, количество которых равно кратности ошибки. Полученные однократные ошибки в свою очередь исправляются декодером SEC-DED кода. Основным недостатком этой технологии является требуемая большая аппаратная избы-

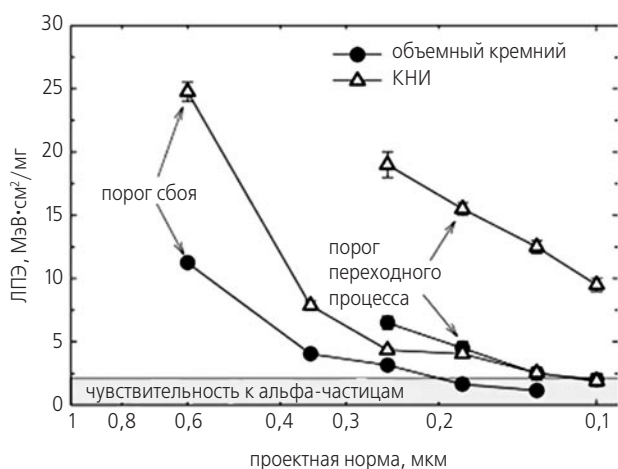


рисунок 2. Пороговые ЛПЭ, вызывающие сбои в ячейке памяти и переходный процесс (SET) в логической ИС, в зависимости от проектной нормы и технологии

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ К МНОЖЕСТВЕННЫМ СБОЯМ ОТ ДЕЙСТВИЯ ОТДЕЛЬНЫХ ЯДЕРНЫХ ЧАСТИЦ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

точность: вместо одной микросхемы ОЗУ требуется число микросхем, равное разрядности используемого кодового слова (при 32-разрядном кодовом слове необходимо 32 микросхемы ОЗУ, при 64-разрядном – 64 микросхемы ОЗУ).

По мнению ряда специалистов, технология «Chipkill» в перспективе может полностью вытеснить технологию ЕСС, как в свое время последняя пришла на смену технологии проверки кодового слова на четность, требующей дополнительный контрольный разряд на каждый байт информации и позволяющей только обнаруживать (но не исправлять) одиночные ошибки.

ВЫВОДЫ

Доля множественных сбоев от их общего числа в микросхемах памяти может быть определена с использованием так называемого параметра малости–количества чувствительных областей, уместающихся на эффективную площадь поперечного сечения трека ТЗЧ.

Причиной возникновения НШС на АМС «ФОБОС-ГРУНТ» мог стать множественный сбой в ОЗУ одного из двух комплектов бортового вычислительного комплекса (БВК), который, в конечном счете, привел к рестарту обоих комплектов, функционировавших параллельно.

Существенное уменьшение топологической нормы микросхем за последние 10–12 лет превратило множественные сбои в достаточно вероятные события, которые целесообразно учитывать при оценке и обеспечении сбоеустойчивости бортовой аппаратуры, создаваемой для перспективных космических комплексов различного назначения с длительными сроками активного существования.

Устойчивость БА КА к множественным сбоям может быть обеспечена за счет выбора микросхем памяти с подходящими значениями топологической нормы и повышенной устойчивостью к одиночным сбоям, а также за счет использования «Chipkill»-кодирования, которое обеспечивает исправление ошибок любой кратности в кодовом слове, но требует большой аппаратной избыточности.

список литературы

Зебрев Г.И., Ишутин И.О. и др. Методология вычисления частоты мягких одиночных сбоев для современных приборов // Вопросы атомной науки и техники. 2010. Вып. 2. С. 82–89.

Зольников К.В., Талеро К.И., Смерек В.А., Беляева Т.П. Модель радиационных эффектов воздействия тяжелых заряженных частиц в КМОП-элементах ми-

кросхем // Программные продукты и системы. 2011. № 3. С. 17–21.

Краснюк А.А., Петров К.А. Особенности применения методов помехоустойчивого кодирования в суб-100нм микросхемах памяти для космических систем // Проблемы разработки перспективных микро- и наноэлектронных систем – 2012: сб трудов / Под общ. ред. академика РАН А.Л. Стемпковского. М.: ИППМ РАН, 2012. С. 638–641.

Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установления требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения: ОСТ 134-1044-2007. ФГУП ЦНИИмаш, 2007. 180 с.

Основные положения Заключения Межведомственной комиссии по анализу причин нештатной ситуации, возникшей в процессе проведения летных испытаний космического аппарата «ФОБОС-ГРУНТ», образованной в соответствии с приказом руководителя Роскосмоса от 9 декабря 2011 года № 206 (<http://www.roscosmos.ru/main.php?id=2&nid=18647>) (дата обращения: 12.05.2014).

Петров К.А. Помехоустойчивое кодирование для субмикронных динамических ОЗУ // Проблемы разработки перспективных микро- и наноэлектронных систем – 2012: сб. трудов / Под общ. ред. академика РАН А.Л. Стемпковского. М.: ИППМ РАН, 2012. С. 419–422.

Петросянец К.О., Харитонов И.А., Орехов Е.В., Самбурский Л.М. и др. Исследование стойкости к воздействию отдельных ядерных частиц ячеек КНИ КМОП ОЗУ методами смешанного 3D TCAD-SPICE моделирования // Проблемы разработки перспективных микро- и наноэлектронных систем – 2012: сб. трудов / Под общ. ред. академика РАН А.Л. Стемпковского. М.: ИППМ РАН, 2012. С. 413–418.

