



## 12 АПРЕЛЯ - ДЕНЬ КОСМОНАВТИКИ

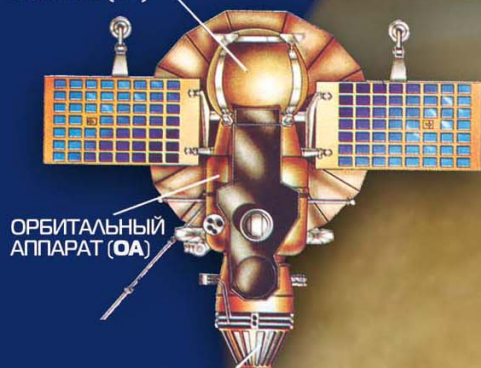
КОСМИЧЕСКИЙ ЭТАП  
ИСТОРИЧЕСКОЙ ЛЕТОПИСИ  
НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА  
НАЧАЛСЯ С ПОДКЛЮЧЕНИЕМ  
С.П. КОРОЛЁВЫМ  
И М.В. КЕЛДЫШЕМ  
ПРЕДПРИЯТИЯ  
К РЕШЕНИЮ ПРОБЛЕМЫ  
СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ  
АВТОМАТИЧЕСКИХ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ  
ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ  
ЛУНЫ И ПЛАНЕТ  
СОЛНЕЧНОЙ  
СИСТЕМЫ

ПЕРВОЙ РАБОТОЙ  
НА НОВОМ ПОПРИЩЕ  
СТАЛА  
УСПЕШНО ВЫПОЛНЕННАЯ -  
ВПЕРВЫЕ В МИРЕ -  
МЯГКАЯ ПОСАДКА  
АЛС ЛУНА-9  
НА ЛУННУЮ  
ПОВЕРХНОСТЬ

# КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ ВЕНЕРА-8

ЗАПУСК ОСУЩЕСТВЛЁН  
27.03.1972

СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ (СА)



ОРБИТАЛЬНЫЙ АППАРАТ (ОА)

КОРРЕКТИРУЮЩАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

## СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ ВЕНЕРА-8

ОСНОВНАЯ СПИРАЛЬНАЯ АНТЕННА СА



МАССА СА ВЕНЕРЫ-8 - 495 КГ

### СОСТАВ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ СА

- ГАММА-СПЕКТРОМЕТР ГС-4М ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТИПА ПОВЕРХНОСТНЫХ ПОРОД ПЛАНЕТЫ;
- ПРИБОР ИАВ-72 ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ СОДЕРЖАНИЯ АММИАКА В АТМОСФЕРЕ;
- ФОТОМЕТР ИОВ-72 ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСВЕЩЕННОСТИ НА ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ;
- ПРИБОР ДОУ-1М ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОГО УСКОРЕНИЯ НА УЧАСТКЕ ТОРМОЖЕНИЯ СА;
- КОМПЛЕКТ ИТА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ И ДАВЛЕНИЯ АТМОСФЕРЫ.

### ПЕРВАЯ МЯГКАЯ ПОСАДКА ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ЗОНДА СА НА ПОВЕРХНОСТЬ ВЕНЕРЫ

#### ОТДЕЛЕНИЕ СА ОТ ОА



ВХОД В АТМОСФЕРУ, СТАБИЛИЗАЦИЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ТОРМОЖЕНИЕ

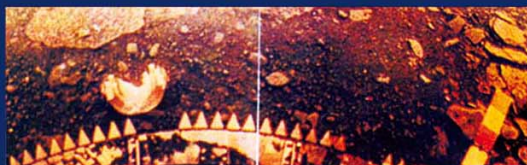
ПЕРЕДАЧА ИНФОРМАЦИИ НА ЗЕМЛЮ В ПРОЦЕССЕ СПУСКА И ПРИ ПОСАДКЕ

ОТСТРЕЛ КРЫШКИ ПАРАШЮТНОГО ОТСЕКА, ВВОД ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ, ВКЛЮЧЕНИЕ РАДИОКОМПЛЕКСА И РАДИОВЫСОТОМЕРА

КОНТАКТ С ПОВЕРХНОСТЬЮ, ОТСТРЕЛ ПАРАШЮТА И ВЫНОСНОЙ АНТЕННЫ

# ЮБИЛЕЙНЫЕ ДАТЫ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ МИССИЙ К ВЕНЕРЕ

В МАРТЕ 1982 ГОДА ВПЕРВЫЕ ПОЛУЧЕНЫ ЦВЕТНЫЕ ПАНОРАМЫ ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ С КРУГОВЫМ ОБЗОРОМ ВПЕРВЫЕ ОСУЩЕСТВЛЁН ЗАБОР ПРОБ ГРУНТА В УСЛОВИЯХ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР И ДАВЛЕНИЙ



ТВ-ИЗОБРАЖЕНИЯ, ПЕРЕДАННЫЕ ПА ВЕНЕРА-13



ТВ-ИЗОБРАЖЕНИЯ, ПЕРЕДАННЫЕ ПА ВЕНЕРА-14

# КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ВЕНЕРА-13

ЗАПУСК ОСУЩЕСТВЛЁН  
30.10.1981

# ВЕНЕРА-14

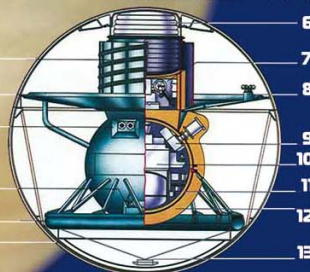
ЗАПУСК ОСУЩЕСТВЛЁН  
04.11.1981



СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ (СА)

ОРБИТАЛЬНЫЙ АППАРАТ (ОА)

## СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ ВЕНЕРА-13, -14



- 1 - ТЕПЛОЗАЩИТНЫЙ КОРПУС;
- 2 - ПОСАДОЧНОЕ УСТРОЙСТВО;
- 3 - НАУЧНАЯ АППАРАТУРА;
- 4 - АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ТОРМОЗНОЕ УСТРОЙСТВО;
- 5 - АНТЕННА;
- 6 - ОТСЕК ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ;
- 7 - ОТСЕК НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ, РАБОТАЮЩЕЙ В ОБЛАЧНОМ СЛОЕ;
- 8 - НАУЧНАЯ АППАРАТУРА;
- 9 - ТЕЛЕФОТОМЕТР;
- 10 - СЛУЖЕБНАЯ АППАРАТУРА;
- 11 - ПРОЧНЫЙ КОРПУС;
- 12 - ТЕПЛОИЗОЛЯЦИЯ;
- 13 - ДЕМПФЕР

МАССА СПУСКАЕМОГО АППАРАТА - 1643,72 КГ

МАССА ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ - 750,00 КГ

### СХЕМА ПОСАДКИ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ЗОНДА НА ПОВЕРХНОСТЬ ВЕНЕРЫ



ВХОД В АТМОСФЕРУ, БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ СПУСК

ОТСТРЕЛ КРЫШКИ, ВВОД ВЫТЯЖНОГО ПАРАШЮТА И ПАРАШЮТА УВОДА

УВОД ВЕРХНЕЙ ТЕПЛОЗАЩИТНОЙ ОБОЛОЧКИ, ВВОД ТОРМОЗНОГО ПАРАШЮТА

ОТСТРЕЛ НИЖНЕЙ ТЕПЛОЗАЩИТНОЙ ОБОЛОЧКИ

ОТСТРЕЛ ТОРМОЗНОГО ПАРАШЮТА

СПУСК ПА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ТОРМОЗНОМ ШИТКЕ

ПОСАДКА ПЕРЕДАЧА ТВ-ИЗОБРАЖЕНИЯ НА ОА

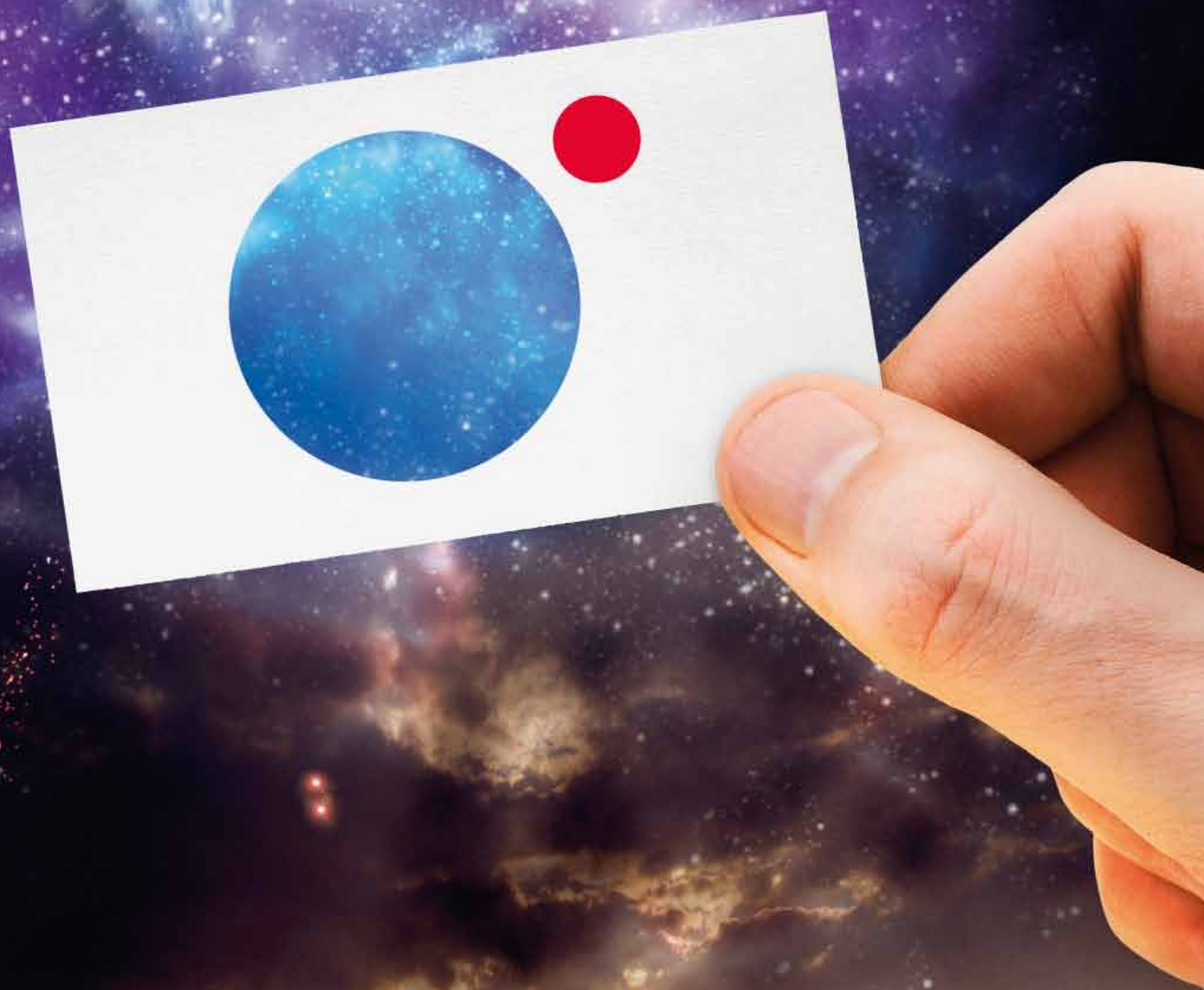
### СОСТАВ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ СА ВЕНЕРА-13 И ВЕНЕРА-14

- ГАММА-СПЕКТРОМЕТР КОНУС ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ РЕНТГЕНОВСКОГО И ГАММА-ИЗЛУЧЕНИЯ В ОБЛАСТИ ЭНЕРГИЙ 30-300 КЭВ;
- ГАММА-СПЕКТРОМЕТР СНЕГ 2МБ (ФРАНЦИЯ) ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ РЕНТГЕНОВСКОГО И ГАММА-ИЗЛУЧЕНИЯ В ОБЛАСТИ ЭНЕРГИЙ 80-2500 КЭВ;
- СПЕКТРОМЕТР РПП-01 ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ СОЛНЕЧНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ;
- ПРИБОР КВ-77 ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ СОЛНЕЧНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ И ИЗМЕРЕНИЯ ИНТЕНСИВНОСТИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СПЕКТРА ПРОТОНОВ И ЭЛЕКТРОНОВ;
- АНАЛИЗАТОР СПЕКТРА ПРОТОНОВ АСП-8 ДЛЯ КОНТРОЛЯ РАДИОАЦИОННОЙ ОБСТАНОВКИ;
- МАГНИТОМЕТР АСМ (АВСТРИЯ);
- ПЕРЕДАТЧИК 15П245 (λ = 8 СМ) ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА ДИСПЕРСИЯ

# СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР

Номер лицензии: С.3541 77



СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

с о д е р ж а н и е

**Алексашкин С.Н., Пичхадзе К.М., Финченко В.С.**  
Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами.....4

**Котомин А.А., Ефанов В.В., Душенок С.А., Козлов А.С., Трапезников М.А., Брешев Е.Н., Горовцов В.В.**  
Регулирование детонационной способности взрывчатых материалов, применяемых в системах разделения космических аппаратов.....12

**Самойлов С.Ю.** Способы уменьшения погрешности географической привязки снимков с космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.....19

**Воронин Е.Г.** Технология фотограмметрической обработки космических снимков, имеющих перекрытия.....23

**Аристов В.П., Александров Л.Г., Ермаков В.Ю., Мартынов М.Б., Скорогрядов П.И., Телепнев П.П.**  
Модельные расчеты параметров состояния среды в пневмогидравлической системе двигательной установки КА «Фобос-Грунт».....28

**Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В., Захаров Ю.В.**  
Полупроводниковые тензорезисторы на основе моносulfида самария для космических аппаратов. Преобразование деформации.....33

**Назаренко А.И.** Применение метода оптимальной фильтрации измерений для уточнения и прогнозирования орбит КА.....38

**Маркачев Н.А., Захаров Ю.В., Гришин С.А.**  
Опыт использования центробежных установок для наземной отработки автоматических космических аппаратов.....44

**Пригода Б.А.** История развития спиральных антенн в НПО им. С.А. Лавочкина.....52

**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
  - рукописи не возвращаются
  - при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК ФГУП «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
  - подписной индекс 37156 в каталоге «ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ» (РОСПЕЧАТЬ)
- © ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»  
© авторы статей

адрес редакции:

141400 Московская обл. г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24  
телефоны: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69  
факс: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68  
адрес электронной почты: [VESTNIK@LSPACE.RU](mailto:VESTNIK@LSPACE.RU)  
адрес в интернете: <http://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.э.н. **Х.Ж. Карчаев**  
**Т.М. Коростина**  
к.т.н. **М.Б. Мартынов**  
к.т.н. **А.А. Мошшеев**  
д.т.н. **А.Е. Назаров**  
к.э.н. **В.М. Романов**  
**А.В. Савченко**  
**С.Н. Солодовников**  
**И.Л. Шевалев**

**редакционный совет**

председатель –  
д.т.н. **В.В. Хартов**  
чл.-корр. РАН  
**О.М. Алифанов**  
д.ф.-м.н. **В.В. Асмус**  
академик РАН  
**А.А. Боярчук**  
д.т.н. **Б.И. Глазов**  
академик РАН  
**Л.М. Зеленый**  
д.т.н. **А.А. Любомудров**  
академик РАН  
**М.Я. Маров**  
д.т.н. **Ю.А. Матвеев**  
д.т.н. **В.Ю. Мелешко**  
д.т.н. **Г.М. Полищук**  
академик РАН  
**Г.А. Попов**  
д.т.н. **В.Е. Усачев**  
д.т.н. **В.С. Финченко**  
д.т.н. **Е.Н. Хохлачев**  
чл.-корр. РАН  
**Б.М. Шустов**

**учредитель**

ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»  
журнал зарегистрирован  
в Федеральной службе по надзору  
в сфере связи и массовых  
коммуникаций.  
свидетельство ПИ № ФС77-35385  
от 18 февраля 2009 г.



9 772075 694002

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

**e d i t o r i a l   b o a r d**

c.sc. (economics)  
**K.Z. Karchayev**  
**T.M. Korostina,**  
 c.sc. (engineering)  
**M.B. Martynov,**  
 c.sc. (engineering)  
**A.A. Moiseev,**  
 d.eng. **A.E. Nazarov,**  
 c.sc. (economics)  
**V.M. Romanov,**  
**A.V. Savchenko,**  
**S.N. Solodovnikov,**  
**I.L. Shevaley**

**e d i t o r i a l   c o u n c i l**

chairman – d.eng.  
**V.V. Khartov,**  
 corresponding member RAN  
**O.M. Alifanov,**  
 doctor of physical  
 and mathematical sciences  
**V.V. Asmus,**  
 academician RAN  
**A.A. Boyarchuk,**  
 d.eng. **B.I. Glazov,**  
 academician RAN  
**L.M. Zelenyi,**  
 d.eng. **A.A. Lyubomudrov,**  
 academician RAN  
**M.Y. Marov,**  
 d.eng. **Y.A. Matveev,**  
 d.eng. **V.Y. Meleshko,**  
 d.eng. **G.M. Polishchuk,**  
 academician RAN  
**G.A. Popov,**  
 d.eng. **V.E. Usachev,**  
 d.eng. **V.S. Finchenko,**  
 d.eng. **E.N. Khokhlachev,**  
 corresponding member RAN  
**B.M. Shustov**

**f o u n d e r**

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»  
 the journal is registered in Federal  
 Service for telecommunications  
 and mass media oversight.  
 certificate ПИ № ФС77-35385  
 dated february 18, 2009

**t a b l e   o f   c o n t e n t s**

**Alexashkin S.N., Pichkhadze K.M., Finchenko V.S.**  
 Design Principles of the Descent Vehicles  
 with Inflatable Braking Device.....4

**Kotomin A.A., Efanov V.V., Dushenok S.A., Kozlov A.S.,  
 Trapeznikov M.A., Breshev E.N., Gorovtsov V.V.**  
 Regulation of detonation ability of explosive materials,  
 used in spacecraft separation systems.....12

**Samoilov S.Y.** Reduction of geographical coordinate  
 determination errors of images obtained  
 from the Earth remote sensing SC.....19

**Voronin E.G.** Photogrammetric processing  
 of space images having overlaps.....23

**Aristov V.P. Aleksandrov L.G., Ermakov V.Y., Martynov  
 M.B., Skoroglyadov P.I., Telepnev P.P.** Calculation  
 of environment's parameters in pneumohydraulic system  
 of «Phobos-Grunt» SC propulsion system.....28

**Volodin N.M. Mishin Y.N., Kaminskiy V.V., Zakharov Y.V.**  
 Spacecraft semiconducting resistance strain gauge based  
 on samarium monosulfide. Straining transformation.....33

**Nazarenko A.I.** Application of measurements optimum  
 filtering method for SC orbits' determination  
 and prediction.....38

**Markachev N.A., Zakharov Y.V., Grishin S.A.**  
 Use of centrifugal units for automated spacecraft  
 ground testing.....44

**Prigoda B.A.** Development of helical antennas  
 by Lavochkin Association.....52

**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
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
- 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.laspacespace.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JOURNALY» (ROSPECHAT)

editorial office address:  
 141400 Moscow region, Khimki,  
 Leningradskaya str., 24  
 phone: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69  
 fax: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68  
 e-mail: VESTNIK@LSPACE.RU  
 internet: <http://VESTNIK.LSPACE.RU>

## ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СПУСКАЕМЫХ В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ АППАРАТОВ С НАДУВНЫМИ ТОРМОЗНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ

## DESIGN PRINCIPLES OF THE DESCENT VEHICLES WITH INFLATABLE BRAKING DEVICE



**С.Н. Алексашкин\***  
alexashkin@laspace.ru  
**S.N. Alexashkin**



**К.М. Пичхадзе\***  
профессор,  
доктор технических наук,  
pichkhadze@laspace.ru  
**K.M. Pichkhadze**



**В.С. Финченко\***  
доктор технических наук,  
finval@migmail.ru  
**V.S. Finchenko**

*В статье описана конструкция спускаемых аппаратов (СА) нового типа – СА с надувным тормозным устройством (НТУ). Обозначены проблемы, связанные с их разработкой; названы материалы для изготовления НТУ и его тепловой защиты. Представлен перечень установок экспериментальной базы существующей в России, обеспечивающих возможность отработки систем СА с НТУ. Описаны некоторые достижения в разработке СА с НТУ в России и за рубежом.*

*Ключевые слова: новые технологии; спускаемый аппарат; надувное тормозное устройство; герметичная оболочка НТУ; теплозащитное покрытие.*

### Введение

Дальнейшее развитие космической техники и обеспечение решения все более усложняющихся задач вызывает необходимость разработки новых технологий. Примерами таких задач могут служить:

- разработка солнечных батарей околоземных космических аппаратов (КА) и автоматических космических станций (АКС) для межпланетных перелетов, требующих высокого энергопотребления и, следовательно, большой площади поверхности для размещения преобразователей солнечной энергии;

*The article deals with description of a new type of descent vehicles - descent vehicles with inflatable braking devices (IBD). The article covers IBD development issues, materials needed for design, manufacturing and testing of IBD and its thermal protection. The article gives list of Russian integrated development tests' facilities that provide testing of descent vehicles with IBD. There is description of achievements in development of descent vehicles with IBD in Russia and abroad.*

*Key words: new technology; descent vehicle; inflatable braking device; pressurized envelope of IBD; thermal protection system.*

- разработка перспективных АКС, использующих в качестве движителя солнечный парус;
- создание крупногабаритных антенн космических радиотелескопов;
- разработка длинномерных ферменных конструкций, штанг для выносных элементов КА и АКС;
- разработка систем аэродинамического торможения орбитальных КА в разреженных слоях атмосфер планет для обеспечения их входа в плотные слои атмосферы без использования реактивной системы торможения;
- разработка систем аэродинамического тормо-

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

жения в плотных слоях атмосферы для посадки на поверхности планет как тяжеловесных, крупногабаритных пилотируемых станций, так и беспилотных исследовательских спускаемых аппаратов.

Очевидно, что перечисленные типы конструкций не могут быть размещены в развернутом виде в объеме под головными обтекателями современных ракет-носителей (РН), т. е. они должны выполняться укладываемыми в компактный объем при транспортировках и развертываемыми в рабочее положение при движении в космическом пространстве или в атмосфере.

Возможность решения перечисленных задач может быть обеспечена, например, использованием в конструкциях КА и АКС надувных элементов: каркасов для развертывания солнечных батарей, поверхностей антенн космических телескопов, рам для расправления полотнищ солнечного паруса, штанг для выноса научных приборов на большие удаления от КА и АКС, дополнительных тормозных поверхностей при движении КА в разреженных и плотных слоях атмосферы.

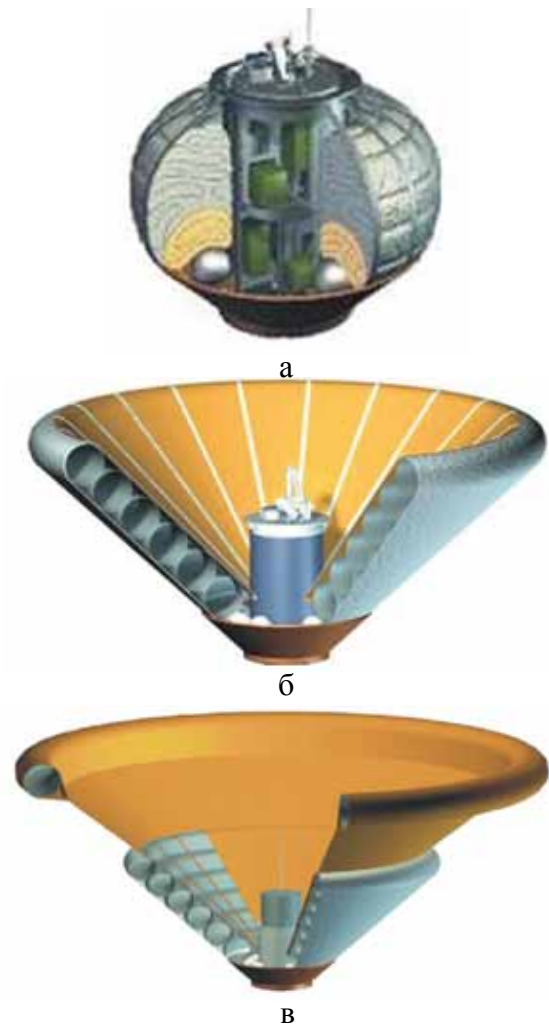
Трудности реализации таких конструкций могут разрешаться разработкой соответствующих технологий, адаптируемых к конкретному случаю применения и типу надувного элемента конструкции.

Например, для повышения эффективности торможения СА в атмосферах планет можно применять лобовые аэродинамические экраны надувной конструкции, присоединяемые к спускаемым аппаратам. Разработке принципов проектирования аппаратов с такими устройствами и посвящена настоящая статья.

## 1. Основные элементы и системы спускаемых аппаратов с надувными тормозными устройствами

Лобовой аэродинамический экран (ЛАЭ) надувной конструкции (в общем случае – надувное тормозное устройство) представляет собой замкнутую герметичную оболочку или ряд оболочек, образующих, как показано на рисунке 1, заданную форму после заполнения их газом. Эта оболочка состыковывается с предназначенным для спуска в атмосфере объектом (полезным грузом).

При запусках НТУ находится под обтекателем РН в сложенном в компактный объем положении (см. рисунок 1а), а в космосе, непосредственно перед фазой аэродинамического торможения, приводится в развернутое рабочее положение (рисунок 1б). При этом НТУ может быть выполнено двухкаскадным, как на рисунке 1в: 1-й каскад – основное НТУ с теплозащитным покрытием (ТЗП) служит для торможения в атмосфере до дозвуковых скоростей, 2-й каскад – дополнительное НТУ, которое раскрывается в атмосфере для обеспечения посадочной скорости заданной величины.



**а** – НТУ в сложенном положении;  
**б** – развёрнут 1-й каскад НТУ (основное НТУ);  
**в** – развёрнут 2-й каскад НТУ (дополнительное НТУ).  
**рисунок 1.** Спускаемый аппарат с двухкаскадным надувным тормозным устройством

Такое НТУ может быть использовано для решения ряда перспективных транспортных задач космонавтики, например:

- для возврата и спасения последних ступеней и разгонных блоков РН после выполнения ими своих функций, что повышает экономическую эффективность за счет возможности повторного использования этих блоков или некоторых их элементов;
- для возврата с орбит спутников с ценным оборудованием и исследовательских лабораторий с накопленной научной информацией после выполнения программы их полета;
- для захвата и спуска на Землю спутников или орбитальных станций, отработавших ресурс, что позволяет решить проблему очистки околоземного пространства от техногенного «космического мусора». Примером может служить описанное в работе (Kerry T. Nock., 2003) предложение о возможном снятии с орбиты высотой 380 км станции «Мир» массой 140 тонн с помощью НТУ в виде сферы диаметром 176 м, образуемой пленкой толщиной 9 микрон. Вес такого

НТУ составил бы 790 кг;

- для более дешевой, как показано в патентах (Финченко В.С. и др., Патент РФ № 2381967; Финченко В.С. и др., Патент РФ № 82679), доставки грузов с пилотируемых орбитальных станций на земную поверхность по сравнению с использованием для этой цели дорогостоящих космических транспортных систем типа «Союз», «Прогресс», «Шаттл» и др.;

- для посадки многотонных станций на планеты с атмосферой, например жилого модуля на Марс;

- для экстренной доставки с обитаемой околоземной станции экипажа или любого из космонавтов в чрезвычайных ситуациях без использования транспортного космического корабля. Например, расчетные оценки, проведенные в работе (Дерюгин В.А. и др., 2000), свидетельствуют о возможной реализуемости использования НТУ для снятия объекта с орбиты ИСЗ за счет аэродинамического торможения в разреженных слоях атмосферы. Так, например, сход капсулы, оснащенной сферическим НТУ диаметром 25 м, с орбиты высотой 250 км за счет аэроторможения в разреженной среде и вход в атмосферу может быть осуществлен всего за 8-9 часов, т.е. после 5-6 витков вокруг Земли при массе объекта 200...250 кг.

Ниже представлен перечень основных систем и элементов, обеспечивающих функционирование СА с НТУ:

- контейнер жесткой конструкции для размещения груза, командной бортовой аппаратуры, научных приборов, элементов контрольно-измерительной системы и др.;

- надувная герметичная оболочка (оболочки), формирующая НТУ;

- система удержания НТУ от несанкционированного развертывания из уложенного в компактный объем положения;

- пиротехнические и механические элементы для введения в действие функциональных команд;

- система наддува НТУ, включающая источник газа высокого давления, запорную и газораспределительную арматуру, элементы измерительной системы для контроля параметров газовой среды в оболочке НТУ и температуры конструкции СА;

- система дополнительного силового подкрепления герметичной оболочки НТУ;

- система тепловой защиты внешней поверхности СА с НТУ;

- система крепления НТУ и тепловой защиты к жесткому контейнеру;

- система амортизации нагрузки при посадке СА с НТУ на поверхность планеты;

- устройство разгерметизации оболочки НТУ после посадки.

В случаях использования НТУ для спуска крупногабаритных и тяжеловесных грузов, например пилотируемых посадочных модулей на поверхность планеты, необходимы дополнительные системы их крепления на НТУ. Пример одной из таких систем в виде тросов приведен на рисунке 2.

Указанная совокупность систем и элементов отличает устройство СА с НТУ от СА традиционной жесткой конструкции. Для создания таких аппаратов требуется разработка новых технологий их проектирования, производства и экспериментальной отработки. Первые шаги в этом направлении осуществлены в НПО им. С.А. Лавочкина при создании спускаемых аппаратов рассматриваемого типа. Нельзя не отметить проявление значительного интереса к разработке технологии СА с НТУ со стороны космических агентств США и Европы.

## **2. Проблемы и задачи, требующие решения при создании спускаемых аппаратов с надувными тормозными устройствами**

Реализация технологии СА с НТУ требует решения ряда новых научно-технических проблем. В качестве основных можно отметить:

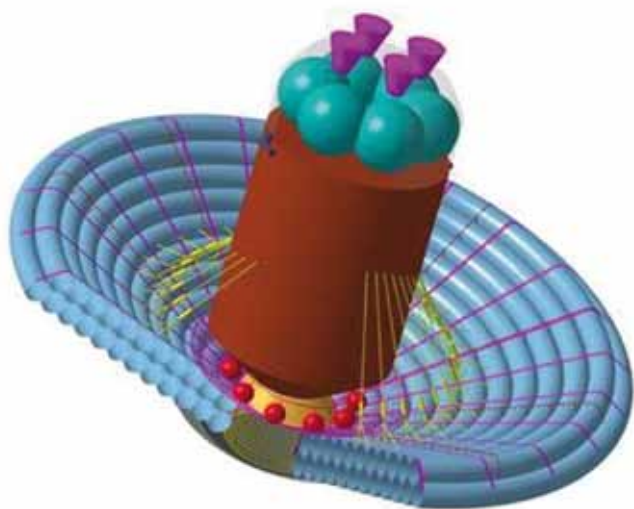
- выбор из ассортимента имеющихся или разработка новых конструкционных материалов для изготовления НТУ;

- разработка технологии изготовления НТУ;

- разработка методов проектирования оптимальной и надежной системы наддува НТУ с автоматикой управления наддувом;

- разработка методологии исследования динамики развертывания НТУ как в космосе, так и в атмосфере;

- разработка методов теоретического и экспериментального исследования аэротермодинами-



**рисунок 2.** Спускаемый аппарат с НТУ с дополнительным тросовым креплением грузового отсека на НТУ



ки, устойчивости формы и прочности упругой конструкции НТУ под воздействием нагрузок при спуске СА с НТУ и вибрационных нагрузок на участках транспортировки НТУ в сложенном состоянии;

- разработка методологии проектирования, производства и обработки гибкой тепловой защиты НТУ СА, не препятствующей его укладке в компактный объем в транспортном положении и последующему разворачиванию в рабочее положение;

- разработка методов воспроизведения или моделирования реальных условий функционирования систем НТУ СА при обработке в наземных условиях и методик переноса результатов испытаний на натурные условия.

Решение перечисленных проблем сопряжено с разрешением ряда задач, сопровождающих все этапы создания СА с НТУ.

На этапе проектирования необходимо проведение сравнительного анализа характеристик различных материалов, пригодных для изготовления герметичной оболочки НТУ и ее тепловой защиты; установление критериев жесткости и сохранения устойчивости формы НТУ под воздействием аэродинамической нагрузки; разработка математических моделей для расчета процессов разворачивания НТУ в рабочее положение, методов расчета аэродинамических и тепловых нагрузок, действующих на НТУ, и др.

На этапе изготовления фрагментов систем СА с НТУ и их полномасштабных макетов и подготовки к изготовлению штатного изделия необходима разработка соответствующих технологических процессов, проектирование и изготовление оснастки и оборудования.

На этапе экспериментальной отработки систем и элементов СА с НТУ необходимо назначить виды и определить режимы испытаний, выбрать подходящий ассортимент экспериментальных установок, разработать соответствующие методы испытаний и методики переноса результатов испытаний на натурные условия.

Наконец, на этапе подготовки СА с НТУ к летным испытаниям проводится весь комплекс принятых в ракетно-космической отрасли испытаний: тепло-вакуумных, вибропрочностных, электрических и приемо-сдаточных.

### **3. Материалы для изготовления герметичной оболочки НТУ и ее теплозащитного покрытия**

По сравнению с материалами, используемыми в СА жесткой конструкции, к новым для изготовления СА с НТУ относится материал герметичной оболочки НТУ и гибкие материалы ее

тепловой защиты.

Материал герметичной оболочки НТУ СА выбирается исходя из требований:

- непроницаемости по отношению к газу наддува;
- стойкости к различным видам изгибающих деформаций в процессе изготовления, укладки, монтажа, разворачивания НТУ;

- способности к склеиванию или сварке с обеспечением высокой прочности швов;

- сохранения свойств материала и соединительных швов в процессе нахождения НТУ в производстве, в процессе длительного хранения в составе изделия и на этапе перелета в условиях воздействия факторов космического пространства (ФКП): вакуума, низких температур, радиации, вакуумного ультрафиолета и др.

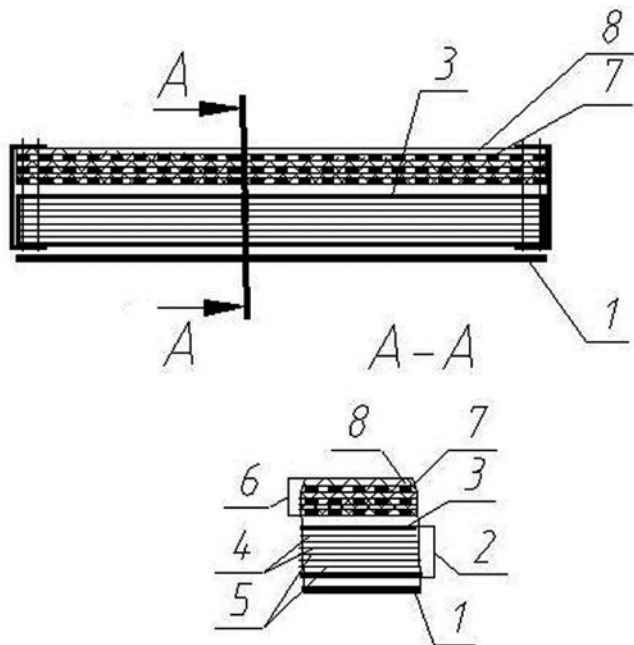
Имеющийся в НПО им. С.А. Лавочкина опыт изготовления НТУ показал, что предъявляемым требованиям наиболее полно отвечают тканепленочные прорезиненные материалы, в состав которых входят слои полиэфирной (лавсановой) ткани, полиэтилентерефталатной пленки толщиной в несколько микрон и резины на основе каучука. Эти прорезиненные пленкоткани удовлетворительно склеиваются нахлесточным швом промышленными клеями с введением лейконата. При этом в соответствии с разработанной технологией изготовления оболочек НТУ склеенные швы прогреваются между электродами термоимпульсной установки при температуре 400-130 К с целью вулканизации. Такие клеесварные швы превосходят просто склеенные по прочности, герметичности и надежности, особенно при повышенных температурах эксплуатации НТУ.

Для обеспечения сохранности герметичной оболочки (оболочек) от воздействия высокоскоростного и высокотемпературного газа при движении СА в атмосфере используется теплозащитное покрытие (ТЗП). Выбор конструкции ТЗП принадлежит к числу основных и трудных проблем, обеспечивающих возможность реализации технологии СА с НТУ.

Принципиальная конструктивная схема ТЗП герметичной оболочки НТУ должна строиться исходя из её назначения, условий функционирования и предъявляемых к ней конструкторских и эксплуатационных требований. В связи с тем, что НТУ в процессе эксплуатации будет неоднократно подвергаться укладке в транспортное положение и разворачиваться в рабочее, ТЗП оболочки НТУ должно выполняться гибким.

Одна из схем конструкции гибкой ТЗП, защищенная патентом РФ (*Финченко В.С. и др.*, Патент РФ № 2383476), показана на рисунке 3.

Согласно общим принципам построения ТЗП спускаемых в атмосферах планет аппаратов гибкое ТЗП герметичной оболочки НТУ должно содержать теплозащитный и расположенный под



- 1 – герметичная оболочка;
- 2 – теплоизолирующий пакет;
- 3 – чехол пакета;
- 4 – слои теплоизолирующего пакета;
- 5 – прокладки между слоями пакета;
- 6 – теплозащитный пакет;
- 7 – слои пакета;
- 8 – слой сублимирующего вещества.

**рисунок 3.** Схема тепловой защиты герметичной оболочки НТУ СА

ним теплоизолирующий многослойный пакет. При этом наружный теплозащитный пакет, обращенный к набегающему потоку газа, должен быть термостойким и включать в свою структуру сублимирующий материал (Финченко В.С., 2009). Оба пакета и составляющие их слои не должны быть связаны друг с другом механически, с тем, чтобы при складывании НТУ они имели возможность перемещения друг относительно друга в продольном направлении, вызываемого различием радиуса закругления по толщине слоя в местах перегиба оболочки НТУ с теплозащитой.

Таким образом, гибкая теплозащита НТУ СА должна выполняться многослойной из гибких материалов.

В этом случае теплозащита не будет препятствовать развертыванию НТУ после длительного нахождения в уложенном транспортном положении и приводить к искажениям аэродинамической формы СА после наполнения газом полости герметичной оболочки НТУ.

Для изготовления теплозащитного пакета гибкого ТЗП могут использоваться выпускаемые отечественной промышленностью кремнеземные и углеродные ткани. Эти материалы характеризуются достаточно высокой температуростойкостью (950...1800 К) при кратковременном тепловом воздействии и свойственной

тканям гибкостью. Они имеют низкую теплопроводность, высокую стойкость к тепловому удару и повышенной радиации, обладают электроизоляционными свойствами при высоких температурах и повышенной влажности. Изделия из кремнеземной ткани чрезвычайно инертны к большинству химических реагентов, стойки к органическим и минеральным кислотам любых концентраций (за исключением плавиковой, фосфорной, соляной) даже при повышенной температуре, а также к слабым щелочам, расплавленным металлам (кроме Mg, Na, Si) и сплавам. Они обладают также высокой химической стойкостью к воде и пару высокого давления, способны поглощать влагу, но не расщепляются в присутствии воды, стабильны в вакууме.

Основным недостатком тканевых материалов для использования в конструкции гибкого ТЗП является их проницаемость по отношению к набегающему на НТУ высокотемпературному газу, что снижает эффективность теплозащиты НТУ в целом. Поэтому ткани теплозащитного пакета ТЗП НТУ необходимо пропитывать веществом, сублимирующим при нагревании.

Поскольку температура разрушения указанных тканей относительно низка – 950...1800 К (уже при плотности теплового потока 200 кВт/м<sup>2</sup> они нагреваются до температуры выше 1800 К), вещество для пропитки ткани должно обладать температурой сублимации, не превышающей температуру разрушения ткани. В этом случае сублимирующее вещество при нагреве до температуры его испарения дополнительно будет эффективно снимать значительное количество падающего на НТУ тепла.

Такие требования к веществу для пропитки ткани теплозащитного пакета ТЗП НТУ, как гибкость, сохранение газонепроницаемости ткани до полного его выгорания, более низкая температура сублимации, чем температура пропитываемой ткани, низкие значения его плотности и теплофизических свойств, химическая и физическая совместимость с пропитываемой тканью и удовлетворительная адгезия, стойкость к воздействию ФКП и др., определяют выбор известного кремнийорганического полимера стиросила – стирольного силикона, обладающего следующими основными характеристиками: температура интенсивной сублимации – 950...970 К; плотность – 1,1±0,1 г/см<sup>3</sup>; предел прочности при растяжении – 9,0...2,1 МПа; теплопроводность – 0,1...0,3 Вт/(м×К); удельная теплоемкость – 1,45...1,75 кДж/(кг×К).

Теплоизолирующий пакет может быть скомбинирован из материалов, обладающих высокими теплоизоляционными свойствами, например, из пленок полихлорвиниловых или полиимидных, разделенных стекловолокнистым холстом

с образованием широко применяемой в космической технике экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), слои которой при изготовлении ТЗП НТУ упаковываются в чехол из ариamidной ткани. При этом наиболее подходящей для теплоизолирующего пакета ТЗП НТУ является ЭВТИ-И, которая кратковременно (в течение трех минут) выдерживает температуру около 580 К.

Описанная конструкция гибкой ТЗП НТУ позволяет минимизировать объем, занимаемый НТУ СА в уложенном транспортном положении.

#### 4. Экспериментальная база для отработки СА с НТУ

Успешная реализация проектов СА с НТУ, как и любых других проектов космической техники, обеспечивается тщательной и полной экспериментальной отработкой перед летными испытаниями всех систем проектируемого аппарата в наземных условиях. Анализ существующей в России экспериментальной базы показывает, что в стране имеется ряд действующих установок, достаточный для испытаний всех систем спускаемых аппаратов нового типа – СА с надувными тормозными устройствами.

Так, например, в НПО им. С.А. Лавочкина вновь создана и частично модернизирована для этой цели экспериментальная база, включающая:

- вакуумную камеру для исследования процесса разрифовки НТУ и разворачивания из уложенного транспортного положения в рабочее;
- стенд для проведения вибростатических и прочностных испытаний спускаемого аппарата с НТУ;
- гидробассейн для исследования устойчивости формы НТУ в развернутом положении под действием внешней силовой нагрузки;
- газодинамический стенд для отработки систем наддува НТУ в космосе и дополнительного наддува при спуске СА с НТУ в атмосфере.

Особое место при проектировании СА с НТУ

занимает экспериментальная отработка совершенно нового элемента спускаемых в атмосфере аппаратов – системы гибкой многослойной тепловой защиты герметичной тканевой оболочки надувного тормозного устройства. Этот факт принуждает осуществлять поиск не только необходимых для испытаний экспериментальных установок, но и разрабатывать новые, адаптированные к особенностям гибких многослойных теплозащит, методы и методики испытаний на них.

Так, например, имеющийся в Московском авиационном институте (МАИ) на кафедре 601 уникальный тепловакуумный стенд ТВС-1 модернизирован для моделирования условий испытаний мелкомасштабных образцов ТЗП НТУ.

В ЦНИИМаш установка У-13 ВЧП (высокочастотный плазмотрон), дооснащена специально разработанным оборудованием для обеспечения испытаний образцов гибкой теплозащиты в условиях реальных тепловых нагрузок, а также целевым соплом для образования плоской струи плазмы и специальной державки для размещения образцов гибкой теплозащиты.

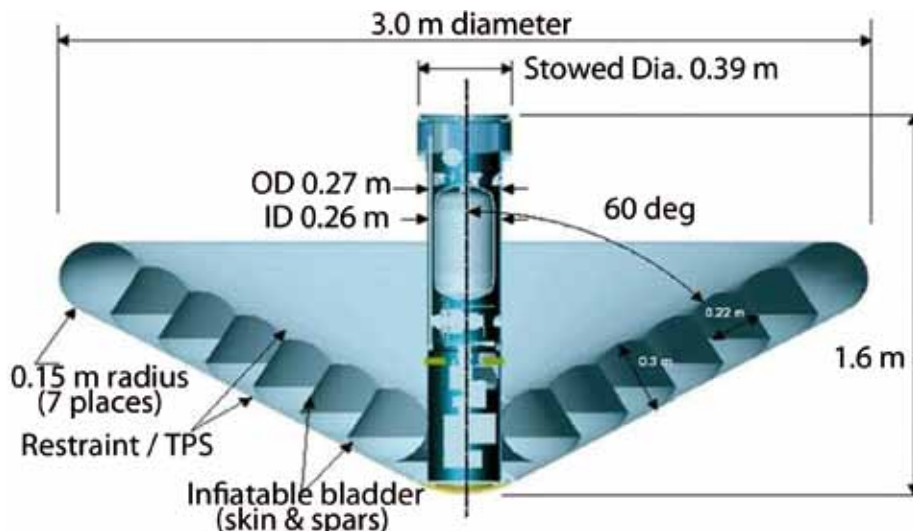
В Научно-испытательном центре ЦИАМ (пос. Тураево, Московской обл.) имеется возможность (при разработке методик определения параметров режима работы стенда и соответствующего спецоборудования) проводить испытания гибкой теплозащиты в составе полномасштабного макета СА с НТУ на газодинамическом стенде Ц-9Н.

Установками (электродуговой плазменный генератор (ЭДПГ) и торцевой холловский ускоритель (ТХУ)) для тепловых испытаний образцов ТЗП НТУ располагает Институт тепло-массообмена (ИТМО) им. А.В. Лыкова в Минске. При этом ТХУ позволяет моделировать условия обтекания образцов ТЗП чистым (без частиц материала анодного разрушения) потоком плазмы, близкой по составу и состоянию к натурной, при спуске аппаратов.

Для определения аэродинамических характе-

**таблица 1** – Характеристики разработанных в России проектов СА с НТУ

проекты СА с НТУ (годы разработки)	масса СА с НТУ, кг	масса НТУ, кг	диаметр 1-го каскада НТУ, м	диаметр 2-го каскада НТУ, м
пенетратор экспедиции «Марс-96» (1990-1996)	130	22,4	2,3	3,8
«Демонстратор-1» (1999-2000)	147	33,3	2,3	3,8
система спасения РБ «Фрегат» (1999-2000)	1820	673	6,0	14,0
«Демонстратор-2 и 2Р» (2002-2005)	138	33,3	2,3	3,8
капсула для доставки грузов с МКС (2002-2003)	350	98	2,5	6,0
малая метеорологическая станция (ММС) (2005-2008)	20	4,8	1,2	2,0
СА пилотируемой экспедиции на Марс (2003-2004)	70000	8800	23,0	отсутствует



**рисунок 4.** Конструкция макета IRVE для отработки технологии СА с НТУ

ристик СА с НТУ могут быть привлечены аэродинамические трубы ЦНИИМаш, ЦАГИ, НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова. Стендовое оборудование аэродинамических труб ЦАГИ Т-101 и Т-105, оснащенное соответствующими элементами и системами, может обеспечить проведение исследований динамики разворачивания НТУ при движении СА в атмосфере, а также исследовать динамику СА с НТУ на участке траектории аппарата перед посадкой.

Перечисленная совокупность элементов отечественной экспериментальной базы позволяет проводить весь комплекс испытаний, сопровождающих процесс проектирования СА с НТУ.

## 5. О достижениях в разработке проектов СА с НТУ в России и за рубежом

Примером первой в мире производственной реализации технологии СА с НТУ служит спроектированный, изготовленный и отработанный к запуску в 1996 году в НПО им. С.А. Лавочкина «Пенетратор» – зонд в составе КА «Марс-96», который был предназначен для спуска на поверхность Марса и внедрению в его грунт. Он представлял собой тело конической формы (угол раствора – 90°) с удлиненной передней частью в форме иглы. «Игла» диаметром 0,17 м и длиной 1,32 м соединена с жесткой частью конуса диаметром 0,8 м, к кромке которого подсоединено основное НТУ диаметром 2,3 м. Дополнительное НТУ (2-й каскад) диаметром 3,8 м с основным соединено с помощью надувных штанг.

К числу первых отечественных теоретических работ в этой области относятся доклады специалистов НПО им. С. А. Лавочкина на международных конференциях (Bogdanov V. et al., 1996; Bogdanov V. et al., 1997).

К настоящему времени в НПО им С.А. Лавоч-

кина разработан ряд проектов с использованием технологии СА с НТУ, габаритно-массовые характеристики, которых приведены в таблице 1.

Дальнейшее развитие технологии СА с НТУ получено при проектировании и производстве в НПО им. С.А. Лавочкина серии спускаемых аппаратов «Демонстратор», «Система спасения разгонного блока «Фрегат», прошедших лётные испытания, СА с НТУ «Малая метеорологическая станция» (ММС) для посадки на поверхность Марса, а также при проектировании капсулы для доставки грузов с МКС и аэродинамического экрана в виде НТУ для спуска и посадки на Марс жилого модуля будущей пилотируемой экспедиции.

Спускаемый аппарат «Демонстратор-1» был разработан для проведения в 2000 году лётных испытаний СА с НТУ в условиях входа в атмосферу Земли. Он представлял собой НТУ СА «Пенетратор», присоединённое к несколько видоизменённой жёсткой носовой части его лобового экрана без иглы.

В 2001 и в 2002 годах были проведены лётные испытания СА «Демонстратор-2», принявшего после модернизации СА «Демонстратор-1» вид, показанный на рисунке 1. Испытания завершились неудачно из-за нештатного полета РН.