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.

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. Т. 45, № 7. Р. 589–592.

Standard Products UT8R1M39 40Megabit SRAM MCM, UT8R2M39 80Megabit SRAM MCM, UT8R4M39 160Megabit SRAM MCM, Data Sheet, January 2013 (<http://www.aeroflex.com/memories>) (дата обращения: 12.05.2014).

Статья поступила в редакцию 29.05.2014 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ для ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. 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 им. 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 **A4**.
 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 A4);
 - 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 05.09.2014. формат 60x84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объем 12 печ. л. тираж 700 экз.

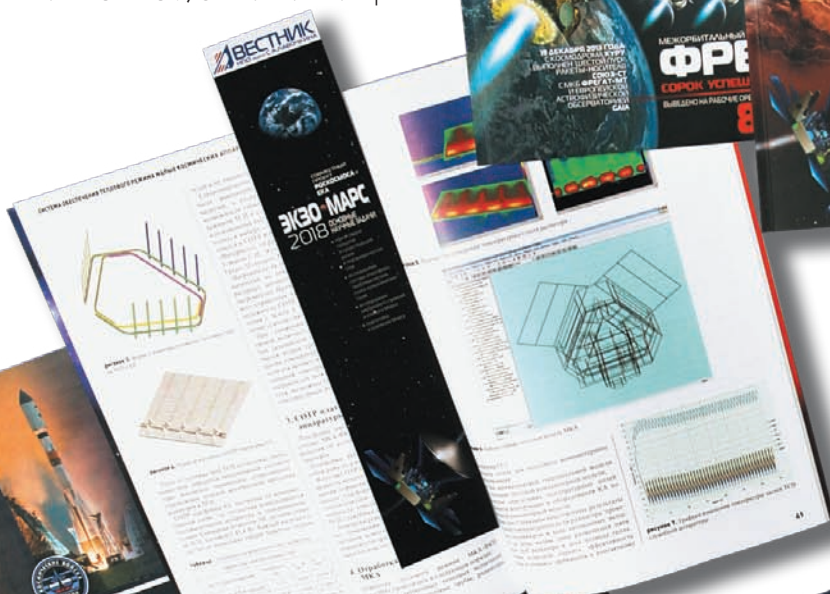
отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Полстар» (МАИ),

Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993

Ежеквартальный научно-технический журнал «ВЕСТНИК НПО имени С.А. Лавочкина»

Издается с 2009 года

Основные тематические направления – ракетная и космическая наука и техника. Непилотируемые средства для исследования планет и космического пространства – проектирование, расчет, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полетом, баллистика и др.



Подписку можно оформить на почте.
Подписной индекс № 37156 в каталоге
«ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ» (РОСПЕЧАТЬ)

адрес редакции:
141400 Московская область,
г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефоны: (495) 575 55 63
(495) 575 54 69
факс: (495) 572 00 68
vestnik@laspace.ru
<http://www.vestnik.laspace.ru>

Журнал адресован ученым, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем космонавтики



В настоящее время НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА и ИНСТИТУТ АСТРОНОМИИ РАН вместе с международной научной кооперацией создают орбитальный астрофизический комплекс «СПЕКТР-УФ» («ВСЕМИРНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ – УЛЬТРАФИОЛЕТ»). Она будет единственной крупной обсерваторией для наблюдений Вселенной в УФ-диапазоне в следующем десятилетии, начиная с 2019 года после завершения работы на орбите космического телескопа имени ХАББЛА.



Георгием Николаевичем БАБАКИНЫМ на предприятии была создана научная школа проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных исследований, которая базировалась на лучших традициях истребительной авиации, заложенной выдающимся авиаконструктором Семеном Алексеевичем ЛАВОЧКИНЫМ. Г.Н. БАБАКИН обосновал модульный принцип создания КА, основой которого является базовая высокоэффективная космическая платформа с последующим построением на ней серии изделий различного назначения.

Так были созданы КА «ЛУНА-16», доставивший впервые на ЗЕМЛЮ образцы лунного реголита в автоматическом режиме; «ЛУНА-17», доставивший подвижную лабораторию «ЛУНОХОД-1», управляемую с ЗЕМЛИ; «ВЕНЕРА-7», «МАРС-3», впервые осуществившие мягкие посадки на планеты и др.

При их создании отводилась значительная роль наземной отработке и моделированию физических процессов. Такой подход был реализован ещё С.А. ЛАВОЧКИНЫМ и Г.Н. БАБАКИНЫМ при создании нового вида летательных аппаратов – зенитных управляемых ракет в середине 50-х годов прошлого века. Этой научно-проектной школе мы привержены и сейчас. В НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА создаются новые и перспективные автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований серий «ЛУНА», «МАРС», «СПЕКТР», «ЭЛЕКТРО-Л», «АРКТИКА-М» и др.

В настоящее время на орбите успешно работают, созданные предприятием, спутники «ЭЛЕКТРО-Л» № 1, «СПЕКТР-Р – РАДИОАСТРОН», «РЭЛЕК».