Более успешным стал запуск той же ракетой СА «Демонстратор-2Р» на тот же полигон на Камчатке в 2005 году (Алексашкин С.Н. и др., 2009).

Активная работа специалистов России над проектами спускаемых аппаратов с аэродинамическим экраном надувной конструкции, возможно, пробудила интерес к этой теме и специалистов Европы и США.

В 2003 году на 54-м Международном астронавтическом конгрессе специалистами Европейского космического агентства был сделан доклад о результатах работы над проектом Inflatable Re-Entry Technology (IRT) для миссии EXOMARS–спроектировано НТУ диаметром 3 м для защиты

полезной нагрузки (марсохода) от аэротермодинамического воздействия при входе СА в атмосферу Марса (*Detlef Wilde et al.*, 2003).

В 2005 году в статье (*Stephen J. Hughes et al.*, 2005) описано намерение Национального космического агентства Америки (НАСА) силами Исследовательского центра Лэнгли, Аналитического механического общества, фирмой «Дуглас» и другими партнёрами разработать показанный на рисунке 4 макет, конструктивно очень похожий на российский СА с НТУ «Демонстратор», для отработки в рамках проекта IRVE (Inflatable Re-Entry Vehicle Experiment) технологии СА с надувным тормозным устройством.

Специалисты США, так же как и российские, признают, что аэродинамические экраны надувной конструкции обладают преимуществами над традиционными жесткими тормозными экранами. Их использование позволяет экономить объем под обтекателями РН для размещения полезной нагрузки, увеличивать её массу, не ограничивать размер экрана имеющимся объёмом под обтекателем и др.

К одному из последних, проведённых к настоящему времени этапов отработки по проекту IRVE, относится лётный эксперимент, состоявшийся в августе 2009 года. Согласно интернет-информации (*The Program to Advance Inflatable Decelerators for Atmospheric Entry (PAIDE)*), запуск макета СА с НТУ был произведён с помощью ракеты, поднявшей макет на высоту около 210 км. На этой высоте макет СА с НТУ (масса НТУ – 40 кг) был отделён от ракеты и начал свободное падение. В процессе падения было раскрыто и надуто НТУ. В атмосферу макет вошел со скоростью около 1700 м/с (число Маха  $\approx 5$ ). Через 20 минут после запуска СА приводнился в Атлантическом океане. Спасение приводнившегося аппарата проектом не предусматривалось. Полученная при лётных испытаниях телеметрическая информация обрабатывается.

## Заключение

На основании изложенного следует заключить, что в настоящее время в России имеются все технические возможности и накопленный опыт для разработки космических аппаратов нового типа – аппаратов с надувными тормозными устройствами для спуска в атмосфере. Также можно констатировать факт повышенного интереса национальных космических агентств ведущих стран к разработке спускаемых аппаратов с надувными тормозными устройствами. О возможности реализации рассмотренной технологии свидетельствуют положительные результаты некоторых испытаний, проведенных к настоящему времени в России и за рубежом.

*Работа выполнена в рамках Федеральной про-*

*граммы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России», проект № 02.740.11.0531.*

## Список литературы

*Алексашкин С.Н., Иванков А.А., Финченко В.С.* Анализ температурного состояния надувного тормозного устройства по результатам лётно-конструкторских испытаний спускаемого аппарата «Демонстратор-2Р» для определения версии его нештатного полёта // *Тепловые процессы в технике*, 2009. Т. 1, № 6. С. 253-258.

*Bogdanov V., Kremnev R., Rodimov R., Pitchkhadze K., Terterashvili A., Finchenko V.* On the Use of Ballute-equipped Vehicles for Landing on the Surface of Planets Having Atmosphere // *Proceeding of 4-th Ukraine-Russia-China Symposium of Space Science and Technology*, 1996. Vol. 1. P. 253-254.

*Bogdanov V., Rodimov R., Pichkhadze K., Terterashvili A., Finchenko V., Kouznetsov V.* Inflatable Ballutes to Provide Aerodynamic Shape to the Payload Bus Enabling its Atmosphere Entry // *48-th International Aeronautical Congress*, 6-10 Oct. 1997, Turin, Italy, IAF-97-I.6.03.

*Дерюгин В.А., Пичхадзе К.М., Финченко В.С., Шматов С.И.* Оценка возможности безымпulsive спуска объектов с орбит ИСЗ на поверхность Земли. Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, НПО им. С.А. Лавочкина // *Сборник научных трудов. М.: Блок-Информ-Экспресс*, 2000. Вып. 2. С. 9-11.

*Detlef Wilde, Matthias Taushe, Matthias Orth.* Inflatable Re-Entry Technologies – IRT // *54-th IAC. Bremen. 29.09.2003 – 03.10.2003. IAC-03-U.2.a.03.*

*Kerry T. Nock.* Gossamer Orbit Lowering Device, a Lightweight, Low-cost and Simple De-Orbit System // *Presentation to Advance Space Propulsion Workshop. April 16, 2003. Global Aerospace Corporation.*

*Stephen J. Hughes, Robert A. Dillman, Brett R. Starr, et al.* Inflatable Re-Entry Vehicle Experiment (IRVE) Design Overview // *AIAA Paper 2005-1636, May 2005.*

*The Program to Advance Inflatable Decelerators for Atmospheric Entry (PAIDE).* URL: [www.nasa.gov](http://www.nasa.gov). (дата обращения: 03.09.2009).

*Финченко В.С.* Тепловая защита дополнительных надувных тормозных устройств аппаратов, движущихся в атмосфере // *Тепловые процессы в технике*, 2009. Т. 1, № 8. С. 343-348.

*Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Иванков А.А.* Способ доставки грузов с пилотируемых орбитальных станций на поверхность Земли // *Патент РФ № 2381967. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений РФ 20.02.2010 г.*

*Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Иванков А.А.* Спускаемый аппарат для доставки грузов с пилотируемой орбитальной станции на поверхность Земли // *Патент РФ № 82679. Зарегистрировано в Государственном реестре полезных моделей РФ 10.05.2009 г.*

*Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Алексашкин С.Н., Поляков А.Б.* Гибкая система тепловой защиты спускаемого космического аппарата // *Патент РФ № 2383476. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений РФ 10.03.2010 г.*

*Статья поступила в редакцию 20.07.2011 г.*

## РЕГУЛИРОВАНИЕ ДЕТОНАЦИОННОЙ СПОСОБНОСТИ ВЗРЫВЧАТЫХ МАТЕРИАЛОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В СИСТЕМАХ РАЗДЕЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

## REGULATION OF DETONATION ABILITY OF EXPLOSIVE MATERIALS, USED IN SPACECRAFT SEPARATION SYSTEMS

*А.А. Котомин\**,  
профессор,  
доктор технических наук,  
akotomin@mail.ru

*A.A. Kotomin*

*А.С. Козлов\*\*\**,  
кандидат технических наук,  
tool999@narod.ru;

*A.S. Kozlov*

*В.В. Горовцов\*\**,  
Vladimir\_Efanov@laspace.ru  
*V.V. Gorovtsov*

*Рассмотрены способы регулирования детонационной способности взрывчатых материалов, в частности эластичных взрывчатых веществ (ВВ), применяемых в системах разделения космических аппаратов. Предложен новый способ регулирования, заключающийся в использовании в составе взрывчатых материалов бинарных смесей высокодисперсных кристаллических ВВ, одно из которых имеет высокие энергетические характеристики, а второе - малый критический диаметр детонации.*

*Ключевые слова:*  
критический диаметр детонации;  
взрывчатые вещества;  
взрывчатые композиции;  
системы разделения.

### Введение

Взрывчатые материалы успешно применяются в различных системах детонационной автоматики. НПО им. С.А. Лавочкина, Санкт-Петербургским государственным технологическим институтом и СКТБ «Технолог» созданы высокоэффективные неразрушаемые безосколочные устройства и системы разделения нового поколения на основе эластичных ВВ (ЭВВ) для космических аппаратов. ЭВВ позволяют изготавливать монолитные «миниатюрные» заряды сложной конфигурации, работающие с высокой надежностью и точностью, создавать принципиально новые конструкции исполнительных и передаточных устройств, существенно уменьшать массу и размеры элементов и узлов детонационной автоматики и, как следствие,

*В.В. Ефанов\*\**,  
профессор,  
доктор технических наук  
Vladimir\_Efanov@laspace.ru  
*V.V. Efanov M.A.*

*Трапезников\*\*\**,  
кандидат технических наук,  
my\_address82@mail.ru  
*M.A. Trapeznikov*

*С.А. Душенюк\*\*\**,  
доктор технических наук,  
s.dushenok@mail.ru  
*S.A. Dushenok*

*Е.Н. Брешев\*\**,  
аспирант,  
jacki@list.ru  
*E.N. Breshev*

*Ways of regulation of detonation ability explosive materials, in particular elastic explosives, used in spacecraft separation systems are considered.*

*The new way of regulation, consisting in use as a part of explosive materials of binary mixes high dispersion crystal explosives, one of which has high power characteristics, and the second - small critical diameter of a detonation, is offered.*

*Key words:*  
critical diameter of a detonation;  
explosives;  
explosive compositions;  
separation systems.

снижать уровень их динамического воздействия на аппараты (Ефанов В.В. и др., 2007).

Главным требованием к взрывчатым материалам, используемым в системах разделения КА и аэрокосмической технике в целом, является высокая детонационная способность, критерием которой является критический диаметр детонации  $d_k$  (Андреев С.Г., Бабкин А.В., Баум Ф.А. и др., 2002). Для обычно используемых в промышленности зарядов традиционных ВВ  $d_k$  равен 1-10 мм, в то время как для решения задач в аэрокосмической технике он должен составлять 0,1-1,0 мм. Это предполагает необходимость регулирования детонационной способности взрывчатых материалов, в частности ЭВВ.

\* Санкт-Петербургский государственный технологический институт (технический университет), Россия, г. Санкт-Петербург.

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

\*\*\* ФГУП «КТБ «Технолог», Россия, г. Санкт-Петербург.

## 1. Вид ВВ

Главным фактором, определяющим детонационную способность взрывчатого материала, является вид ВВ. В таблице 1 приведены критические диаметры детонации ВВ различного химического строения и дисперсности при малой пористости зарядов – 0,1-2%.

Из таблицы 1 видно, что из индивидуальных ВВ малым  $d_k$  обладают энергонасыщенные ВВ, имеющие высокие положительные энтальпии образования, либо небольшие энергии активации термораспада, такие, как полиазотистые гетероароматические соединения и нитраты спиртов.

## 2. Дисперсность ВВ

Эффективным способом регулирования детонационной способности взрывчатого материала является изменение дисперсности ВВ. Зависимость критического диаметра детонации ВВ ( $d_{k0}$ , мм) от удельной поверхности ВВ ( $S_g$ , м<sup>2</sup>/г) выражается формулой (Котомин А.А., 1997)

$$d_{k0} = aS_g^{-b}, \quad (1)$$

где  $a$  – критический диаметр детонации ВВ при  $S_g = 1$  м<sup>2</sup>/г, мм;  $b$  – коэффициент.

На рисунке 1 в качестве примера приведена данная зависимость для FOX-7.

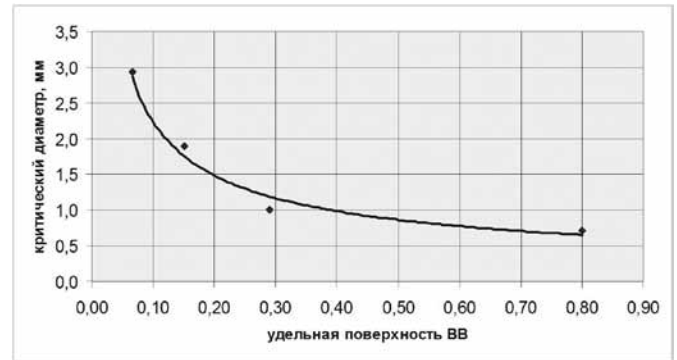
## 3. Концентрация ВВ в взрывчатом материале

Детонационная способность взрывчатого материала регулируется также концентрацией ВВ в нем. Для ЭВВ оптимальная концентрация ВВ – 82-88% мас. Зависимость критического диаметра детонации взрывчатых композиций (ВК) с инертными добавками от объемной доли ВВ ( $V_{вв}$ ) выражается формулой (Котомин А.А., 1997)

$$d_k = \frac{d_{k0}}{V_{вв}^n}, \quad (2)$$

где  $n$  – параметр, определяемый дисперсностью ВВ и физическими свойствами добавок.

Параметр  $n$  сложных ВК, содержащих как органические, так и неорганические добавки, рас-



**рисунк 1.** Зависимость  $d_{k0}$  FOX-7 от его удельной поверхности ( $S_g$ , м<sup>2</sup>/г)

считывается по формуле

$$n = A(n_{орг}) + B(n_{неорг}), \quad (3)$$

$$n_{орг} = 4,14 + 1,39 \lg S_g - 0,3\rho_{од}C_0,$$

$$n_{неорг} = g + 0,114\rho_{но} + 0,897 \lg r,$$

$$A = \frac{\beta}{\beta + \gamma}, \quad B = \frac{\gamma}{\beta + \gamma},$$

где  $\rho_{од}$  – плотность органической добавки, г/см<sup>3</sup>;

$\rho_{но}$  – плотность неорганической добавки, г/см<sup>3</sup>;

$r$  – средний размер частиц неорганической добавки, мм;

$\beta, \gamma$  – массовые доли органической и неорганической добавки в ВК, соответственно;

$g$  – коэффициент: для металлов и оксидов  $g = 3,46$ , для солей  $g = 3,32$ .

На рисунке 2 в качестве примера приведена зависимость (2) для взрывчатой композиции (ВК) на основе высокодисперсного октогена.

## 4. Пористость заряда

Детонационную способность взрывчатого материала можно также регулировать пористостью заряда. Пористость заряда ( $\Pi$ ) рассчитывается по формуле

$$\Pi = 1 - \rho_0 / \rho_{max},$$

где  $\rho_0$  – реальная плотность заряда, г/см<sup>3</sup>;

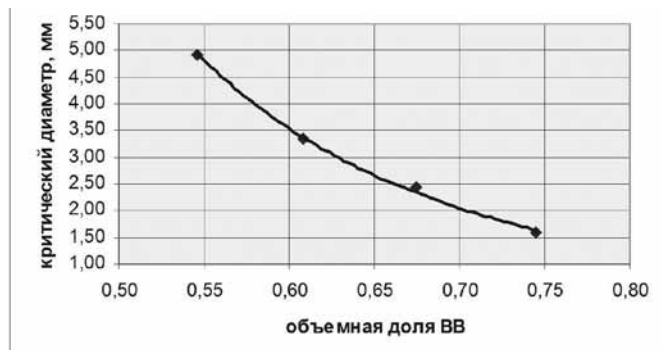
$\rho$  – максимальная плотность состава, г/см<sup>3</sup>.

Зависимость критического диаметра детонации ВК и кристаллических ВВ от пористости заряда описывается уравнением (Котомин А.А., 1997)

$$d_{kпор} = d_k \cdot 10^{\frac{1,14(1-\rho_0)}{\rho_{max}}}, \quad (4)$$

**таблица 1** – Критические диаметры детонации индивидуальных ВВ

ВВ	$d_k$ (мм) при различных размерах кристаллов ВВ				
	3 мкм	10 мкм	20 мкм	30 мкм	100 мкм
ТЕТРИЛ	0,80	1,30	1,75	2,05	2,95
FOX-7	0,55	1,05	1,60	2,05	3,30
CL-20	0,45	0,75	1,05	1,30	2,00
ОКТОГЕН	0,40	0,75	1,20	1,55	2,50
ГЕКСОГЕН	0,25	0,60	0,85	1,15	1,85
ТЭН	0,08	0,20	0,40	0,60	1,30
DNTF	0,07	0,15	0,25	0,30	0,55
БЕНЗОТРИФУРОКСАН	0,06	0,15	0,30	0,40	0,60



**рисунки 2.** Зависимость  $d_k$  ВК на основе октогена ( $Sg = 0,89 \text{ м}^2/\text{г}$ ) от объемной доли ВВ

где  $d_{k \text{ пор}}$  – критический диаметр детонации ВК при плотности  $\rho_o$ ;

$d_k$  – критический диаметр детонации ВК при плотности  $\rho_{\text{max}}$ .

На рисунке 3 в качестве примера приведена данная зависимость для индивидуального ВВ и взрывчатых составов.

### 5. Тяжелые высокодисперсные инертные неорганические добавки

Детонационную способность взрывчатого материала можно существенно повысить путем введения в него небольшого количества (2-3% мас.) тяжелых высокодисперсных неорганических добавок с плотностью ( $\rho_{\text{нд}}$ ) более  $4 \text{ г}/\text{см}^3$  и размером частиц ( $r$ ) менее  $5 \text{ мкм}$ . При этом проявляется эффект сенсбилизации взрывчатой композиции, и коэффициент  $g$  формулы (3) рассчитывается из выражения

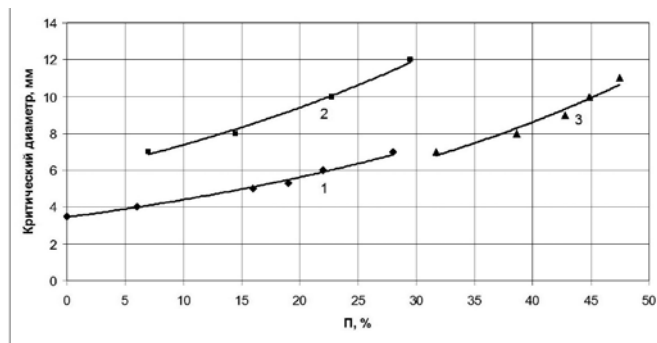
$$g = \frac{4,51\gamma - m}{0,004 + \gamma}, \quad (5)$$

где  $m$  – коэффициент: для металлов и оксидов  $m = 0,196$ , для солей  $m = 0,225$ .

На рисунке 4 в качестве примера приведена зависимость критического диаметра детонации взрывчатой композиции: высокодисперсный ТЭН ( $0,53 \text{ м}^2/\text{г}$ ) / СКТ /  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  ( $2,4 \text{ мкм}$ ,  $\rho_{\text{нд}} = 5,24 \text{ г}/\text{см}^3$ ) от содержания  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  % мас.

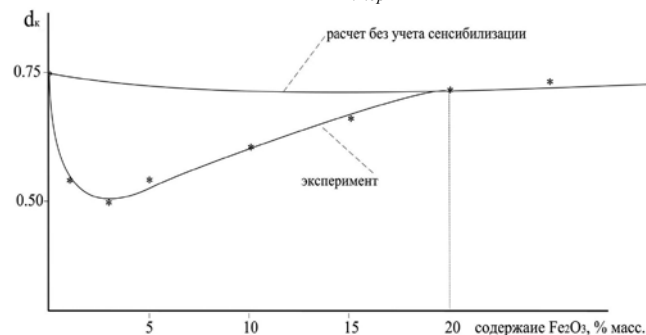
### 6. Бинарные смеси высокодисперсных ВВ

В данной статье предложен новый способ



**1** – Гексоген ( $160\text{-}200 \text{ мкм}$ ) / СКТ 85/15; **2** – Тетрил ( $250\text{-}315 \text{ мкм}$ ) / СКТ 90/10; **3** – Тетрил ( $250\text{-}315 \text{ мкм}$ ).

**рисунки 3.** Зависимость  $d_{k \text{ пор}}$  от пористости заряда



**рисунки 4.** Зависимость  $d_k$  ВК ТЭН ( $0,53 \text{ м}^2/\text{г}$ )/СКТ/ $\text{Fe}_2\text{O}_3$  ( $2,4 \text{ мкм}$ ) от содержания  $\text{Fe}_2\text{O}_3$

регулирования детонационной способности, заключающийся в использовании в составе взрывчатых материалов бинарных смесей высокодисперсных кристаллических ВВ, одно из которых имеет высокие энергетические характеристики, а второе – малый критический диаметр детонации. Этот способ основан на нижеприведенных результатах исследований.

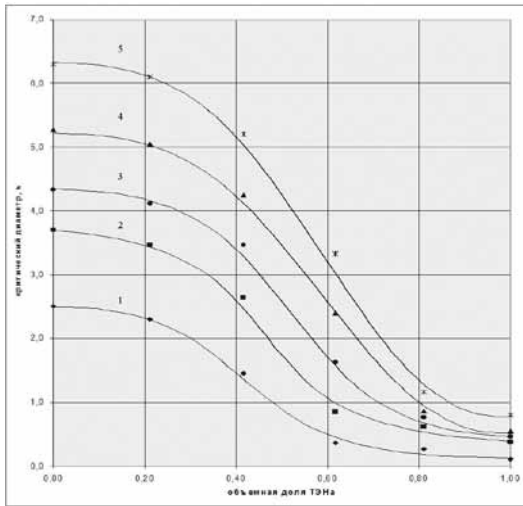
Исследовались бинарные смеси ВВ различного вида и дисперсности и составы на их основе. В таблице 2 приведены критические диаметры детонации чистых смесей грубодисперсного октогена ( $100 \text{ мкм}$ ,  $0,04 \text{ м}^2/\text{г}$ ) с высокодисперсным ТЭНом ( $4 \text{ мкм}$ ,  $0,75 \text{ м}^2/\text{г}$ ) и взрывчатых композиций (ВК), содержащих эти смеси и полисилоксановый каучук СКТ.

На основе данных таблицы 2 построены графические зависимости  $d_k$  смесей октогена с ТЭНом и ВК на их основе от объемной доли ТЭНа

**таблица 2** – Критические диаметры детонации чистых смесей октогена ( $0,04 \text{ м}^2/\text{г}$ ) с ТЭНом ( $0,75 \text{ м}^2/\text{г}$ ) и композиций: (смесь октогена с ТЭНом) / СКТ (% мас.)

содержание ТЭНа в смеси ВВ, % мас.	объемная доля ТЭНа в смеси ВВ	$d_k$ , мм чистая смесь ВВ	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 85/15	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 80/20	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 75/25	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 70/30
0	0	2,50	3,70	4,33	5,27	6,30
20	0,212	2,30	3,46	4,11	5,05	6,10
40	0,417	1,45	2,64	3,46	4,25	5,20
60	0,617	0,36	0,85	1,62	2,40	3,33
80	0,811	0,26	0,62	0,77	0,85	1,16
100	1	0,11	0,38	0,46	0,54	0,79





1 – чистые смеси; 2 – ВК 85/15; 3 – ВК 80/20; 4 – ВК 75/25; 5 – ВК 70/30.

**рисунок 5.** Зависимость  $d_k$  смесей октогена (0,04 м<sup>2</sup>/г) с ТЭНом (0,75 м<sup>2</sup>/г) и ВК на их основе от объем-

в смесях (рисунок 5).

Как видно из рисунка 5, полученные зависимости для смесей грубодисперсного октогена с высокодисперсным ТЭНом и составов на их основе имеют S-образный вид.

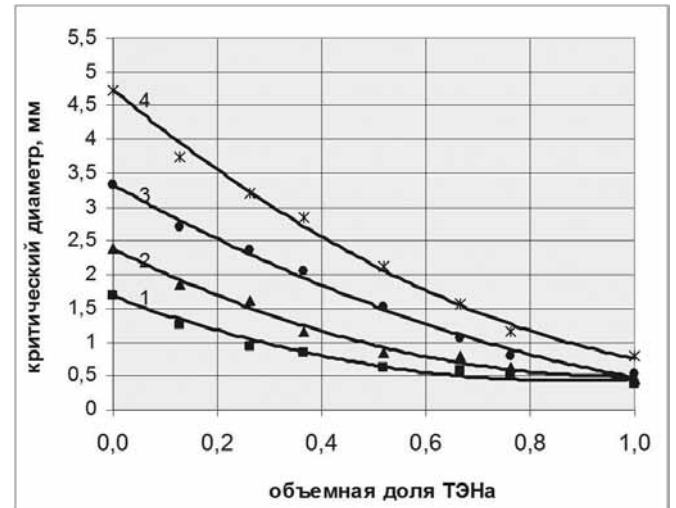
Далее исследовались смеси высокодисперсного октогена (3 мкм, 0,97 м<sup>2</sup>/г) с высокодисперсным ТЭНом (4 мкм, 0,77 м<sup>2</sup>/г) и составы на основе этих смесей (таблица 3).

По данным таблицы 3 построены графические зависимости  $d_k$  композиций на основе смесей высокодисперсного октогена с ТЭНом от объемной доли ТЭНа в смесях (рисунок 6).

Как видно из рисунка 6, полученные зависимости для ВК на основе смесей высокодисперсного октогена с высокодисперсным ТЭНом имеют иной вид, чем для ВК с грубодисперсным октогеном (рисунок 5). Наибольшее отличие наблюдается в характере снижения  $d_k$  **на начальном участке кривых – до 20% об. ТЭНа**. Это имеет и важное теоретическое значение, так как

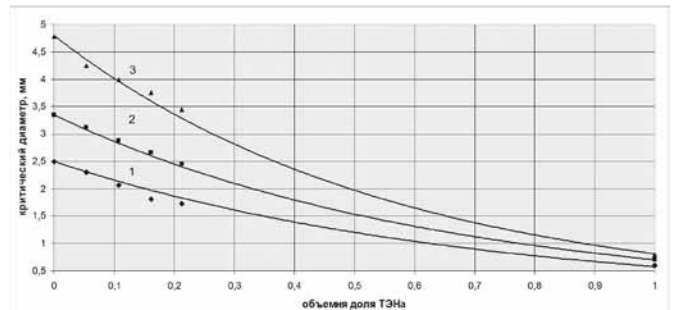
**таблица 3** – Критические диаметры детонации чистых смесей октогена (0,97 м<sup>2</sup>/г) с ТЭНом (0,77 м<sup>2</sup>/г) и композиций: (смесь октогена с ТЭНом) / СКТ (% мас.)

содержание ТЭНа в смеси ВВ, % мас.	объемная доля ТЭНа в смеси ВВ	$d_k$ , мм чистая смесь ВВ	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 85/15	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 80/20	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 75/25	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 70/30
0	0	0,46	1,68	2,38	3,33	4,74
12	0,128	0,35	1,16	1,75	2,42	3,33
25	0,263	0,26	0,95	1,62	2,37	3,21
35	0,366	0,24	0,85	1,16	2,04	3,00
50	0,518	0,18	0,62	0,85	1,62	2,12
65	0,666	0,16	0,58	0,79	0,95	1,56
75	0,763	0,14	0,54	0,62	0,79	1,16
100	1	0,11	0,38	0,46	0,54	0,79



1 – ВК 85/15; 2 – ВК 80/20; 3 – ВК 75/25; 4 – ВК 70/30.

**рисунок 6.** Зависимость  $d_k$  ВК на основе смесей октогена (0,97 м<sup>2</sup>/г) с ТЭНом (0,77 м<sup>2</sup>/г) от объемной



1 – ВК 80/20; 2 – ВК 75/25; 3 – ВК 70/30.

**рисунок 7.** Зависимость  $d_k$  ВК на основе смесей октогена (0,90 м<sup>2</sup>/г) с ТЭНом (0,72 м<sup>2</sup>/г) от объемной доли ТЭНа в смесях

эти зависимости отражают изменение времени разложения компонентов в детонационной волне, и не менее важное практическое – существенное снижение  $d_k$  путем введения небольшого количества ВВ с высокой детонационной способностью в взрывчатый материал.

Для уточнения данной зависимости в интервале 0-25% мас. ТЭНа были более подробно исследованы

ВК на основе смесей высокодисперсного октогена с высокодисперсным ТЭНом (таблица 4, рисунок 7).

Как видно из рисунка 7, проведенные дополнительные исследования в области малых концентраций ТЭНа подтвердили установленную зависимость для смесей высокодисперсного октогена с высокодисперсным ТЭНом и составов на основе этих смесей.

Полученные результаты далее были дополнены исследованием высокодисперсных смесей FOX-7 с ТЭНом (таблица 5, рисунок 8) и FOX-7 с DNTF (таблица 6, рисунок 9).

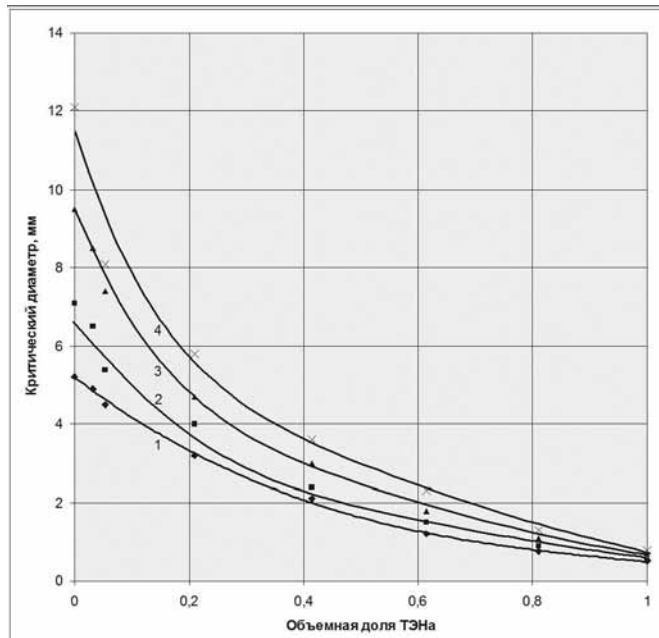
Как видно из рисунков 8, 9, полученные зависимости для высокодисперсных смесей FOX-7 / ТЭН и FOX-7 / DNTF и составов на их основе имеют такой же вид, как и для смеси октоген / ТЭН и ВК на основе этой смеси.

На рисунке 10 по экспериментальным данным таблиц 3, 5, 6 представлены аналогичные зависимости для исследованных чистых бинарных смесей ВВ.

Как видно из рисунка 10, изученные зависимости имеют одинаковый характер как для взрывчатых композиций, так и для чистых бинарных смесей ВВ.

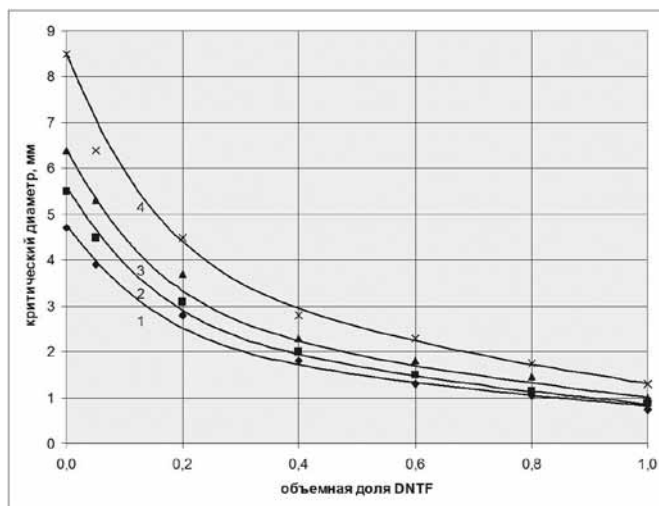
В целом, в результате проведенных исследований можно сделать вывод, что для бинарных смесей, содержащих высокодисперсные (микронные) взрывчатые вещества, а также для взрывчатых композиций на их основе зависимость критических диаметров детонации от соотношения ВВ в смесях является не аддитивной и свидетельствует о преимущественном влиянии кинетики разложения компонента с большей детонационной способностью в зоне химической реакции детонационной волны.

Для сравнения на рисунке 11 представлена полученная нами зависимость для гомогенной системы - растворов DNTF в нитрометане, имеющая такой же вид, что и для исследованных гетерогенных систем - бинарных смесей микронных ВВ. Однако при молекулярном смешении компонентов наблюдается более сильное снижение критического диаметра детонации системы



**1** – ВК 77,5/22,5; **2** – ВК 75/25; **3** – ВК 72,5/27,5; **4** – ВК 70/30.

**рисунк 8.** Зависимость  $d_k$  ВК на основе смесей FOX-7 (0,80 м<sup>2</sup>/г) с ТЭНом (0,77 м<sup>2</sup>/г) от объемной



**1** – ВК 80/20; **2** – ВК 77,5/22,5; **3** – ВК 75/25; **4** – ВК 72,5/27,5.

**рисунк 9.** Зависимость  $d_k$  ВК на основе смесей FOX-7 (0,65 м<sup>2</sup>/г) с DNTF (0,59 м<sup>2</sup>/г) от объемной

**таблица 4** – Критические диаметры детонации композиций: (смесь октогена – 0,90 м<sup>2</sup>/г с ТЭНом – 0,72 м<sup>2</sup>/г) / СКТ (% мас.)

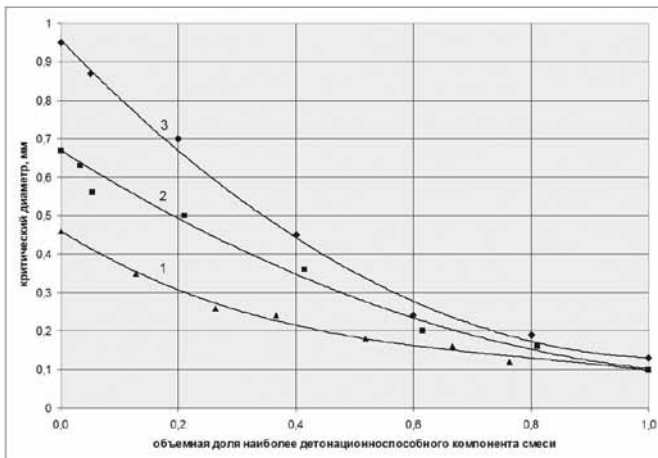
содержание ТЭНа в смеси ВВ, % мас.	объемная доля ТЭНа в смеси ВВ	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 80/20	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 75/25	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 70/30
0	0	2,50	3,35	4,78
5	0,054	2,30	3,12	4,25
10	0,108	2,10	2,90	4,00
15	0,161	1,80	2,70	3,80
20	0,213	1,70	2,60	3,70
100	1	0,60	0,70	0,80

**таблица 5** – Критические диаметры детонации чистых смесей FOX-7 (0,80 м<sup>2</sup>/г) с ТЭНом (0,77 м<sup>2</sup>/г) и композиций: (смесь FOX-7 с ТЭНом) / СКТ (% мас.)

содержание ТЭНа в смеси ВВ, % мас.	объемная доля ТЭНа в смеси ВВ	$d_k$ , мм чистая смесь ВВ	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 77,5/22,5	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 75/25	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 72,5/27,5	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 70/30
0	0	0,67	5,20	7,10	9,50	12,10
2	0,021	0,63	4,90	6,50	8,50	-
5	0,053	0,56	4,50	5,40	7,40	8,10
20	0,210	0,50	3,20	4,00	4,70	5,80
40	0,415	0,36	2,10	2,40	3,00	3,60
60	0,620	0,20	1,20	1,50	1,80	2,30
80	0,810	0,16	0,75	0,90	1,10	1,30
100	1	0,10	0,51	0,54	0,70	0,79

**таблица 6** – Критические диаметры детонации чистых смесей FOX-7 (0,65 м<sup>2</sup>/г) с DNTF (0,59 м<sup>2</sup>/г) и композиций: (смесь FOX-7 с DNTF) / СКТ (% мас.)

содержание DNTF в смеси ВВ, % мас.	объемная доля DNTF в смеси	$d_k$ , мм чистая смесь ВВ	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 80/20	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 77,5/22,5	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 75/25	$d_k$ , мм смесь ВВ / СКТ 72,5/27,5
0	0	0,95	4,70	5,50	6,40	8,50
5	0,05	0,87	3,90	4,50	5,30	6,40
20	0,20	0,70	2,80	3,10	3,70	4,50
40	0,40	0,45	1,80	2,00	2,30	2,80
60	0,60	0,24	1,30	1,50	1,80	2,30
80	0,80	0,19	1,05	1,15	1,45	1,75
100	1	0,13	0,74	0,88	1,00	1,30



**1** – ОКТОГЕН / ТЭН; **2** – FOX-7 / ТЭН; **3** – FOX-7 / DNTF.

**рисунок 10.** Детонационная способность чистых высокодисперсных бинарных смесей

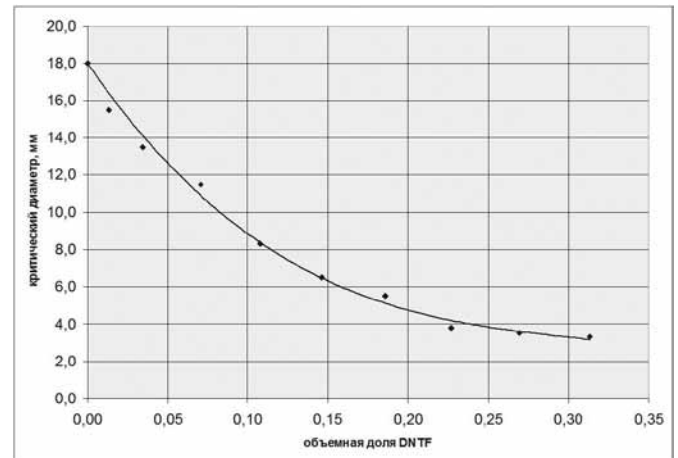
с увеличением содержания ВВ с большей детонационной способностью.

Все полученные зависимости для бинарных микронных смесей ВВ и ВК на их основе с удовлетворительной точностью (средняя погрешность 10%) описываются уравнениями

$$d_{k_c} = d_{k_1} (1 - V_2^q) + d_{k_2} V_2^q, \quad (6)$$

$$d_{k_0}^{(c)} = d_{k_0}^{(1)} (1 - V_2^q) + d_{k_0}^{(2)} V_2^q, \quad (7)$$

где  $d_{k_1}$  – критический диаметр детонации ВК



**рисунок 11.** Зависимость  $d_k$  растворов DNTF в нитрометане от объемной доли DNTF

на основе ВВ с меньшей детонационной способностью;

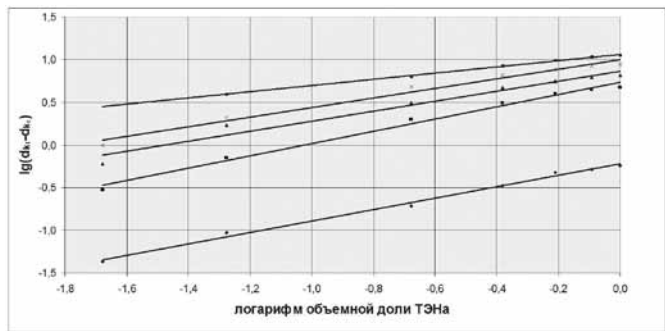
$d_{k_2}$  – критический диаметр детонации ВК на основе ВВ с большей детонационной способностью;

$d_{k_c}$  – критический диаметр детонации ВК на основе бинарной смеси микронных ВВ;

$V_2$  – объемная доля ВВ с большей детонационной способностью в бинарной смеси ВВ;

$d_{k_0}^{(1)}$  – критический диаметр детонации чистого ВВ с меньшей детонационной способностью;

$d_{k_0}^{(2)}$  – критический диаметр детонации чисто-



**рисунок 12.** Зависимость  $\lg(d_{k_1} - d_{k_c})$  от  $\lg V_2$ : нижняя прямая - чистые смеси FOX-7/ ТЭН; над ней расположены: ВК 77,5/22,5; ВК 75/25; ВК 72,5/27,5; ВК 70/30

го ВВ с большей детонационной способностью;  $d_{k_0}^{(c)}$  – критический диаметр детонации чистой бинарной смеси микронных ВВ;  $q$  – безразмерный коэффициент.

Для определения значений показателя степени  $q$  уравнения (6), (7) были преобразованы в линейный вид

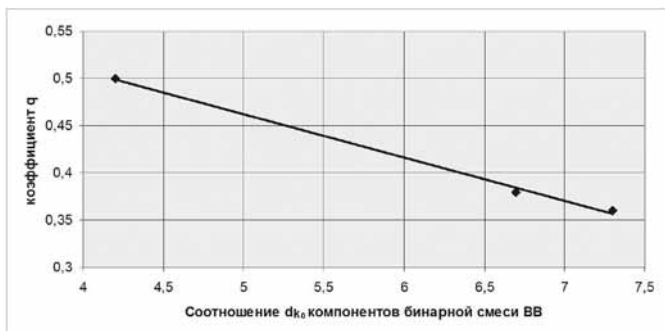
$$\begin{aligned} \lg(d_{k_1} - d_{k_c}) &= \lg(d_{k_1} - d_{k_c}) + q \lg V_2, \\ \lg(d_{k_0}^{(1)} - d_{k_0}^{(c)}) &= \lg(d_{k_0}^{(1)} - d_{k_0}^{(2)}) + q \lg V_2. \end{aligned}$$

По полученным экспериментальным данным для всех бинарных смесей ВВ и ВК на их основе были построены графики, соответствующие этим линейным уравнениям. На рисунке 12 в качестве примера приведены графики для смеси FOX-7/ТЭН и ВК на основе этой смеси.

Для каждой пары ВВ и ВК на их основе построенные линии практически параллельны, что свидетельствует о близости значений коэффициента  $q$  для смесей ВВ и составов на основе конкретной пары ВВ. Значения коэффициента  $q$  по полученным результатам составляют:

- для бинарных смесей октогена с ТЭНом и составов на основе этих смесей - 0,50;
- для бинарных смесей FOX-7 с ТЭНом и составов на основе этих смесей - 0,38;
- для бинарных смесей FOX-7 с DNTF и составов на основе этих смесей - 0,36.

Указанные значения коэффициента  $q$  для различных пар ВВ должны определяться соотношением критических диаметров детонации индивидуальных ВВ в этих парах.



**рисунок 13.** Зависимость коэффициента  $q$  от соотношения  $d_{k_0}^{(1)} / d_{k_0}^{(2)}$

На рисунке 13 представлена зависимость величины  $q$  от соотношения  $d_{k_0}^{(1)} / d_{k_0}^{(2)}$ .

Полученная зависимость аппроксимируется уравнением

$$q = 0,69 - 0,046 \frac{d_{k_0}^{(1)}}{d_{k_0}^{(2)}} \quad (8)$$

Формулы (6), (7), (8) хорошо описывают эксперимент при соотношении  $d_{k_0}^{(1)} / d_{k_0}^{(2)}$  от 3,0 до 8,0.

## Заключение

Проведены систематизация и анализ способов регулирования детонационной способности взрывчатых материалов, в частности эластичных ВВ, применяемых в системах детонационной автоматики космических аппаратов.

Предложен новый способ регулирования детонационной способности, заключающийся в использовании в составе взрывчатых материалов бинарных смесей высокодисперсных (микронных) кристаллических ВВ, одно из которых имеет высокие энергетические характеристики, а второе - малый критический диаметр детонации. Данный способ подтвержден экспериментально на смесях высокодисперсных ВВ различного химического строения.

Установлено, что для бинарных смесей, содержащих микронные взрывчатые вещества, а также для взрывчатых композиций на их основе зависимость критических диаметров детонации от соотношения ВВ в смесях является не аддитивной и свидетельствует о преимущественном влиянии кинетики разложения компонента с большей детонационной способностью в зоне химической реакции детонационной волны.

Практическое значение полученных результатов состоит в возможности тонкого регулирования критических диаметров детонации взрывчатых материалов, используемых в системах разделения космических аппаратах, путем целенаправленной научно обоснованной компоновки взрывчатых составов.

## Список литературы

Андреев С.Г., Бабкин А.В., Баум Ф.А. и др. Физика взрыва / Под ред. Л.П. Орленко. Изд-е 3-е, перераб. В 2-х т. М.: Физматлит, 2002. 656 с.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Подобедов Я.Г., Котомин А.А., Душенок С.А. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент, 2007. Т. 12, вып. 3 (25). С. 18-24.

Котомин А.А. Эластичные взрывчатые материалы // Российский химический журнал, 1997. Т. 41, № 4. С. 89-101.

Статья поступила в редакцию 17.02.2012 г.

## СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ ПОГРЕШНОСТИ ГЕОГРАФИЧЕСКОЙ ПРИВЯЗКИ СНИМКОВ С КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ



**С.Ю. Самойлов,**  
аспирант,  
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,  
Россия, Московская область, г. Химки,  
SS2916@mail.ru,  
khsm@laspace.ru  
**S.Y. Samoilo**

*В статье представлены способы уменьшения погрешности географической привязки космических снимков, включающие в себя мероприятия и конструктивные особенности космических аппаратов для минимизации величины самого влиятельного точностного параметра космического аппарата.*

*Рассмотрены три принципиальных способа уменьшения погрешности привязки:*

*с использованием полетных калибровок, с применением измерительных средств во время штатной эксплуатации и с использованием изображений звезд в кадре целевой информации*

*Ключевые слова: погрешность; точностной параметр; калибровка; телескоп.*

### Введение

Погрешность географической привязки космических снимков космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) без использования опорных точек определяется параметрами орбиты, условиями съемки, погрешностью знания высоты рельефа и значениями точностных параметров КА (Самойлов С.Ю., Модель определения географических координат объектов по космическим снимкам при помощи аналитического метода, 2011).

Из всех точностных параметров наибольшее влияние на погрешность привязки космических снимков, особенно при высоких орбитах, оказывают погрешности знания ориентации визирной системы координат (ВСК) целевой аппаратуры (ЦА) КА (Самойлов С.Ю., Модель определения географических координат объектов по космическим снимкам при помощи аналитического метода, 2011), а именно:

## REDUCTION OF GEOGRAPHICAL COORDINATE DETERMINATION ERRORS OF IMAGES OBTAINED FROM THE EARTH REMOTE SENSING SC

*The article covers methods of reduction of geographical coordinate determination of space images, including special activities and SC design features aimed at minimization of the most influencing SC accuracy parameter.*

*It also describes three principal methods of reduction pointing error:*

*with using flight calibrations, with using measuring instruments during operation and with using stars images in the purpose frame.*

*Key words: error; accuracy parameter; calibration; telescope.*

- $A_x$  – погрешность знания ориентации КА относительно визирной оси телескопа  $X_{\text{ВСК}}$ ;
- $A_y$  – погрешность знания ориентации КА относительно оси  $Y_{\text{ВСК}}$ ;
- $A_z$  – погрешность знания ориентации КА относительно оси  $Z_{\text{ВСК}}$ .

Отметим, что влияние параметра  $A_x$  на погрешность привязки снимков слабее, чем влияние  $A_y$  и  $A_z$ . Это объясняется большим значением фокусного расстояния целевой аппаратуры по сравнению с длиной приемника излучения.

Рассмотрим несколько способов уменьшения значения точностных параметров  $A_x$ ,  $A_y$  и  $A_z$ :

1. Совместные полетные калибровки датчиков ориентации и ЦА.
2. Использование измерительных средств во время штатной эксплуатации (ШЭ) КА.
3. Использование изображений звезд в кадре целевой информации.

## 1. Полетные калибровки

Целью полетных калибровок является уточнение параметров после изменения характеристик приборов и уходов конструкции, которые обусловлены действием вибро- и термонагрузок на этапе выведения КА на рабочую орбиту, а также отличием условий ШЭ от условий проведения наземной (предполетной) калибровки. Полетные геометрические калибровки проводятся на КА после выведения на рабочую орбиту перед началом ШЭ или во время ШЭ. Скважность (частота) проведения калибровок зависит от скорости старения данных, полученных при полетных калибровках. Обычно полетные калибровки проводятся по космическим объектам (по звездам, иногда – по космическим источникам какого-либо излучения, например по космическим радиоисточникам) или по полигонам (районам, на которых размещены объекты с хорошо известными характеристиками, например расположением, формой, размерами, коэффициентом отражения, с источниками (или приемниками) излучения заданного диапазон длин волн и т. п.) на поверхности Земли.

Определение ориентации КА и его систем координат (СК) производится при помощи астродатчиков (звездные датчики – ЗД, приборы ориентации на Солнце – ПОС, приборы ориентации на Землю – ПОЗ) системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС). Таким образом, в процессе штатной эксплуатации КА при помощи датчиков системы СУОС определяется ориентация систем координат датчиков СУОС относительно инерциального пространства (звезд, Солнца, Земли). Для определения ориентации СК целевой аппаратуры по известной ориентации СК датчиков СУОС необходимо знать связь (матрицу взаимной ориентации) СК целевой аппаратуры и СК датчиков СУОС. В общем виде это можно описать формулой

$$E=A \cdot B, \quad (1)$$

где  $E$  – матрица ( $3 \times 3$ ) ориентации ВСК целевой аппаратуры относительно инерциального пространства;

$A$  – матрица ( $3 \times 3$ ) взаимной ориентации ВСК целевой аппаратуры и СК датчика СУОС. Матрица точностных переходов;

$B$  – матрица ( $3 \times 3$ ) ориентации СК датчика СУОС относительно инерциального пространства.

Таким образом, для определения во время штатной эксплуатации ориентации СК целевой аппаратуры относительно инерциального пространства при помощи штатных средств определения ориентации КА (а именно астродатчиков (звездных датчиков), приборов ориентации на Солнце, приборов ориентации на Землю необходимы матрицы взаимной ориентации СК целевой ап-

паратуры и датчиков СУОС (астродатчиков – ЗД, ПОЗ, ПОС) и датчиков измерения приращения углов (датчики угловой скорости – ДУС), и/или гироскопический измеритель вектора угловой скорости (ГИВУС)) в полете необходимо знать матрицы ориентации СК целевой аппаратуры и датчиков СУОС. Для формирования матрицы взаимной ориентации двух систем координат в общем виде достаточно измерить три угла разворота одной СК относительно осей другой СК. Эти углы получают при проведении предполетной аттестации и паспортизации конструкции КА. Во время проведения предполетной аттестации и паспортизации (иногда эту процедуру называют предполетной геометрической калибровкой) производятся обмеры взаимных положений увязываемых СК с требуемыми погрешностями.

Каждый из обмеряемых углов характеризуется тремя величинами (Куликов С.Д. и др., 2000):

- начальное значение;
- погрешность измерения начального положения;
- уходы от начального значения.

Погрешность измерения определяется метрологической базой предприятия-изготовителя КА. Заметим, что для привязки изображения неважно, из-за чего произошли уходы, важна лишь величина уходов.

Уходы взаимного положения от начального измеренного значения обусловлены воздействием на конструкцию КА термо- и вибронагрузок при транспортировке КА и его выведении на рабочую орбиту, а также при функционировании на орбите. Еще одна причина уходов – отличие условий проведения предполетной аттестации КА от условий штатной эксплуатации КА, а именно:

- отличие температуры КА на орбите от температуры КА при предполетной паспортизации и аттестации;
- неравномерность нагрева КА на орбите;
- отличие давления в герметичных отсеках КА (при их наличии) на орбите от давления при предполетной паспортизации и аттестации;
- наличие невесомости на орбите;
- старение материалов конструкции КА.

Величины уходов накладывают требования к проектированию конструкции некоторых деталей КА.

Отметим, что значения таких точностных параметров КА, как  $A_x$ ,  $A_y$ ,  $A_z$ , складываются из погрешности знания матрицы ориентации СК датчика СУОС относительно инерциального пространства (т.е. от погрешности астродатчиков) и погрешности знания матрицы взаимной ориентации ВСК целевой аппаратуры и СК датчика СУОС (от погрешности проведения предполетных калибровок и от величин случайных уходов конструкции). В связи с наличием уходов возни-

кает потребность в уточнении элементов матрицы взаимной ориентации ВСК и СК датчиков СУОС.

Целью проведения совместных калибровок ЦА и приборов СУОС является уточнение взаимной ориентации визирной системы координат целевой аппаратуры (ЦА) и датчиков СУОС т.е. элементов матрицы  $A$  в формуле (1). Обычно эта калибровка проводится следующим образом ЦА и ЗД определяют свою ориентацию по звездам одновременно, затем происходит уточнение взаимного положения.

Уточнение взаимного положения датчиков СУОС и ЦА проводится следующим образом: каждый ЗД СУОС по звездам определяет свою матрицу ориентации  $G$  относительно геоцентрической инерциальной системы координат (ГИСК). Одновременно с этим ЦА определяет ориентацию своей ВСК по звездам (в данном случае ЦА функционирует аналогично ЗД). Матрица взаимной ориентации ВСК и ЗД определяется по формуле

$$Z = G \times C, \quad (2)$$

где  $Z$  – матрица взаимной ориентации систем координат, связанных с посадочными местами двух ЗД;

$G$  – матрица ориентации СК, связанной с ПМ ЗД;

$C$  – матрица ориентации ВСК.

Очевидно, что погрешность определения матрицы  $Z$  будет зависеть от погрешности определения матриц  $G$  и  $C$ , которая зависит от точностных характеристик ЗД и ЦА и определяется параметрами КА, ЗД и ЦА.

Уточнение в результате полетной калибровки элементов матрицы  $A$  в формуле (1) позволяет уменьшить погрешность знания ориентации ВСК. Проведение полетной калибровки позволяет определить углы между ВСК и СК ПМ ЗД. При этом значение погрешности знания угла между ВСК и СК ПМ звездного датчика может составить около половины погрешности астродатчика.

## 2. Использование измерительных средств во время штатной эксплуатации КА

Как было показано выше для определения взаимной ориентации датчиков СУОС и ЦА прово-

дится предполетная калибровка КА в процессе которой производятся измерения углов взаимной ориентации датчиков СУОС и ЦА.

Однако под воздействием различных нагрузок в конструкции КА возникают уходы, что приводит к изменению значений углов, измеренных на этапе предполетной калибровки.

В связи с наличием уходов одним из способов уменьшения погрешности знания углового положения ВСК относительно инерциального пространства является применение на КА системы измерения углов разворота СК астродатчика относительно осей ВСК во время ШЭ. Такая система может быть реализована при помощи автоколлиматоров. Автоколлиматор направляет световой луч на зеркальные контрольные элементы (КЭ), расположенные на корпусе астродатчиков или на платформе с астродатчиками, и принимает отраженный от КЭ луч. По координатам отраженного луча определяется ориентация КЭ, а следовательно, и ориентация астродатчика относительно базы автоколлиматора. База автоколлиматора паспортизуется относительно осей ВСК. Таким образом происходит уточнение элементов матрицы  $A$  в формуле (1). Погрешности измерения такими системами составляют 10-50 угл. сек.

## 3. Использование изображений звезд в кадре целевой информации

При некотором изменении конструкции и оптической схемы оптикоэлектронного телескопического комплекса (ОЭТК) или при определенной организации процесса съемки можно в кадре целевой информации (ЦИ) получить изображения части звездного неба. Изображения звезд, полученные в кадре ЦИ, могут быть использованы для уменьшения погрешности координатной привязки космических снимков.

Задача определения ориентации целевой аппаратуры может быть решена при помощи астродатчиков. Современные астродатчики позволяют достичь погрешностей определения ориентации внутренней системы координат (связанной с ПЗС-матрицей) относительно инерциального



**рисунок 1.** Точностные переходы между астродатчиком и целевой аппаратурой

**таблица** – Сравнение эффективности способов уменьшения погрешности знания ориентации ВСК

способ уменьшения погрешности	погрешность знания ориентации ВСК, угл. сек.
полетная калибровка	11
использование измерительных средств во время штатной эксплуатации КА	19
использование изображений звезд в кадре целевой информации	5
без использования способов уменьшения погрешности	61

пространства с погрешностями порядка десятка угловых секунд. Однако погрешность определения ориентации осей целевой аппаратуры будет значительно большей (порядка нескольких угловых минут) из-за погрешности знания матриц взаимной ориентации «промежуточных» систем координат (точностные переходы) (рисунок 1).

Взаимное положение «промежуточных» систем координат аттестуется и паспортизируется при предполетных калибровках КА и, по возможности, уточняется в процессе проведения полетных калибровок.

Если имеется возможность получить изображения звезд в кадре целевой информации, то с использованием этих изображений, используя алгоритмы, используемые в звездных датчиках, возможно определить ориентацию ВСК целевой аппаратуры на момент формирования кадра целевой информации. Можно сказать, что в этом случае целевая аппаратура КА ДЗЗ используется как звездный датчик, это дает возможность исключить точностные переходы и матрицы взаимной ориентации астроприборов и ЦА.

Для возможности регистрации звезд целевой аппаратурой во время ШЭ можно произвести изменение конструкции съемочной аппаратуры. Специалистами НПО им. С.А. Лавочкина и смежных организаций (К.А. Заниным, А.И. Захаровым, В.П. Макаровым, Е.Р. Маламедом, И.В. Москатиньевым, С.Ю. Самойловым, М.Н. Хайловым, и др.) прорабатывались некоторые варианты подобных конструкций ЦА КА. Чтобы обеспечить достаточное количество звезд, наблюдаемых в поле одновременно с изображением Земли, необходимо разделить яркое изображение Земли и слабые изображения звезд. При этом желательно обеспечить для света звезд и Земли прохождение через одинаковые оптические элементы.

Возможны различные варианты реализации такой целевой аппаратуры.

Некоторые варианты целевой аппаратуры для одновременного наблюдения Земли и звезд с различными способами разделения изображе-

ний земной поверхности и звездного неба в данный момент находятся на этапе патентования в НПО им. С.А. Лавочкина.

Погрешность определения ориентации ВСК при помощи использования изображения звезд в кадре целевой аппаратуры может составлять 3-5 угл. сек.

В таблице приведены погрешности знания ориентации ВСК условного КА без, и после использования каждого из вышеперечисленных способов. Из таблицы видно, что применение любого из описанных способов уменьшения погрешности знания ориентации приводит к существенному снижению погрешности знания ориентации ВСК. Самым эффективным является использование изображений звезд в кадре целевой аппаратуры. Однако этот способ является самым затратным и труднореализуемым из-за необходимости проектирования новой целевой аппаратуры и переконфигурации КА. Очевидно, что изменение конструкции КА и ЦА связано с большими затратами и требует значительного времени для реализации. Наиболее простым и быстрым в реализации является способ проведения совместной полетной калибровки.

## Список литературы

Куликов С.Д., Рыбачук Ю.В., Мошнев А.А., Ушаков А.Г. Принципы обеспечения точностных характеристик космического аппарата информационной системы // Сб. науч. трудов НПО им. С.А. Лавочкина. Москва, 2000. Вып. 2. С. 52-56.

Самойлов С.Ю. Метод выбора проектных параметров космических аппаратов дистанционного зондирования Земли по заданной погрешности привязки космических снимков // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 5. С. 18-25.

Самойлов С.Ю. Модель определения географических координат объектов по космическим снимкам при помощи аналитического метода // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 4. С. 58-65.

*Статья поступила в редакцию 19.12.2011 г.*



## ТЕХНОЛОГИЯ ФОТОГРАММЕТРИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ КОСМИЧЕСКИХ СНИМКОВ, ИМЕЮЩИХ ПЕРЕКРЫТИЯ

## PHOTOGRAMMETRIC PROCESSING OF SPACE IMAGES HAVING OVERLAPS



**Е.Г. Воронин,**

кандидат технических наук,  
Центр топогеодезического и навигационного обеспечения  
27 Центрального научно-исследовательского института  
Минобороны России,  
pureh64@yandex.ru

**E.G. Voronin**

Абсолютное большинство данных дистанционного зондирования Земли, используемых для картографирования, в том числе получаемых с помощью оптико-электронных съемочных систем, представляет собой частично или полностью перекрывающиеся изображения земной поверхности. В статье предложена и рассмотрена технология фотограмметрической обработки таких снимков, которая может быть эффективно применена для решения многих практических задач.

**Ключевые слова:** космические снимки; фотограмметрическая обработка; технология.

Данные дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) широко используются для картографирования земной поверхности и решения других геоинформационных задач. При этом основные требования к создаваемым выходным документам касаются высокой точности координатных определений и заданной полноты содержания объектовой обстановки на местности. Первое требование обеспечивается за счет соответствующих измерительных характеристик обрабатываемых данных (включая бортовую и опорную измерительную информацию), а второе – за счет линейного разрешения исходных снимков на местности.

Именно поэтому космический комплекс картографирования «Комета» имел в составе бортовой специальной аппаратуры кадровый топографический фотоаппарат с высокими измерительными характеристиками и панорамный аппарат, обеспечивающий необходимую детальность съемочной информации.

Анализ современных тенденций развития коммерческих космических систем ДЗЗ показывает (Бакланов А.И., 2010), что большинство разработчиков не стремятся реализовать предельные ха-

*Absolute majority of the Earth remote sensing data used for mapping, including those, obtained by means of optical-electronic imaging systems, are partially or in whole overlapping images of the Earth surface. The article deals with the technology of photogrammetric processing of such images, which can be efficiently applied for various real-world problems.*

**Key words:**  
*space images;  
photogrammetric processing;  
technology.*

рактеристики своих систем сразу по всем направлениям (в частности, одновременно по точности и разрешению), а сосредотачиваются только на одном или нескольких сопутствующих параметрах.

В этих условиях способом обеспечения требований к точности и полноте содержания геоинформационных документов может стать комплексирование данных ДЗЗ, полученных различными космическими системами, в рамках единой технологии их совместной фотограмметрической обработки.

Положительными аспектами такой технологии являются:

- наделение выходных продуктов информационными свойствами, присущими обрабатываемым снимкам по отдельности;
- обеспечение «второй жизни» архивов данных ДЗЗ, не утративших актуальности в том или ином отношении;
- формирование бесшовного (в смысле минимизации невязок на стыках снимков) площадного покрытия по данным ДЗЗ, полученным различными космическими системами;
- возможность локального применения уникаль-

ных свойств одной съемочной системы при обработке данных другой, например всепогодность радиолокационных изображений при обработке снимков оптического диапазона, имеющих участки, закрытые облаками.

Очевидно, что условием реализации этой технологии является наличие полного или частичного (в зависимости от создаваемой продукции) перекрытия между совместно обрабатываемыми снимками. Обработка снимков с перекрытиями связана с решением двух основных задач: сшивки отдельных снимков в ортомозаику и привязки ортомозаики к заданной системе координат.

Показателем точности сшивки, как правило, служат невязки плановых координат связующих точек, выбираемых вдоль линий сшивки в зонах перекрытия смежных снимков, а показателем точности геодезической привязки – невязки плановых координат опорных и/или контрольных точек.

Как сшивку перекрывающихся снимков в ортомозаику, так и геодезическую привязку ортомозаики можно выполнять разными способами. Настоящая статья не имеет целью рассмотрение и сравнение каждого из них. Во-первых, потому, что теоретически их количество велико и зависит от состава и точности исходных данных, требований к результатам обработки, используемого научно-практического инструментария; во-вторых, потому, что автору не известны опубликованные результаты разработки и применения способов, которые могут быть сопоставлены с результатами, излагаемыми в настоящей статье. Здесь рассматриваются теоретические основы и результаты применения частного способа фотограмметрической обработки космических снимков с перекрытиями, которые в будущем сами могут послужить отправной вехой для подобного сопоставления.

Представляется, что наиболее строгий подход к решению обозначенной двуединой задачи состоит в фотограмметрической обработке блока перекрывающихся снимков методом аналитической блочной фототриангуляции по способу связок (Лобанов А.Н., 1984). При этом строится фотограмметрическая сеть, которая уравнивается одновременно по всем снимкам, включенным в обработку.

Если точность орбитальных данных, которые используются для геодезической привязки снимков блока, недостаточна, то необходимы планово-высотные опорные точки. В обеспечение устранения смещений точек снимков на местности, вызванных влиянием рельефа, необходимы данные о рельефе местности.

Для каждой опорной точки и для каждой связующей точки, изображившейся на всех снимках блока, составляются уравнения, связывающие их координаты с соответствующей точкой местности. Эти уравнения часто называют математическими моделями съемки или съемочных систем.

Математические модели различных съемочных систем, зависящие от физических принципов формирования и регистрации изображений, а также от конструктивных особенностей конкретной съемочной аппаратуры, в деталях могут существенно различаться. Однако все они имеют общую основу, представляемую функционалом

$$R = F_j(r_{ij}, Q_{ij}, q_{ij}, W_j, G), \quad (1)$$

$$j \in [1, N], i \in [1, n_j]$$

где  $R$  – вектор координат точки земной поверхности;

$F_j$  – математическая модель съемочной системы  $j$ ;

$r_{ij}$  – вектор координат образа точки земной поверхности на снимке  $i$ , полученном съемочной системой  $j$ ;

$Q_{ij}$  – вектор элементов внешнего ориентирования (параметров функций, задающих их изменение на съёмочном маршруте) снимка  $i$ , полученного съемочной системой  $j$ ;

$q_{ij}$  – вектор элементов внутреннего ориентирования снимка  $i$ , полученного съемочной системой  $j$ ;

$W_j$  – вектор конструктивных параметров съемочной системы  $j$ ;

$G$  – вектор параметров, характеризующих картографическую проекцию (систему координат вектора  $R$ ), земной эллипсоид и др.;

$N$  – количество съемочных систем, снимки которых включены в обработку;

$n_j$  – количество одновременно обрабатываемых снимков, полученных съемочной системой  $j$ .

Обратим внимание, что согласно (1) каждый  $i$ -й снимок, полученный  $j$ -й съемочной системой, имеет свои векторы элементов внешнего и внутреннего ориентирования.

Такое представление является обобщением функционала (1) на случаи, когда блок обрабатываемых снимков получен одной съемочной системой, но в разное время, или, когда снимки блока формируются синхронно, но разными светочувствительными приемниками, установленными в единой фокальной плоскости.

Заметим, что последний случай характерен для оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ, когда съемочный маршрут представляет собой совокупность перекрывающихся краями изображений (полос или кадров), сформированных отдельными светочувствительными матрицами. Матрицы в фокальной плоскости могут быть установлены со сдвигами и перекосами. Это приводит к тому, что изображение, полученное каждой отдельной матрицей, представляемой отрезком строки сканерного снимка или прямоугольным одномоментным кадром (в зависимости от съемочной системы), имеет свои элементы внешнего ориентирования, определяемые динамикой съемки, и свои элементы внутреннего ориентирования, отличные от номи-

нальных для данной съёмочной аппаратуры. Соответственно, тогда изображение, сформированное каждой матрицей, может интерпретироваться и включаться в обработку как отдельный снимок.

Обратим внимание, что если все снимки блока получены одной и той же съёмочной системой, то для их аналитического описания в рамках технологии фотограмметрической обработки используется одна математическая модель  $F_{j=const}$  в противном случае – разные модели.

Вычислительная схема технологии предусматривает линеаризацию функционала (1) для каждой связующей и опорной точки, включенной в обработку, в окрестности некоторого начального приближения векторов  $Q_{ij}$  и  $q_{ij}$  и формирование матрицы уравнений поправок. В качестве начального приближения элементов вектора  $q_{ij}$  целесообразно использовать результаты предыдущих калибровок (наземных или полетных), а для получения начального приближения элементов вектора  $Q_{ij}$  следует воспользоваться данными бортовых измерений угловой ориентации и навигационных параметров.

Система уравнений поправок решается по методу наименьших квадратов способом последовательных приближений.

Для повышения численной устойчивости решения системы уравнений поправок, сформированных линеаризацией (1), она дополняется уравнениями по начальным значениям уравниваемых параметров (элементов векторов  $Q_{ij}$  и  $q_{ij}$ , у которых здесь индексы номеров снимков и съёмочных систем опущены)

$$\Delta Q_m^k = Q_m^o - Q_m^k + v_{Q_m}, \quad (2)$$

$$\Delta q_m^k = q_m^o - q_m^k + v_{q_m}, \quad (3)$$

где  $\Delta Q_m^k$ ,  $\Delta q_m^k$  – поправки к  $m$ -м элементам векторов  $Q$  и  $q$  на  $k$ -й итерации;

$Q_m^o$ ,  $q_m^o$  – начальные значения  $m$ -х элементов векторов  $Q$  и  $q$ ;

$Q_m^k$ ,  $q_m^k$  – значения  $m$ -х элементов векторов  $Q$  и  $q$  на  $k$ -й итерации;

$v_{Q_m}$ ,  $v_{q_m}$  – некоторые невязки, обращающие выражения (2), (3) в верные равенства.

Каждому уравнению поправок приписывается вес, определяемый обратно пропорционально дисперсии измерения, по которому это уравнение составлено.

Искомый вектор решения

$$S = (\{\Delta Q_{ij}\}, \{\Delta q_{ij}\}),$$

найдем в виде

$$S = N^{-1} A^T P L,$$

где  $\Delta Q_{ij}$ ,  $\Delta q_{ij}$  – поправки к уточняемым элементам векторов  $Q_{ij}$ ,  $q_{ij}$ ;

$A$  – матрица, элементами которой являются коэффициенты левой части системы уравнений поправок;

$A^T$  – транспонированная матрица  $A$ ;

$P$  – диагональная матрица весов уравнений

поправок;

$L$  – вектор правых частей системы уравнений поправок;

$N = A^T P A$  – матрица нормальных уравнений;

$N^{-1}$  – матрица, обратная матрице  $N$ .

Матрица нормальных уравнений на последней итерации используется для оценки урвненных значений определяемых параметров, так как (Большаков В.Д. и др., 1977) ковариационная матрица вектора решения есть

$$K = \mu^2 \cdot N^{-1}, \quad (4)$$

где  $\mu^2$  – оценка дисперсии единицы веса;

$N$  – матрица нормальных уравнений на последней итерации.

Оценку дисперсии единицы веса найдем в виде (Большаков В.Д. и др., 1977),

$$\mu^2 = L^T P L / (n_u - n_p)$$

где  $L$  – вектор правых частей уравнений поправок на последней итерации;

$L^T$  – транспонированный вектор  $L$ ;

$n_u$  – количество уравнений поправок;

$n_p$  – количество уравниваемых параметров.

Диагональные элементы ковариационной матрицы (4) дают оценку дисперсии определения каждого из уравниваемых параметров

$$\sigma_{S_k}^2 = K_{kk},$$

где  $\sigma_{S_k}^2$  – оценка дисперсии  $k$ -го элемента вектора уравниваемых параметров  $S$ ;

$K_{kk}$  –  $k$ -диагональный элемент ковариационной матрицы (4).

Внедиагональные (симметричные) элементы ковариационной матрицы (4) позволяют, при необходимости, оценить величину корреляционной связи любой пары элементов вектора уравниваемых параметров  $S$ .

Статистическая обработка координат связующих точек, вычисленных по (1) с использованием урвненных значений векторов  $Q_{ij}$  и  $q_{ij}$  позволяет оценить точность сшивки отдельных снимков. А если при формировании системы уравнений поправок использовались опорные точки, то аналогичная обработка вычисленных и измеренных координат опорных точек позволяет оценить точность геодезической привязки всего блока снимков.

Если геодезическая привязка блока выполняется по орбитальным данным без использования опорных точек, точность привязки оценивается на основании выражений (1) с использованием оценок дисперсий урвненных элементов внешнего и внутреннего ориентирования каждого снимка блока.

Для практической реализации технологии фотограмметрической обработки снимков, имеющих перекрытия, на основании теории аналитической блочной фоториангуляции разработан программный комплекс обработки данных ДЗЗ. На сегодняшний день он позволяет обрабатывать данные оптико-электронной космической

съемки. Его апробация выполнена по реальной информации, полученной космическим аппаратом «Ресурс-ДК».

В качестве исходных данных использовались съёмочные маршруты, полученные одним или двумя одновременно работающими оптико-электронными преобразователями. Изображения (полосы), полученные смежными матрицами оптико-электронного преобразователя, вдоль всего маршрута имели перекрытия шириной около десяти пикселей.

Съёмочные маршруты сопровождалась паспортами с данными об элементах внешнего ориентирования, полученными на основе бортовых измерений. Вследствие невысокой точности последних для геодезической привязки обрабатываемых изображений использовались опорные точки, снятые с геопривязанных растровых изображений с размером пикселя на местности 2 метра, полученных из Интернет-ресурса Google. Средняя квадратическая погрешность геодезической привязки этих изображений оценивается на уровне 1-2 пикселей. Пример такого изображения приведен на рисунке 1.



**рисунки 1.** Пример геопривязанного растрового изображения

Технологическая цепочка фотограмметрической обработки состояла из следующих основных процессов:

- обработка паспортов маршрутов с целью определения начальных значений элементов внешнего ориентирования;
- обработка служебной информации строк изображений, включенных в обработку, с целью привязки точек изображений к бортовой шкале времени;
- автоматический выбор связующих точек между виртуальными изображениями в пределах матриц вдоль всего маршрута;
- выбор оператором связующих точек между маршрутами (при необходимости);



**рисунки 2.** Фрагмент трансформированного изображения

- выбор оператором опорных точек;
- совместное уравнивание всех измерений и уточнение элементов внутреннего и внешнего ориентирования каждого изображения обрабатываемого блока с оценкой точности уравнивания (при необходимости);
- оценка точности сшивки снимков блока по расхождениям координат связующих точек на местности;
- оценка точности геодезической привязки по расхождениям координат опорных точек;
- изготовление трансформированных (ортотрансформированных) изображений в указанных границах и формирование ортомозаики.

На рисунке 2 в качестве примера приведен фрагмент изготовленной ортомозаики, составленной из трансформированных изображений, полученных двумя смежными матрицами.

Визуальным критерием точности трансформирования является степень совмещения контуров местности по линии стыковки смежных матриц (перекрытия вырезаны), которая видна в левой части рисунка 2 как наклонная прямая, делящая изображение на две зоны, обусловленные различиями фотометрической чувствительности матриц.

Рисунок 3 иллюстрирует возможности технологии по локальному замещению участка, закрытого облаками на одном из снимков блока, тем же участком с другого снимка, полученного в другое время и свободного от облачности.

Всего было обработано около десяти различных съёмочных маршрутов и несколько их комбинаций, имеющих практически полное перекрытие (стереопокрытие). Совокупная оценка точности



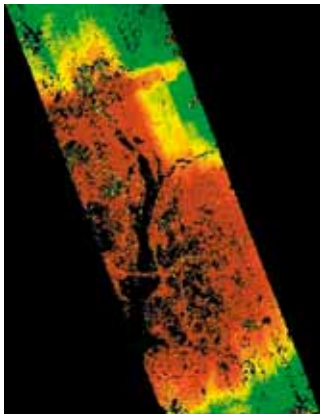
**рисунки 3.** Замещение облачности открытым участком с другого снимка

результатов обработки показала следующее:

- средняя квадратическая погрешность сшивки изображений смежных матриц или вставки фрагмента одного снимка в другой, рассчитанная по невязкам вычисленных координат связующих точек на местности, на разных съемочных маршрутах составила от 20 до 70 сантиметров. При этом проекция пикселя на местности имела длину стороны от 80 до 140 сантиметров;
- средняя квадратическая погрешность геодезической привязки блока трансформированных снимков, вычисленная по невязкам координат опорных точек, на разных съемочных маршрутах составила от 20 сантиметров до 3 метров в зависимости от количества опорных точек (от одной до десяти). При этом невязки между вычисленными и снятыми с геопривязанных изображений координатами контрольных точек составили, в зависимости от их количества (от одной до пяти), от полутора до пяти метров.

Следует отметить, что потенциальные возможности рассмотренной технологии не ограничиваются только трансформированием, сшивкой и вставкой фрагментов снимков, имеющих перекрытия. В ряде случаев могут иметь важное практическое значение и другие возможности.

Так, дополнительно в качестве эксперимента по маршрутам, составляющим стереопокрытия, были построены цифровые матрицы рельефа. На рисунке 4 представлен фрагмент одной из них в гипсометрической раскраске.



**рисунок 4.** Фрагмент гипсометрической матрицы рельефа

Эта цифровая матрица рельефа создана в автоматическом режиме без дополнительного редактирования с использованием параметров внешнего и внутреннего ориентирования каждого из перекрывающихся изображений, уточненных на этапе уравнивания измерительной информации. Здесь она призвана лишь проиллюстрировать потенциальные возможности технологии.

Кроме того, как дополнительная процедура была выполнена калибровка матриц оптоэлектронных преобразователей. Линейные смещения и угловые развороты каждой матрицы были откалиброваны в трех взаимно ортогональных плоскостях, включая фокальную плоскость.

На рисунке 5 показано откалиброванное положение нескольких матриц в фокальной плоскости. Поскольку смещения и развороты малы по сравнению с размерами самих матриц (рисунок 5а), то для наглядности на рисунке 5б углы разворота всех матриц увеличены в 25 раз. Видно, что две матрицы в левой части рисунка установлены с большей погрешностью, чем остальные.



а



б

**а** – реальные углы разворота матриц;

**б** – углы разворота увеличены в 25 раз.

**рисунок 5.** Результаты калибровки матриц оптоэлектронного преобразователя

Таким образом, рассмотренная технология фотограмметрической обработки космических снимков, имеющих перекрытия, показала:

- высокую точность сшивки отдельных снимков в ортомозаику, которая применительно к данным ДЗЗ, полученным космическим аппаратом «Ресурс-ДК», составила порядка 0,25-0,5 пикселя исходного цифрового изображения;
- точность геодезической привязки блока трансформированных снимков на уровне точности используемой топогеодезической опоры;
- возможность решения дополнительных задач, в частности создание цифровых матриц рельефа в зонах перекрытий снимков блока и калибровку параметров внутреннего ориентирования съемочных устройств.

## Список литературы

Бакланов А.И. Анализ состояния и тенденции развития систем наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2010. № 2 (22). С. 80-91.

Большаков В.Д., Гайдаев П.А. Теория математической обработки геодезических измерений. М.: Недра, 1977.

Лобанов А.Н. Фотограмметрия: Учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Недра, 1984.

Статья поступила в редакцию 08.12.2011 г.

## РАСЧЕТЫ ПАРАМЕТРОВ СОСТОЯНИЯ СРЕДЫ В ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КА «ФОБОС-ГРУНТ»

**В.П. Аристов\***

кандидат

физико-математических наук

dep103180@laspace.ru

V.P. Aristov

**М.Б. Мартынов\***

кандидат

технических наук

maxim.martynov@

laspace.ru

M.B. Martynov

*Показан процесс проведения исследований пневмогидравлической системы двигательной установки с использованием разработанного программно-алгоритмического обеспечения на основе математической модели с применением методов теории цепей. Приводятся результаты расчетов, которые предваряют испытания, проводимые с целью определения работоспособности двигательной установки при работе в эксплуатационном режиме.*

*Ключевые слова:*

*эквивалентная схема;*

*пневмогидравлическая цепь;*

*перепад давления;*

*расход рабочей среды.*

### Введение

В работе представлены расчеты по оценке гидродинамических параметров пневмогидравлической системы (ПГС) двигательной установки (ДУ), проведенные с применением методов теории цепей (Гликман Б.Ф., 1986), на основе которой разработана математическая модель и программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) (Аристов В.П. и др., 2011). Результаты расчетов ориентированы на использование их в качестве оценочного критерия при выборе конструктивных параметров ДУ на этапе проектирования и последующей проверки их соответствия техническим требованиям конструкторской документации при работе ДУ в эксплуатационном режиме в рамках обобщенной циклограммы, представляющей основные этапы функционирования ДУ в составе КА.

Расчеты с использованием ПАО, разработан-

## CALCULATION OF ENVIRONMENT'S PARAMETERS IN PNEUMOHYDRAULIC SYSTEM OF «PHOBOS-GRUNT» SC PROPULSION SYSTEM

**В.Ю. Ермаков\***

кандидат

технических наук

dep103180@laspace.ru

V.Y. Ermakov

**П.П. Теленев\***

dep103180@laspace.ru

P.P. Telepnev

*The article covers process of propulsion pneumohydraulic system studying using software and algorithms based on mathematical model and circuit theory procedures. Calculation outputs are given, which are preceding the tests aimed at definition of propulsion system operability during operation in servicing mode.*

*Key words:*

*equivalent circuit;*

*pneumohydraulic chain;*

*pressure drop;*

*operating environment rate.*

ного на основе предложенной математической модели, во многих случаях могут уменьшить объем дорогостоящих испытаний.

В процессе проведения расчетов в целях наглядности представления метода и результата расчетов формировалась упрощенная пневмогидравлическая цепь (ПГЦ) по соответствующей упрощенной эквивалентной схеме ПГС, в которой учитывались только наиболее существенные, с точки зрения авторов, структурные элементы.

В общем случае, приступая к исследованию при помощи разработанного ПАО объектов определенного класса, для оценки возможностей ПАО применительно к таким объектам расчеты по математической модели необходимо проводить для ПГС объекта, по которому уже имеются результаты испытаний. Если результаты расчетов достаточно хорошо согласуются

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

с результатами испытаний, то имеющуюся математическую модель можно использовать для приближенных расчетов ПГС объектов, аналогичных или близких к исследованному по своим техническим и физическим параметрам.

Разработанная математическая модель использовалась для ПГС КА «Фобос-Грунт». По этой модели проведены расчеты некоторых этапов испытаний ДУ «Фобос-Грунт» по эквивалентной схеме, соответствующей части ПГС ДУ, функционально задействованной в рассмотренных этапах испытаний. Проведено сравнение результатов расчетов с результатами испытаний.

### 1. Эквивалентная схема ПГС и структурный граф ПГЦ

Эквивалентные схемы ПГС, имитирующие структуру ПГС жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) КА и включающие в себя основные функциональные составляющие системы, представляются, по возможности, в упрощенном виде с целью исследования поведения системы при определенных переходных процессах, в частности для определения реакции системы на операцию открытия и закрытия клапанов при задействовании или отключении функций наддува от источников давления (напора) и выявления возможных при работе гидравлической арматуры в ПГС гидроударов. Функциональное состояние гидравлической арматуры, например клапанов двигателей, задается в соответствии с циклограммой их работы. Такая схема демонстрирует смысл функционального назначения изучаемой конструктивной системы и позволяет представить характер предполагаемых процессов, которые в ней могут происходить.

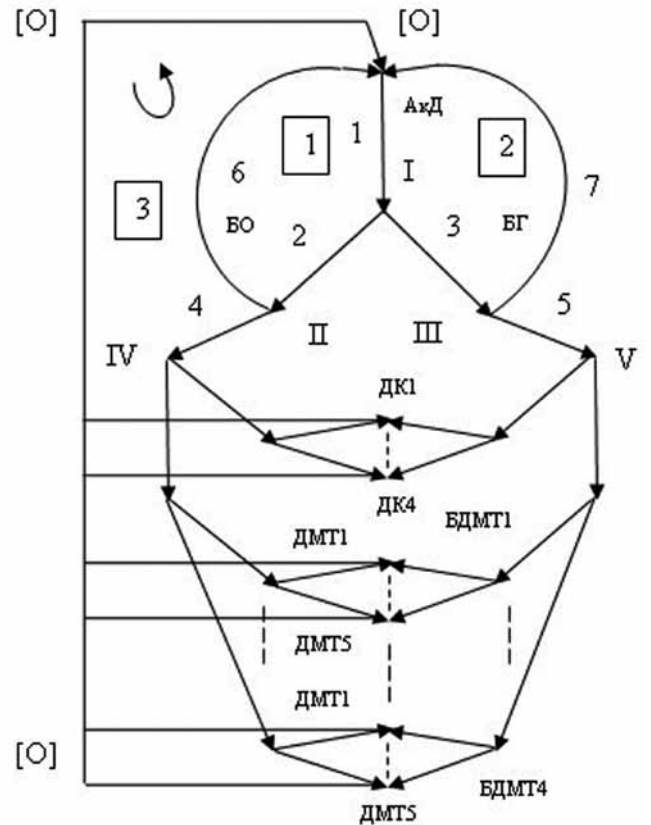


рисунок 1. Вариант «универсального графа» ПГЦ для «обобщенной модели» ДУ

Для проведения расчетов была сформирована эквивалентная схема по конструкторской документации для ПГС двигательной установки КА «Фобос-Грунт», по которой имеются результаты испытаний.

На рисунке 1 изображен универсальный структурный граф ПГЦ для схемы ПГС обобщенной модели ДУ, составленный по эквивалентной ПГЦ.

Структурный граф, вообще говоря, используется для разработки алгоритма расчета ПГС

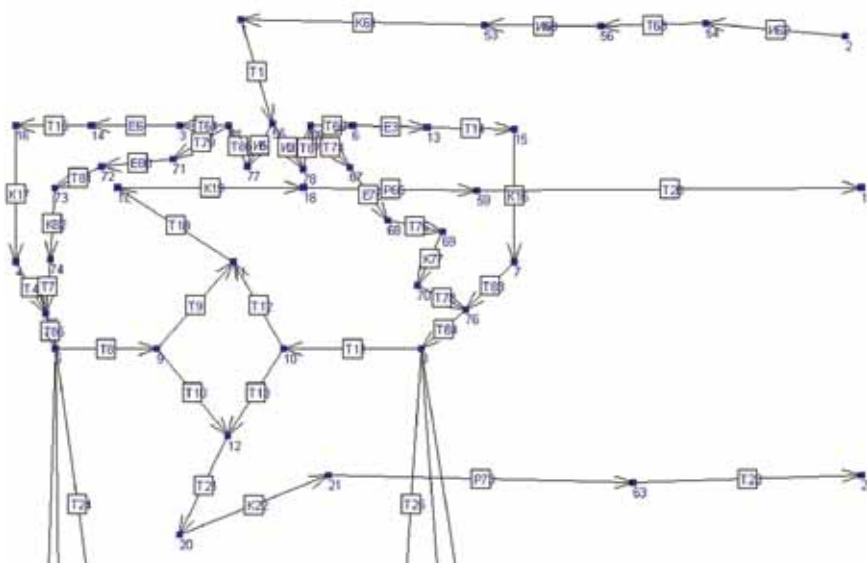
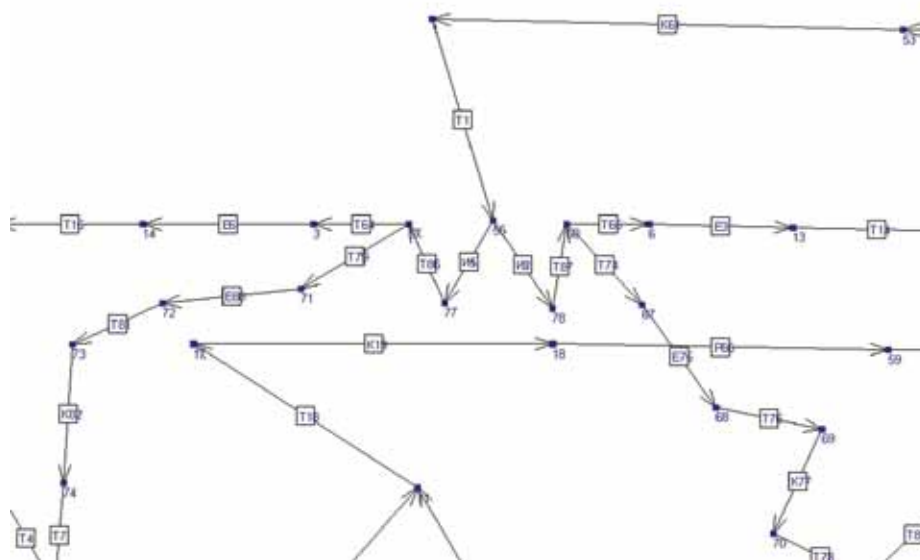


рисунок 2. Участок с источником постоянного давления и с баками расчетной эквивалентной схемы ПГС КА «Фобос-Грунт»



**рисунок 3.** Участок с баками из рисунка 2 в увеличенном масштабе

при формировании общей системы уравнений эквивалентной ПГЦ. Здесь структурный граф приводится для наглядного отображения топологии рассматриваемой ПГС взамен громоздкой эквивалентной схемы ПГС, часть которой представлена на рисунке 2, или, точнее, взамен столь же громоздкой эквивалентной ПГЦ. Для наглядности в структурном графе (рисунок 1) учитываются только один бак с окислителем – БО и один бак с горючим – БГ. Номера узлов – римские цифры, номера ветвей – арабские цифры, номера контуров – арабские цифры в рамке. АкД – аккумулятор давления, ДК – двигателя коррекции, БДМТ – блоки двигателей малой тяги.

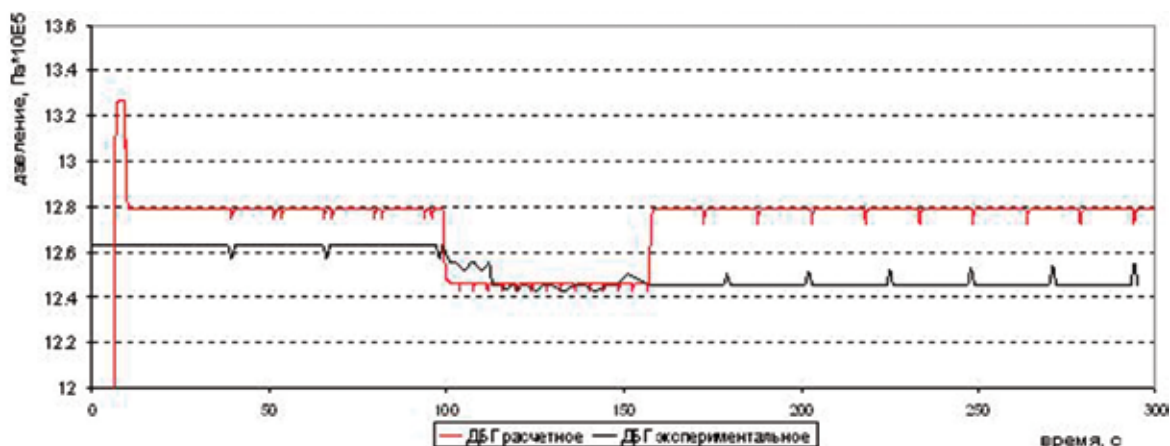
На рисунках 2, 3 приведены участки эквивалентной схемы, которая использовалась в расчетах по разработанной компьютерной программе, при расчетах для ПГС КА «Фобос-Грунт». В схеме приняты следующие обозначения: И – источник давления, К – клапан, Т – трубопровод, Из – сопротивление «изгиб», Р – сопротивление «резкое расширение», Е – ёмкость проточная.

Демонстрируемая расчетная эквивалентная схема ПГС формируется пользователем в интерактивном режиме при работе с программой, в процессе задания структуры ПГС и ввода исходных данных для проведения расчетов.

## 2. Результаты расчетов и сравнение с испытаниями

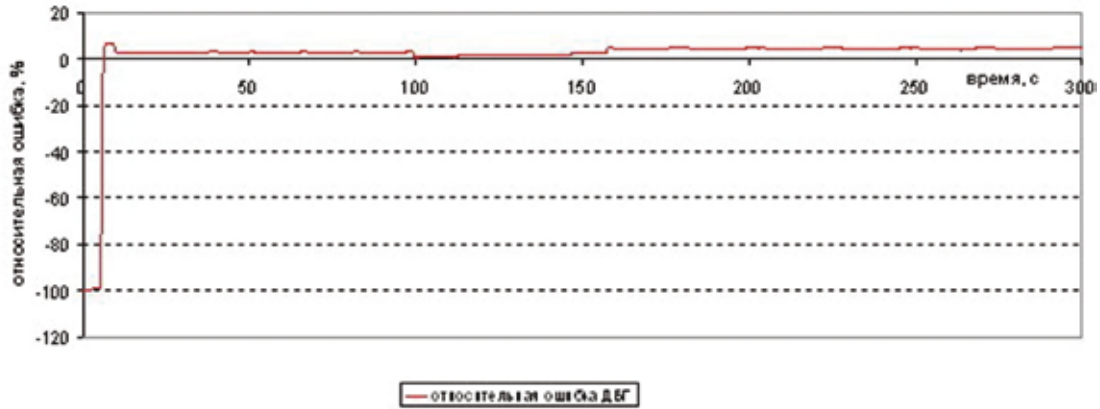
Расчеты с использованием разработанного ПАО были проведены с исходными данными, близкими к условиям в программе проведения некоторых этапов испытаний двигательной установки КА «Фобос-Грунт». В выбранных этапах испытаний функционально задействована часть ПГС ДУ «Фобос-Грунт».

Для демонстрации при выводе графиков по результатам расчетов использовались отдельные участки циклограмм с работающими клапанами, задействованными в расчетной эквивалентной схеме ПГС, часть которой приведена на рисунке 2. Несколько графиков, соответствующих двум сеансам испытаний, приведены на рисунках 4, 5 и 6, 7 для сеансов 2-1 и 3 соответственно.



**рисунок 4.** Зависимость давления в баках горючего от времени





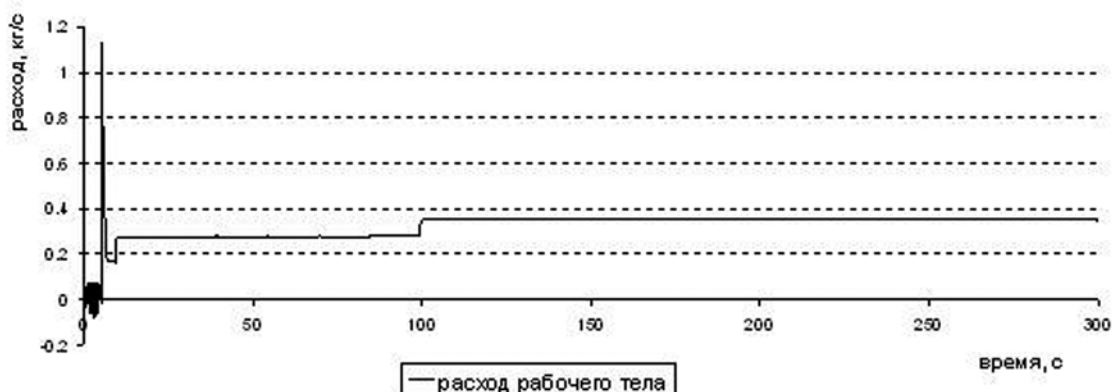
**рисунки 5.** Относительная ошибка ДБГ

Сравнение результатов расчетов с результатами испытаний показывает приемлемое совпадение по порядку величин и по характеру зависимости процесса от времени в целом, например, для давлений в баках. Отдельные несоответствия (рисунки 4), по-видимому, связаны с заданными начальными условиями для проведения расчета, о которых говорится ниже, а также с нестабильностями, такими как колебания, механическое движение, дросселирование в магистралях наддува (например, в обратных клапанах). При моделировании предполагалось, что редуктор дает на выходе постоянное давление, и функция наддува задавалась константой. По результатам же испытаний в магистралях наддува наблюдаются падения давления при включении двигателей малой тяги (ДМТ), что влечет за собой аналогичные скачки давления в баках.

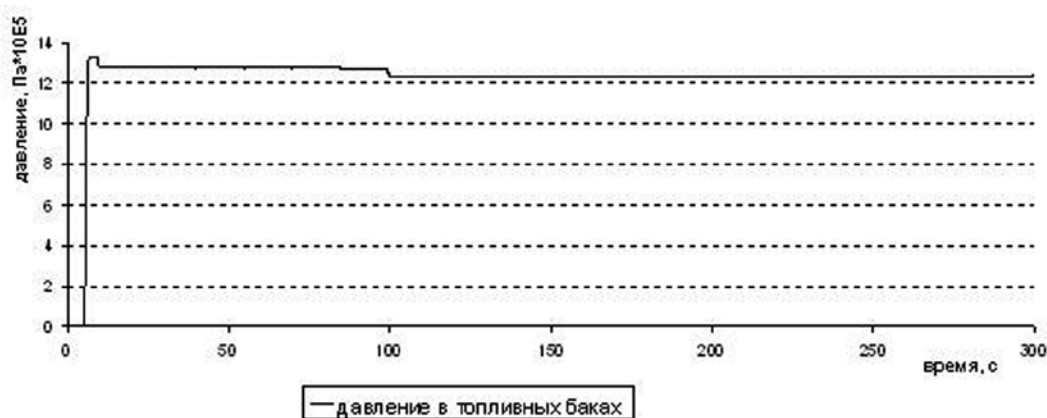
Относительная ошибка давления в баках горючего (ДБГ) показывает погрешность в значениях давления, полученных при расчете по программе, относительно данных, полученных экспериментально (рисунки 5). На протяжении почти всего интервала времени ошибка не превышает 10%. Большая ошибка на первых десяти секундах связана с принятым моделированием определенного «начального состояния» системы

в самом начале процесса, в моменты открытия клапана блока наддува (КБН) и магистральных клапанов (КМ), с целью отображения возможностей используемой программы. На рисунке 4 график по результатам испытаний соответствует сеансу испытаний, который начинается в момент, когда уже произведены наддув топливных баков и заполнение топливом магистралей, т.е. таково «начальное состояние» системы. График же по результатам расчетов приводится для расчета со следующими начальными условиями: принимается, что в баках с топливом отсутствует газовая «подушка»; в начале процесса осуществляется «быстрый» наддув баков, и далее процесс рассчитывается в соответствии с циклограммой сеанса испытаний.

Графики зависимости расчетного и экспериментального давления от времени в баках окислителя и в баках горючего показывают колебания давления в баках в моменты времени, соответствующие открытию и закрытию клапанов ДМТ, задействованных в рассматриваемых сеансах. Работу клапанов системы определяет циклограмма. Графики на рисунке 4 соответствуют сеансу, в котором задействованы восемь ДМТ. Небольшие пики на графиках соответствуют моментам открытия-закрытия клапанов четырех ДМТ, работающих в импульсном



**рисунки 6.** Зависимость расхода рабочего тела в ветви с источником напора от времени



**рисунк 7.** Зависимость давления в топливных баках от времени

режиме. «Провал» давления в период с 100-й по 160-ю секунду связан с одновременным открытием нескольких топливных магистралей, ведущих к другим четырем ДМТ (открыты клапаны четырех ДМТ на весь указанный период). В часть расчетной эквивалентной схемы, представленную на рисунке 2, входят клапаны для двух из восьми упомянутых ДМТ, это клапаны К19 и К22. Небольшая разница (приблизительно 0,2-0,3 ат) расчетного и экспериментального давлений для ДБГ на рисунке 4 в интервале с 0-й по 100-ю секунду и с 160-й по 300-ю секунду определяется, очевидно, заданными начальными условиями для проведения расчета и несоответствием исходных данных о давлении наддува баков горючего (ДНГ) при расчете – значениям ДНГ, реально задействованным в эксперименте. Оба этих несоответствия уже объяснялись выше.

Графики расхода рабочего тела и давления в топливных баках, соответствующие другому рассчитанному сеансу испытаний, приведены на рисунках 6 и 7.

Нестабильное состояние системы на первых 10 секундах расчета связано с неустановившимся течением рабочего тела в трубопроводах и ёмкостях топливных баков в моменты открытия клапана КБН и клапанов КМ (рисунки 6, 7). Едва заметные (в диапазоне всей шкалы) циклические пики колебаний на первых 100 секундах расчета связаны с открытием/закрытием клапанов двигателей ДМТ. Ступенька при 100 секундах на графиках соответствует одновременному открытию клапанов нескольких ДМТ на длительный период времени.

## Выводы

Разработан алгоритм расчета параметров состояния рабочей среды для пневмогидравлической цепи двигательной установки КА «Фобос-Грунт». Разработана программа для расчета общих закономерностей изменения перепадов

давления и расхода рабочей среды (параметров состояния среды) в ветвях и элементах цепи двигательной установки КА «Фобос-Грунт».

Проведены оценочные расчеты с применением разработанной программы по анализу состояния рабочей среды в пневмогидравлической цепи двигательной установки КА в зависимости от давления наддува. Результаты показывают практическую полезность данного программного продукта для решения задач расчета пневмогидравлических систем двигательных установок.

При использовании программы для решения задач определенного типа важно иметь возможность проверки модели (программы) путем сравнения с экспериментальными данными (с результатами испытаний) по системам, близким по своим конструктивным и функциональным характеристикам к исследуемым.

Основные задачи пользователя представляемой программы для получения объективных результатов в рамках приближений и допущений, использованных в математической модели для разработки программы, заключаются в следующем: первое – это задание достаточно точных значений физических параметров, а также подходящих исходных данных и начальных условий; второе – это задание достоверной структуры пневмогидравлической системы с точки зрения учета её основных функциональных элементов (устройств), влияющих на динамику процессов, происходящих в системе.

## Список литературы

Аристов В.П., Теленев П.П., Ермаков В.Ю., Скорогляд П.И. Расчет пневмогидравлической цепи для двигательной установки в интерактивном режиме // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 2. С. 40-45.

Гликман Б.Ф. Математические модели пневмогидравлических систем. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. 386 с.

*Статья поступила в редакцию 23.09.2011 г.*

## ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЕ ТЕНЗОРЕЗИСТОРЫ НА ОСНОВЕ МОНОСУЛЬФИДА САМАРИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИИ

## SPACECRAFT SEMICONDUCTING RESISTANCE STRAIN GAUGE BASED ON SAMARIUM MONOSULFIDE. STRAINING TRANSFORMATION



**Н.М. Володин\***,  
tenzo@laspase.ru  
**N.M. Volodin**



**Ю.Н. Мишин\***,  
аспирант,  
tenzo@laspase.ru  
**Y.N. Mishin**



**В.В. Каминский**,  
доктор  
технических наук,  
Физико-технический  
институт  
им. А.Ф. Иоффе РАН,  
Россия,  
г. Санкт-Петербург,  
vladimir.kaminski@  
mail.ioffe.ru  
**V.V. Kaminskiy**



**Ю.В. Захаров**,  
доктор технических  
наук, Московский ин-  
ститут радиотехники,  
электроники  
и автоматики  
(государственный  
технический  
университет),  
Россия, г. Москва,  
jjura@rambler.ru;  
**Y.V. Zakharov**

Рассмотрены теоретические основы преобразования измеряемой деформации чувствительными элементами тензорезисторов, выполненных из моносulfида самария и других полупроводников, в приращение электрического сопротивления. Приведены конкретные конструкции полупроводниковых тензорезисторов на основе моносulfида самария.

**Ключевые слова:** моносulfид самария; тензорезистор; деформация; датчик механических величин; электрическое сопротивление; тензочувствительность.

### Введение

Применение тензометрии на борту космических аппаратов затруднено высокой энергоемкостью и небольшим, требующим значительного усиления, выходным сигналом. Полупроводниковые тензорезисторы (ПТР) могли бы решить проблему тензометрических измерений в космосе, но дороговизна, а также большая и нелинейная зависимость метрологических ха-

The article covers transformation theory of measured deformation by means of resistance strain gauge sensitive elements, made of samarium monosulfide and other semiconductors, for incrementing of electrical resistance. Specific design of semiconducting resistance strain gauge based on samarium monosulfide is given.

**Key words:**  
samarium monosulfide;  
resistance strain gage;  
deformation;  
mechanical quantities sensor;  
electrical resistance;  
tensosensitivity.

рактеристик от температуры (Тензометрия в машиностроении. Справочное пособие, 1975) препятствуют широкому применению ПТР в практике измерений.

Существуют две области применения тензорезисторов (ТР), которые существенно различаются по требованиям, предъявляемым к измерительным преобразователям. Так, к ТР,

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

используемым для оснащения датчиков механических величин, предъявляются минимальные требования. Их не нужно градуировать – градуируется сам датчик; они могут иметь любую поперечную чувствительность, и даже зависимость сопротивления от температуры допустима, так как все тензодатчики используют мостовые схемы, а значит, и схемную компенсацию. Интегральное исполнение измерительных схем в этом случае не только допустимо, но и желательно. Применение ТР для измерения собственно деформации при прочностных испытаниях, напротив, требует самого строгого подхода к определению метрологических характеристик ТР, очень, к тому же, многочисленных. Градуировочная характеристика, ее воспроизводимость, нелинейность и гистерезис, температурная характеристика сопротивления, коэффициент тензочувствительности, ползучесть и зависимость всего перечисленного от температуры, – вот далеко не полный перечень характеристик, с которым приходится встречаться разработчику. Тензорезистор не может быть отградуирован, так как является одноразовым прибором и все его характеристики являются вероятностными, определенными для выборки из партии. Объем выборки влияет на точность определения среднего квадратического отклонения какой-либо характеристики от среднего значения. Большое количество характеристик и их зависимость от температуры (*Полупроводниковые тензодатчики*, 1965) требует трудоемких исследований, объем которых многократно возрастает при разработке новых ТР, может быть сокращен за счет использования новых методов расчета и прогнозирования.

## 1. Функция преобразования

Выходным сигналом ТР является изменение его электрического сопротивления, вызванное деформацией объекта, на который он установлен. Относительное изменение электрического сопротивления  $\frac{dR}{R}$ , вызванное относительной

деформацией  $\frac{dl}{l}$  тензоэлемента с коэффициентом Пуассона  $\mu$  выразится формулой

$$\frac{dR}{R} = (1 + 2\mu) \frac{dl}{l} + \frac{d\rho}{\rho}.$$

Приращение сопротивления за счет изменения геометрии тензоэлемента (первый член уравнения) невелико и не превышает  $2 \frac{dl}{l}$ . Основным

фактором, вызывающим изменение электрического сопротивления ПТР, является изменение его удельного сопротивления  $\frac{d\rho}{\rho}$  (второй член уравнения).

Учитывая большое число влияющих величин (гистерезис, ползучесть, температурную характеристику сопротивления, температурную зависимость чувствительности и др.), функцию преобразования деформации можно записать в виде

$$\varepsilon = \left( \frac{dR}{R} \right)_{\varepsilon} - \sum_{i=0}^n \left( \frac{dR}{R} \right)_i,$$

где  $\left( \frac{dR}{R} \right)_{\varepsilon}$  – относительное изменение сопротивления, вызванное измеряемой деформацией  $\varepsilon = \frac{dl}{l}$ ;

$\left( \frac{dR}{R} \right)_i$  – относительное изменение сопротивления, вызванное влияющей величиной  $i$ .

Высокий тензоэффект полупроводниковых материалов, который на два порядка выше, чем у металлов, нельзя объяснить только изменением подвижности электронов. Изменение удельного сопротивления германия и кремния за счет изменения подвижности можно вычислить по формуле

$$\frac{d\rho/\rho}{dV/V} = 2\gamma,$$

где  $dV/V$  – относительное изменение объема тензоэлемента;

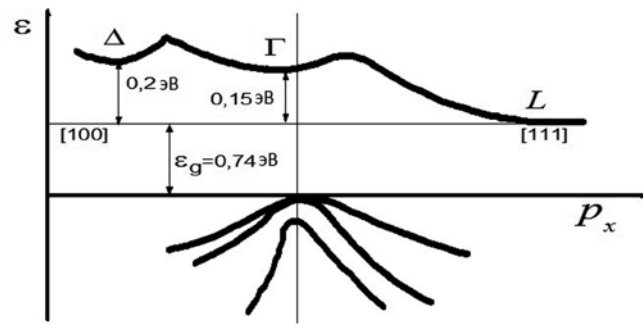
$\gamma$  – постоянная Грюнайзена, равная 1.4 для германия и 1.7 для кремния (*Клокова Н.П.*, 1990).

## 2. Тензоэффект в моносulfиде самария

Рассмотрим особенности тензорезистивного эффекта (*Каминский В.В. и др.*, 1979) в моносulfиде самария (SmS), выделяющие его на фоне классических тензочувствительных полупроводниковых материалов.

Концентрация электронов – носителей тока в зоне проводимости при нормальных температурах у полупроводников в  $10^5 - 10^6$  раз (у SmS в  $10^3$  раз) меньше, чем у металлов. Поэтому относительное изменение числа электронов проводимости  $n$ , вследствие изменения энергии Ферми в полупроводниках, в отличие от металлов, вносит заметный вклад в тензоэффект. Число электронов в зоне проводимости<sup>1</sup> экспоненциально зависит от температуры и ширины запрещенной

<sup>1</sup> Здесь мы будем рассматривать только полупроводники n-типа, так как SmS не обладает p-типом проводимости.

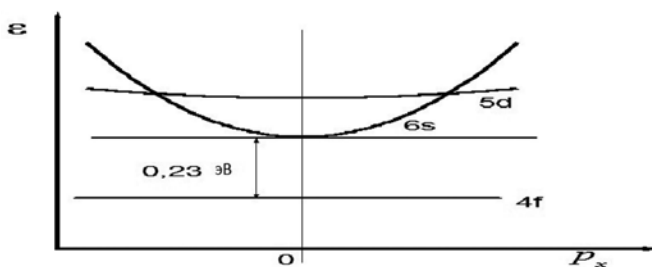


**рисунок 1.** Зонная структура Ge (L, Δ и Γ – три минимума зависимости  $\varepsilon(p)$  для электронов проводимости вдоль осей [100] (Δ), [111] (L) при  $p=0$  (Γ) по оси ординат – энергия, по оси абсцисс – проекции квазиимпульса на оси [100] и [111])

зоны или расстояния между энергетическими примесными уровнями и уровнем проводимости. При деформации происходит изменение глубины залегания этих энергетических уровней, и удельное сопротивление изменяется по экспоненциальному закону.

Классические полупроводники Ge и Si, а также ряд полупроводниковых соединений  $A^{III}B^V$  (InSb, GaSb, GaAs и др.) обладают высоким тензоэффектом. Однако зонная структура этих материалов многодолинна, т.е. в различных направлениях кристаллической решетки имеется по несколько энергетических минимумов зон проводимости (рисунок 1).

Эффективные массы электронов проводимости, движущихся по различным направлениям кристаллической решетки, отличаются друг от друга, и подвижность их различна. В SmS многодолинность отсутствует (рисунок 2), и электроны проводимости, движущиеся по различным кристаллографическим направлениям, имеют одинаковую эффективную массу и подвижность.



**рисунок 2.** Зонная структура SmS (дно зоны проводимости образовано 6s-состояниями иона самария; роль валентной зоны играют локализованные 4f-состояния ионов самария; концентрация  $1,8 \cdot 10^{22} \text{ см}^{-3}$ )

Это связано с тем, что дно зоны проводимости образовано сферическими симметричными 6s-состояниями. Уровень Ферми в SmS стехиометрического состава лежит вблизи дна зоны проводимости, так что электроны не попадают

при  $T < 500 \text{ K}$  в лежащую выше 5d-подзону зоны проводимости.

Многодолинность зон проводимости и анизотропия подвижности электронов проводимости приводит к резкой анизотропии тензорезистивного эффекта по различным кристаллографическим осям. Анизотропия тензоэффекта происходит в результате того, что при несимметричной деформации кристалла (например, растяжении в направлении [111] и сжатии в перпендикулярном к нему направлении из-за коэффициента Пуассона) сближаются различные энергетические минимумы зон проводимости и электроны перетекают с различными подвижностями с одного энергетического минимума в другой. Соответственно, в этом направлении изменяется и проводимость

$$\frac{\Delta\sigma}{\sigma} = \frac{\Delta n_z (u_{\perp} - u_{\parallel})}{n_0 (u_{\perp} + u_{\parallel})}, \quad (1)$$

где  $\Delta n_z$  – число перетекающих электронов;  
 $n_0$  – общее число электронов проводимости;  
 $u_{\parallel}$  и  $u_{\perp}$  – подвижности электронов при параллельном и перпендикулярном направлениях деформации и электрического напряжения.

В формулу (1) входят члены, нелинейно зависящие от деформации. Поэтому для классического полупроводника зависимость  $\sigma$  от деформации будет нелинейной. Для SmS  $\Delta\sigma/\sigma = \Delta n/n_0$ , что обеспечивает линейность изменения логарифма электропроводности с деформацией (здесь  $n \neq n_0$ , это концентрация электронов в зоне проводимости). В то же время выходной сигнал с тензорезистора, включенного по мостовой схеме, пропорционален как раз логарифму изменения его электросопротивления. Это приводит к высокой степени линейности выходного сигнала с тензодатчиков на основе SmS.

### 3. Преимущества SmS

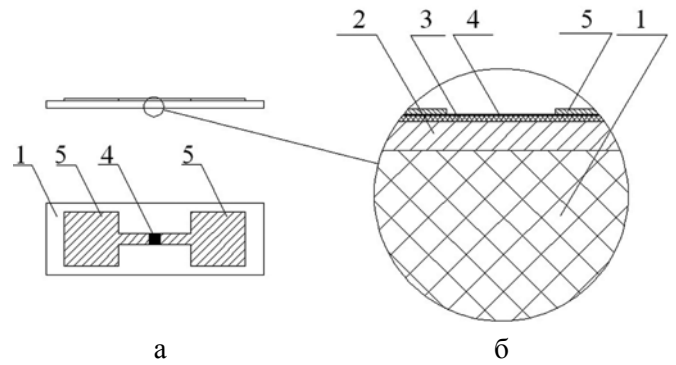
Высокая степень линейности характеристик SmS по сравнению с Ge и Si с очевидностью

следует из сравнения зонных структур полупроводников, представленных на рисунках 1 и 2. У SmS отсутствуют причины для возникновения нелинейности зависимостей электропроводности от температуры и деформации, связанные со сложностью зонных структур у классических полупроводников.

Таким образом, в основе преимуществ SmS в сфере эксплуатации датчиков и их производства лежит уникальная электронная зонная структура этого полупроводника. Она имеет три основных особенности (Володин Н.М. и др., 2011), проявляющиеся в свойствах SmS:

1. Дно зоны проводимости образовано состояниями s-типа, сферическая симметрия которых приводит к изотропности всех эффектов, связанных с повышением концентрации электронов проводимости.
2. 4f-электроны ионов самария образуют локализованные состояния, которые находятся в запрещенной зоне на оптимальном расстоянии от дна зоны проводимости (0.23eV) и играют роль доноров с необычайно большой концентрацией  $1.8 \cdot 10^{22} \text{ см}^{-3}$ , недостижимой в других полупроводниках. Кроме того, 4f-уровни обладают большим барическим сдвигом,  $\sim 0.15 \text{ meV/MPa}$ . Все это приводит к возникновению фазового перехода полупроводник–металл при механических воздействиях и рекордно большим величинам тензорезистивного эффекта в SmS.
3. Валентная зона отстоит достаточно далеко от зоны проводимости (2.3 eV), и поэтому не участвует в явлениях электропереноса, а также не оказывает влияния на используемые в тензорезисторных датчиках эффекты, связанные с переходами электронов между 4f-уровнями и зоной проводимости. Кроме того, широкая запрещенная зона полупроводника является одной из предпосылок термо- и радиационной стойкости.

Моносульфид самария обладает широкой областью гомогенности – от SmS до  $\text{Sm}_{1.17}\text{S}$ , в пределах которой его электрические свойства изменяются от полупроводниковых до полуметаллических. Это свойство может быть важнейшим для практического применения, так как изменением режимов испарения и конденсации можно легко получать халькоген самария в указанной выше области, при этом тензочувствительность, сопротивление и температурный коэффициент линейного расширения (ТКЛР) возрастают с приближением к составу SmS и уменьшаются с приближением к  $\text{Sm}_{1.17}\text{S}$ . Кроме того, если конденсация и испарение происходят при недостаточно высоком вакууме, может



**а** – главный вид и вид сверху; **б** – увеличенный фрагмент.

**рисунк 3.** Конструкция тензорезистора на основе SmS

происходить частичное замещение серы кислородом, который также является халькогеном. В этом случае может конденсироваться полудиэлектрик, а тензочувствительность, температурный коэффициент сопротивления (ТКС) и сопротивление возрастают. Существуют чисто конструктивные способы изменения сопротивления, и в то же время три упомянутых параметра хорошо коррелируют при различных режимах пыления.

#### 4. Термнезависимые тензорезисторы

Получение независимых от температуры ТР является важнейшей задачей в тензометрии. Температурная зависимость сопротивления наклеенного ТР описывается формулой

$$\left(\frac{dR}{R}\right)_t = \alpha \cdot dt + K \cdot (\beta_m - \beta_T) \cdot dt,$$

где  $\left(\frac{dR}{R}\right)_t$  – относительное изменение сопротивления от температуры;

$\alpha$  – ТКС ТР;

$\beta_m$  – ТКЛР материала, на который наклеен ТР;

$\beta_T$  – ТКЛР тензочувствительного материала;

$K$  – коэффициент тензочувствительности,

$$K = \frac{dR}{R} / \frac{dl}{l}.$$

В термокомпенсированном ТР  $\left(\frac{dR}{R}\right)_t = 0$ , тогда

$$\beta_m = \beta_T - \frac{\alpha}{K}.$$

У моносульфида самария  $\beta_T = 12 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ , следовательно, для ТР, термокомпенсированного на материале с ТКЛР,  $\beta_m = 12 \cdot 10^{-6} - \frac{\alpha}{K} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ .

Рассмотрим два крайних случая теплового расширения известных конструкционных материалов:  $\beta_m = 0$  (некоторые композитные материалы) и  $\beta_m = 50 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$  (оргстекло).

Для первого случая  $\frac{\alpha}{K} = 12 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ , для

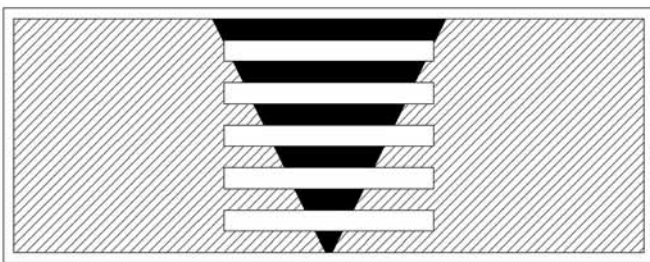
второго  $\frac{\alpha}{K} = -38 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ . Таким образом, получив новую партию ТР и определив коэффициент тензочувствительности, можно сразу вычислить как собственный ТКС тензоэлемента, так и ТКЛР материала, на котором ТР будет термокомпенсирован.

Здесь показана, может быть, наиболее важная сторона новых тензорезисторов – их возможная независимость от температуры. У изготовителя-разработчика всегда есть выбор: или максимальный коэффициент тензочувствительности, или практически «нулевой» ТКС.

## 5. Полупроводниковые ТР на основе моносulfида самария

На рисунке 3 представлена конструкция одного из первых ПТР.

На подложке 1, выполненной из лака ВЛ-931, расположен константановый носитель 2, имеющий форму гантели, – две прямоугольные площадки, соединенные рабочей нитью. На всей площади носителя осажден разделительный диэлектрик 3 из монооксида кремния (SiO). На диэлектрике сформирована тензочувствительная поликристаллическая пленка моносulfида самария (SmS) – 4 и контактные площадки из никеля (Ni) – 5. Размер прямоугольных (здесь – квадратных) площадок, на которых сформированы контакты ТР, –  $1.5 \times 1.5 \text{ мм}^2$ , толщина носителя 0.008 мм, длина рабочей нити 2 мм, ширина – 0.3 мм. Толщины: диэлектрической пленки – 0.015 мм; тензочувствительной пленки – 0.0005 мм; никелевой контактной площадки – 0.015 мм; лаковой подложки –  $0.02 \div 0.03 \text{ мм}$ . Рабочая (незашунтированная) часть тензочувствительной пленки размером  $0.3 \times 0.3 \text{ мм}^2$  расположена в средней части нити.



**рисунк 4.** Общий вид многонитевого тензорезистора

На рисунке 4 изображен многонитевой ТР. На полимерной подложке расположен носитель, полученный с помощью литографии из тонкой металлической фольги. Он представляет собой две площадки, соединенные узкими нитями. На носителе, повторяя его контур, конденсируются разделительная диэлектрическая пленка, моносulfид самария и через маску – контактные

площадки. На нитях остаются незашунтированные участки моносulfида самария, которые и являются ТР. На рисунке изображен шестинитевой ТР, причем на каждой нити сформирован ТР другой длины. В итоге получаем шесть ТР, разного сопротивления, соединенных параллельно. Нити можно обрывать после наклейки, для того чтобы получить необходимое электрическое сопротивление.

Рассмотренные (рисунки 3 и 4) типы ПТР не являются единственно возможными. В тензометрии применяется очень большое количество типов ТР, различающихся по габаритам, сопротивлению, области применения, назначению и т.д. Здесь были рассмотрены наиболее пригодные для прочностных испытаний КА.

## Заключение

Обычно испытания на прочность КА проходят на Земле. Недопустимы как ослабление конструкции, так и её утяжеление. Испытатели, с большим или меньшим приближением к реальности, стремятся создать нагрузки, действующие на КА при выведении на орбиту. И, конечно, бесценной была бы информация о напряженном состоянии конструкции, измеренная в реальных условиях. Металлические тензорезисторы не позволяли это сделать и из-за большой энергоемкости, и из-за малого выходного сигнала, полупроводниковые ТР улучшают на два порядка обе характеристики. Впервые открывается возможность для проведения летных прочностных испытаний КА.

Датчики механических величин, оснащенные ПТР на основе SmS, меньше по габаритам и весу, потребляют мало энергии, обладают очень большим выходным сигналом, работают в широком температурном диапазоне и в условиях космической радиации.

## Список литературы

Володин Н.М., Каминский В.В., Мишин Ю.Н. Тензометрия на основе редкоземельных полупроводников в космических аппаратах (КА) // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 5. С. 51-56.

Каминский В.В., Голубков А.В. Пьезосопротивление полупроводникового сульфид самария // Физика твердого тела, 1979. Т. 21, вып. 9. С. 2805-2807.

Клокова Н.П. Тензорезисторы: Теория, методики расчета, разработки. М.: Машиностроение, 1990. С. 224.

Полупроводниковые тензодатчики (перевод с английского) / Под ред. М. Дина. М., Л.: Энергия, 1965. С. 216.

Тензометрия в машиностроении. Справочное пособие / Под ред. канд. техн. наук Р.А. Макарова. М.: Машиностроение, 1975. С. 288.

Статья поступила в редакцию 06.12.2011 г.

## ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ОПТИМАЛЬНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ УТОЧНЕНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

## APPLICATION OF MEASUREMENTS OPTIMUM FILTERING METHOD FOR SC ORBITS' DETERMINATION AND PREDICTION



*А.И. Назаренко,  
профессор,  
доктор технических наук,  
научно-технологический центр «КОСМОНИТ»,  
г. Москва,  
anazarenko32@mail.ru  
A.I. Nazarenko*

*В статье излагаются результаты применения развитого автором метода оптимальной фильтрации измерений для определения времени и места входа КА «Фобос-Грунт» в плотные слои атмосферы. В качестве измерений используются т.н. двухрядные элементы орбиты (TLE) Американской системы контроля космического пространства.*

*Ключевые слова: определение орбиты; прогноз движения; Фобос-Грунт; вход в атмосферу.*

### Введение

В первые годы освоения космического пространства возникла потребность определения времени существования спутников еще перед их запуском, на стадии проектирования (*King-Hele D.G.*, 1964). В дальнейшем эта задача привлекала внимание специалистов в связи со случаями падения больших опасных спутников, например, Скайлэб, Космос 954, Космос 1402, Салют 7/ Космос 1686 и др. (*Re-Entry of Space Debris*, 1985; *The Reentry of Salyut7/Cosmos-1686*, 1991).

Особенность большинства опасных падений — это отсутствие связи со спутниками и возможности управления ими. В этих условиях единственным источником исходных орбитальных данных для решения рассматриваемой задачи являются Российская и Американская системы контроля космического пространства (СККП). Эти системы созданы в интересах соответствующих военных ведомств, и доступ к информации систем контроля является ограниченным. Тем не менее, на сайте Американской СККП (<http://www.space-track.org>, 2012) регулярно и оперативно обновляются орбитальные данные по многим спутникам в форме т.н. двухрядных

*The article covers outcome of method, developed by the author, for the optimal filtering of measurements aimed at determination of time and place of «Phobos-Grunt» SC reentry. So-called Two-line orbit elements (TLE) of American space control system are used as measurements.*

*Key words:  
orbit at determination;  
motion prediction;  
Phobos-Grunt;  
atmospheric entry.*

элементов (TLE).

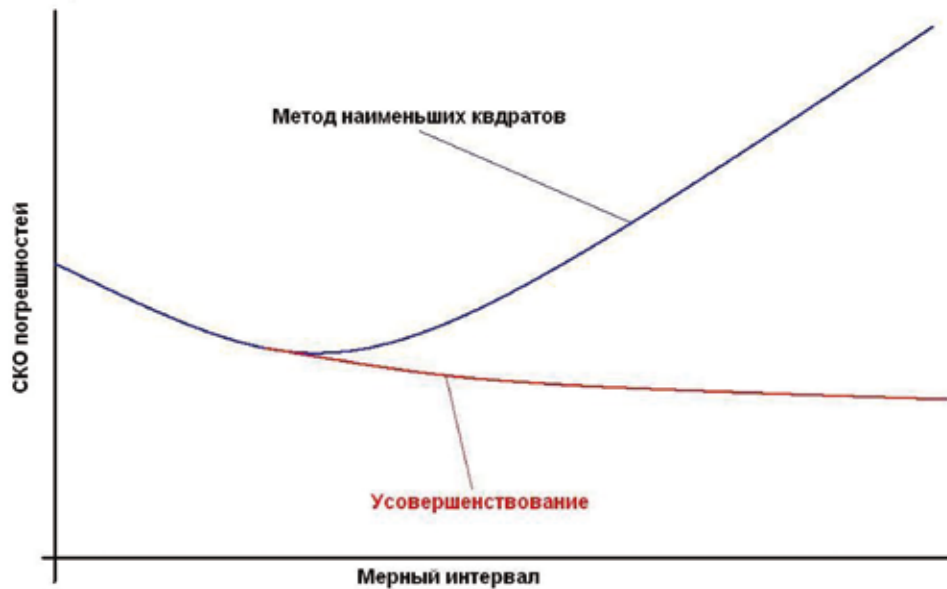
Методика решения рассматриваемой задачи основана на интегрировании уравнений движения при известных начальных условиях (НУ), состоящих из 6-мерного вектора состояния и оценки параметра торможения. В качестве параметра торможения используются разные характеристики. Наиболее популярными являются оценка баллистического коэффициента ( $S_b$ ) и изменение периода под действием атмосферы за виток ( $\Delta T$ ).

Особенностью решения рассматриваемой задачи является чувствительность результатов к точности исходной характеристики торможения. Дело в том, что время существования спутников обратно пропорционально характеристике торможения  $t_{life} \approx C/S_b$ , где  $C$  — некоторая константа (*Назаренко А.И., Скребушевский Б.С.*, 1981). Отсюда следует важная зависимость для оценок погрешностей определения времени существования, которые пропорциональны времени существования

$$\delta t_{life} \approx \frac{\delta S_b}{S_b} \cdot t_{life}.$$

Многочисленные исследования показали, что в





**рисунок 1.** Зависимость точности оценок МНК от мерного интервала

большинстве случаев СКО относительных погрешностей определения характеристик торможения в начальный момент времени и на интервале прогноза составляют 10-15%. Этот уровень погрешностей остается неизменным в течение последних 30 лет. Поэтому при расчете времени существования за 1 сутки СКО определения времени падения составляет обычно 2-3 часа. При прогнозе на 1 виток соответствующая погрешность обычно находится в диапазоне  $\pm 15$  мин. В ряде случаев погрешности могут быть и больше.

Проблема повышения точности прогноза движения спутников актуальна не только для определения времени их существования, но и в интересах ряда других задач – предсказания столкновений спутников, каталогизации мелкого космического мусора, навигации и др. Обязательным требованием для минимизации погрешностей прогноза является *использование той же модели движения спутников, которая применялась в процессе определения начальных условий по измерениям*. В большинстве случаев это условие не выполняется, так как задачи прогноза и определения НУ *решаются в разных организациях*. Для выполнения упомянутого условия некоторые специалисты разработали собственные методики и программы для уточнения НУ по доступным измерениям, в качестве которых обычно используются упомянутые выше TLE.

Для определения (уточнения) НУ по измере-

ниям традиционно используется метод наименьших квадратов – МНК (Least Square Technique). Этот метод разработан 200 лет назад, когда искусственных спутников еще не было. Характерной особенностью движения околоземных ИСЗ является существенное влияние возмущающих факторов, оценка которых не поддается математическому описанию с необходимой точностью. Типичный пример такого рода возмущений – торможение в атмосфере, величина которого пропорциональна произведению реального баллистического коэффициента на плотность атмосферы. Основная трудность учета этих факторов при прогнозе заключается в их непредсказуемом изменении во времени. При использовании МНК влияние возмущающих факторов проявляется в необходимости выбора оптимального, т.н. мерного интервала, т.е. времени, на котором расположены используемые измерения. Зависимость погрешностей оценок с использованием МНК от величины мерного интервала схематично представлена на рисунке 1. Исследования показали, что значение оптимума зависит не только от величины торможения, но и от точности измерений и их количества. На практике обычно этот интервал определяется из опыта и задается постоянным для конкретных типов спутников.

В процессе падения спутников торможение сильно меняется, поэтому меняется и оптимальный мерный интервал. В большинстве случаев

**таблица** – СКО остаточных временных невязок по времени (сек) при использовании МНК и метода оптимальной фильтрации измерений (ОФИ)

метод	номера измерений на мерном интервале						
	k-6	k-5	k-4	k-3	k-2	k-1	k
МНК	-	-	0.315	0.712	0.669	0.789	<b>0.394</b>
ОФИ	18.749	14.785	11.460	7.799	5.534	1.751	<b>0.081</b>

учесть это изменение в процессе обработки измерений с использованием МНК в реальных условиях не удастся.

Таким образом, имеющийся уровень погрешностей определения времени существования спутников обусловлен непредсказуемыми вариациями торможения на интервале обработки измерений и при прогнозе, а также невозможностью корректного учета этих вариаций в методе наименьших квадратов.

## 1. Усовершенствование методики определения начальных условий и прогноза движения

Основы усовершенствованной методики опубликованы автором почти 40 лет назад (Назаренко А.И., Маркова Л.Г., 1973). В 70-х годах эта методика была реализована в Российском центре космического пространства для определения и прогнозирования орбит низких спутников (Nazarenko A.I., 1991). В дальнейшем эта методика была усовершенствована (Nazarenko A.I., 1998; Nazarenko A.I., 2007; Назаренко А.И., 2010). Характерной особенностью развитой методики является учет статистических характеристик атмосферных возмущений на интервале обработки измерений и при прогнозировании движения. Этот учет проявляется в существенно ином (по сравнению с МНК) поведении остаточных невязок между измеренными и уточненными параметрами орбиты на мерном интервале (таблица). Пример относится к обработке TLE по ракете, которая отделилась от КА «Фобос-Грунт» при запуске (международный № 11065В).

Из таблицы видно, что при использовании метода ОФИ остаточные невязки очень сильно меняются на мерном интервале. Основной эффект

применения метода ОФИ заключается в повышении точности определения орбиты в последней точке мерного интервала, т.е. в момент получения НУ для прогноза. В данном случае снижение уровня остаточных невязок является почти пятикратным. При этом оценка 0.081 сек. соответствует ожидаемым погрешностям исходных TLE (порядка 500 м вдоль орбиты). Физический смысл данного эффекта в том, что исходная измерительная информация не «размазывается» равномерно, а концентрируется в окрестности последней точки мерного интервала.

В достаточно общем виде сравнительные характеристики точности метода ОФИ опубликованы в (Nazarenko A.I., 2009) и (Назаренко А.И., 2010). Рассмотрены три подхода к оценке вектора состояния, отличающихся способом учета мешающих параметров (например, торможения в атмосфере):

1. *Без учета мешающих параметров.* В процессе оценки вектора состояния влияние мешающих параметров не учитывается.

2. *Параметризация.* Вектор мешающих параметров вводится в состав *расширенного* вектора состояния и затем применяется МНК.

3. *Без параметризации (оптимальная фильтрация измерений).* Априорная корреляционная матрица мешающих параметров используется для «взвешивания» измерений без расширения вектора состояния. Влияние мешающих параметров учитывается путем их объединения с ошибками измерений, и затем применяется метод максимального правдоподобия.

Отношение СКО мешающих параметров к СКО погрешностей измерений имеет смысл отношения сигнал/шум. В результате проведенного анализа установлены сравнительные соотношения между погрешностями оценок вектора состояния при использовании различных методов уточне-



**рисунок 2.** Зависимость погрешностей от уровня шумов при применении различных методов обработки измерений

ния начальных условий по изменениям. Результаты анализа представлены на рисунке 2.

Из рисунка видно, что при любом уровне возмущений наилучшую точность обеспечивает метод оптимальной фильтрации измерений. Целесообразность применения МНК без расширения или с расширением вектора состояния зависит от уровня возмущений. Существует уровень малых возмущений, при котором более выгодно применять МНК без расширения вектора состояния. Однако и в этом случае погрешности больше, чем при использовании оптимальной фильтрации измерений (непараметрического подхода). Непараметрический подход является перспективным направлением повышения точности определения и прогнозирования орбит; в процессе его применения необходимо учитывать статистические характеристики случайных возмущений.

На основе метода ОФИ была разработана компьютерная программа для определения НУ по исходным TLE и прогнозирования движения спутников до точки входа в плотные слои атмосферы. Кроме того, для более полного сравнительного анализа результатов разработана программа уточнения вектора состояния с использованием МНК. В обоих случаях вектор состояния включал проекции радиуса-вектора ( $R$ ) на оси инерциальной геоцентрической системы координат, соответствующие компоненты вектора скорости ( $V$ ) в заданный момент времени  $t$  и оценку баллистического коэффициента  $S_b$ .

Технология расчета времени и места входа спутников в плотные слои атмосферы состоит из следующих операций.

1. Регулярное скачивание исходных TLE из сайта <http://www.space-track.org>.
2. Пересчет TLE в оценки  $(t,R,V)$  с помощью специальной программы, основанной на Американской модели движения SGP4. Результаты записываются в соответствующий

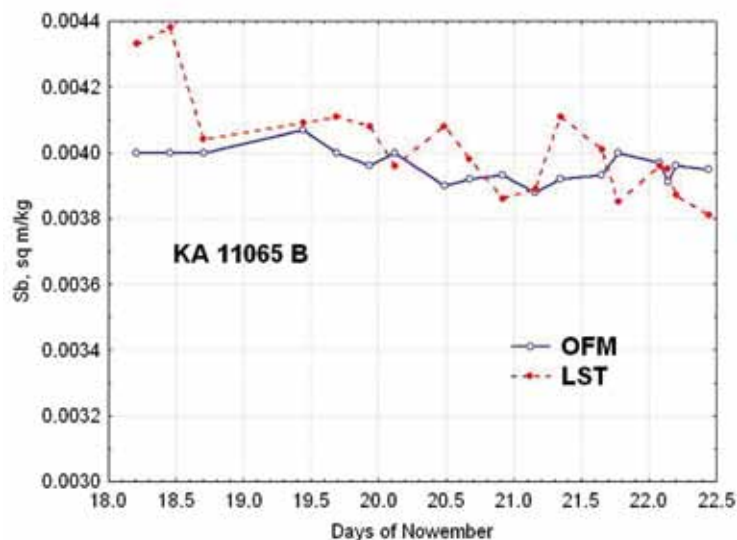
выходной файл этой программы.

3. Обработка оценок  $(t,R,V)$  с помощью метода наименьших квадратов (LST). Мерный интервал – пять наборов TLE. Применяется численный прогноз с учетом динамической модели атмосферы и зональных гармоник до 8-го порядка.
4. Обработка оценок  $(t,R,V)$  с помощью метода оптимальной фильтрации измерений. Мерный интервал – семь наборов TLE, «взвешивание» которых производится с учетом атмосферных шумов. Используется упомянутая в п. 3 модель движения спутников.
5. Прогнозирование движения на основе результатов уточнения до момента достижения высоты 80 км (reentry time). Используется тот же прогноз.

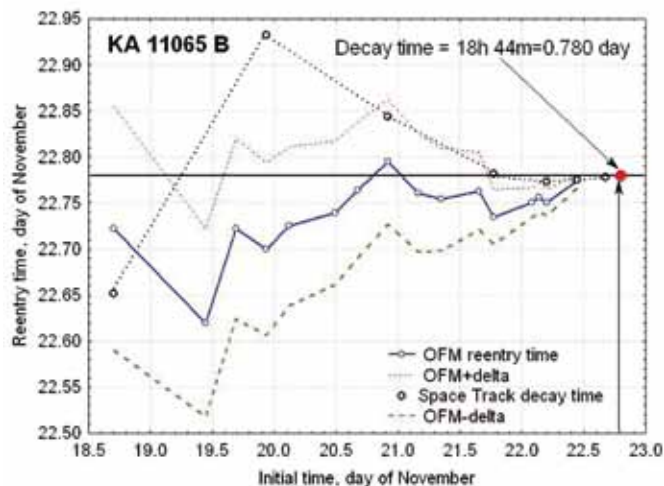
Из перечня операций видно, что на данном этапе технология не является автоматизированной. Естественно, это замедляет процесс вычислений. Тем не менее, уточнение начальных условий и прогноз движения до точки входа выполняются достаточно быстро – в большинстве случаев менее чем за 10 сек. Используемая здесь программа оптимальной фильтрации измерений ранее испытывалась на модели и по реальной информации, относящейся к спутникам с высотой более 300 км. Соответствующие материалы представлены на нашем сайте «satmotion.ru» в разделе «Модели движения спутников». Испытания по сгорающему спутнику проведены впервые, поэтому в процессе работы некоторые параметры программы были скорректированы.

## 2. Определение времени и места входа в плотные слои атмосферы ракеты 11065B

На рисунке 3 представлены оценки баллистического коэффициента, полученные двумя упо-



рисунк 3. Оценки баллистического коэффициента



**рисунки 4.** Оценки времени падения и входа в плотные слои атмосферы

мянутыми методами на последнем перед падением 4-суточном интервале.

Из сравнения этих двух видов оценок видно, что при использовании МНК (LST) оценки более подвержены влиянию случайных погрешностей. Во втором случае они меняются более плавно. Этот вывод согласуется с оценками СКО остаточных временных невязок на момент уточнения, представленными в таблице.

Результаты определения времени входа спутника 11064В в плотные слои атмосферы представлены на рисунке 4. Для точки входа получены следующие результаты:

Время входа 22 ноября 18 ч. 34 мин. (UT)  
 Долгота 108.33°  
 Широта 19.70°

Это время отличается от объявленного американцами времени падения (18 ч. 44 мин.) всего на 10 мин., что свидетельствует о высокой точности прогноза движения спутника на интервале 5.5 витков (около 8 ч.).

Координаты точки входа также хорошо согласуются с американскими данными: долгота 133°, широта -14° (это район пересечения экватора при движении спутника с севера на юг).

### 3. Определение времени и места входа в плотные слои атмосферы КА «Фобос-Грунт» (11065А)

На сайте автора «satmotion.ru» ежедневно обновлялись данные о прогнозных значениях времени падения обоих объектов, связанных с запуском КА «Фобос-Грунт» (11025А и 11025В). На рисунке 5 приведены некоторые из этих результатов, полученные перед падением спутника 11025А.

Здесь представлены семь расчетных точек входа, которые получены на основе уточнения параметров орбиты на мерном интервале, предшествовавшем каждому из семи наборов TLE, доступных в Space Track 15 января. Пос-

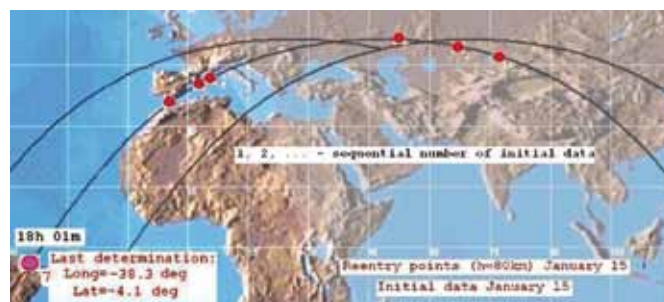
ледний набор TLE (№ 7) привязан к времени 11015.63163414. Результаты прогноза по исходным данным в этой точке:

Время входа (высота 80 км): 18 ч. 1 мин. (UT) ±10 мин.

Долгота расчетной точки 321.7°

Широта расчетной точки -4.1°

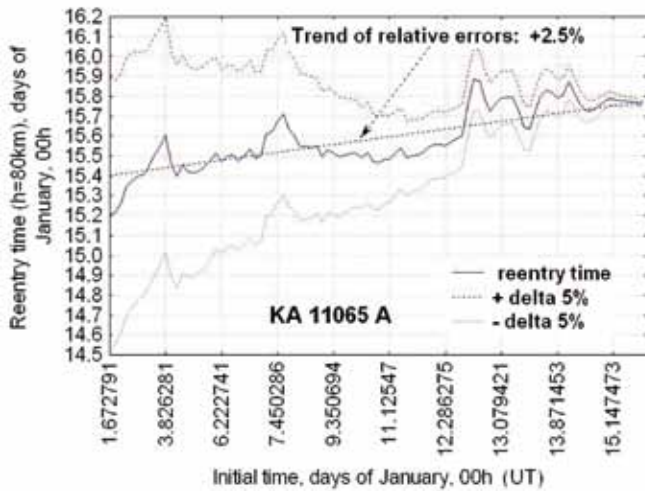
На рисунке 6 представлены оценки времени



**рисунки 5.** Результаты определения места входа КА в плотные слои атмосферы по данным за 15 января

падения при различных НУ. Рассмотрены все результаты с начала 2012 года. Разброс оценок на полумесячном интервале составил 16 часов. Вечером 15 января при подготовке изложенных выше результатов автор не знал, что несколько позже на сайте SpaceTrack появятся TLE № 8 для следующего витка, привязанного к моменту времени 11015.691712 (№ 8). Эти данные не были учтены в расчетах до падения спутника. Поэтому в дальнейшем расчеты были продолжены. Последующие расчеты показали, что результаты прогнозов из точек № 7 и № 8 являются противоречивыми. По материалам детального анализа сделан вывод, что по данным TLE в точке № 8 орбита искажена примерно на 4 км по высоте.

Вывод о возможной недостоверности последних перед падением TLE согласуется с отсутствием американских данных об уточнении времени падения на последних витках, а также с данными российской СККП, которая исполь-



рисунк 6. Все оценки времени входа за январь 2012 г.

зовала собственные измерения на последних витках и заблаговременно выдала наиболее достоверную оценку времени и места падения КА «Фобос-Грунт»: **17 ч. 45 мин. (15.7396 UT)** в Тихом океане на расстоянии 1250 км западнее острова Wellington (Чили) недалеко от южной оконечности Южной Америки. Эта оценка отличается от приведенной выше оценки автора на 16 минут, что в рассматриваемых условиях является вполне приемлемым.

## Выводы

1. Имеется большое расхождение в различных предсказаниях времени падения КА «Фобос-Грунт». Это относится как к данным на последних сутках, так и к данным на предшествующем интервале.
2. Оценки времени падения по данным разных специалистов на 15-суточном интервале (с начала года) изменялись существенно. Разброс оценок достигает 5-6 суток. Такой уровень вариаций (и отличий) оценок времени падения является необычно высоким.
3. Оценки времени падения, полученные разными специалистами непосредственно перед падением КА «Фобос-Грунт», отличаются более чем на 2 часа. Время привязки двух последних наборов TLE равно 15 ч. 09 мин. и 16 ч. 36 мин. При этом расчетному времени падения 18 ч. 08 мин. (Роскосмос) соответствует почти 2-часовой интервал прогноза. При этих интервалах прогноза уровень относительных погрешностей определения времени падения необычайно высок. На основе накопленного предшествующего опыта СКО относительных погрешностей определения времени падения не превышает 15%. Таким образом, при падении КА «Фобос-Грунт» уровень погрешностей определения времени

падения оказался аномально большим.

4. Повышенный уровень расхождения в оценках разных авторов и большие колебания оценок с течением времени объясняются, по-видимому, особенностями данного аппарата, а именно тем, что он имел сложную конструкцию, большие запасы топлива и не был предназначен для длительного пребывания в атмосфере Земли.
5. Другая причина расхождения оценок заключается, по-видимому, в различиях применяемых методик. В большинстве случаев эти методики детально не излагаются. Поэтому проведение сравнительного анализа применяемых подходов и методов является актуальной задачей.

## Список литературы

- Назаренко А.И.* Погрешности прогнозирования движения спутников в гравитационном поле Земли. М.: ИКИ РАН, 2010. 225 с.
- Назаренко А.И., Маркова Л.Г.* Методы определения и прогнозирования орбит ИСЗ при наличии погрешностей в математическом описании движения // Прикладные задачи космической баллистики: сборник. М.: Наука, 1973. С. 36-67.
- Назаренко А.И., Скребушевский Б.С.* Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1981. 284 с.
- <http://www.space-track.org> (дата обращения: 05.03.2012).
- King-Hele D.G.* Theory of Satellite Orbits in an Atmosphere. London, Butterworths, 1964.
- Nazarenko A.I.* Accuracy of Determination and Prediction Orbits in LEO // Estimation Errors Depending on Accuracy and Amount of Measurements, Seventh US/Russian Space Surveillance Workshop, Monterey, October-November 2007.
- Nazarenko A.I.* Determination and Prediction of Orbits with Due Account of Disturbances as a «Color» Noise // AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Monterey, CA, February 1998. AAS 98-191.
- Nazarenko A.I.* Determination and Prediction of Satellite Motion at the End of the Lifetime // International Workshop on Salyut-7/Kosmos-1686 Reentry, ESOC, Darmstadt (G), 9 April 1991.
- Nazarenko A.I.* Increasing the accuracy of orbit forecasting on the basis of improvement of statistical methods for processing measurements // Fifth European Conference on Space Debris, ESA SP-672, 2009.
- Re-Entry of Space Debris* // ESA SP-246. Proceedings of an ESA Workshop held at ESOC, Darmstadt/FRG, 24-25 Sep. 1985.
- The Reentry of Salyut7/Cosmos-1686* // ESA SP-345. Proceedings of an ESA Workshop held at ESOC, Darmstadt/FRG, 9 Apr. 1991.

Статья поступила в редакцию 24.02.2012 г.

## ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЦЕНТРО- БЕЖНЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

## USE OF CENTRIFUGAL UNITS FOR AUTOMATED SPACECRAFT GROUND TESTING



**Н.А. Маркачев\***,  
кандидат технических наук,  
tsvelev@laspace.ru;  
**N.A. Markachev**



**Ю.В. Захаров,**  
доктор технических наук,  
Московский институт  
радиотехники, электроники  
и автоматики  
(государственный  
технический университет),  
Россия, г. Москва,  
jjura@rambler.ru;  
**Y.V. Zakharov**



**С.А. Гришин\***,  
kdpi@laspace.ru  
**S.A. Grishin**

*В статье описывается опыт использования центробежных стенов при испытаниях образцов ракетно-космической техники. Представлены основные технические характеристики стенов и методы моделирования воздействия нагрузок, действующих на конструкцию космических аппаратов при их эксплуатации.*

*Ключевые слова: центробежный стенд; центробежная установка (центрифуга); оснащение центробежных установок; отработка космических аппаратов; испытания автоматических межпланетных станций.*

### Введение

Наземная отработка автоматических космических аппаратов (АКА) требует проверки конструкции на нагрузки, которые в земных условиях моделировать достаточно сложно. Наиболее нагруженные участки полета АКА – этап вывода на орбиту и этап входа в атмосферу планеты – можно имитировать на центробежных стендах.

При моделировании входа спускаемого аппарата (СА) в атмосферу планет необходимо учитывать нескольких факторов: меняющаяся осевая перегрузка, знакопеременная перегрузка в перпендикулярном направлении, аэродинами-

*The article covers actual experience with the use of centrifugal benches for testing of space engineering items. Main technical characteristics of test benches are given and techniques of simulation of loads affecting spacecraft structure during the operation.*

*Key words:*  
*centrifugal bench;*  
*centrifugal unit (centrifuge);*  
*centrifugal units' equipment;*  
*spacecraft testing;*  
*automated interplanetary stations testing.*

ческая нагрузка. Для реализации одновременного воздействия на АКА этих факторов используются специальные стенды, созданные на базе центробежных установок.

Центробежные стенды в свой состав включают: центробежную установку (центрифугу), динамическую установку (оснащение центрифуги), систему управления центрифугой, контрольно-измерительную аппаратуру с первичными преобразователями и вспомогательные приборы и устройства (загрузочная установка, вакуумные насосы, грузоподъемные механизмы).

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

Для испытаний СА, входящих в состав АКА, на большие перегрузки (до десятков и сотен единиц) на экспериментальной базе НПО им. С.А. Лавочкина (НПОЛ) создан комплекс центробежных стендов различного типа. Этот комплекс позволяет воспроизводить при испытаниях образцов ракетно-космической техники (РКТ) моделируемый закон изменения перегрузок во времени. При этом можно моделировать функции нагружения как для сравнительно больших частей конструкций космических аппаратов, так и отдельных малогабаритных узлов и агрегатов АКА, следующими способами:

- изменением частоты вращения динамической установки с образцом;
- поворотом испытываемого образца на динамической установке;
- линейным перемещением образца вдоль одной или нескольких пространственных осей на динамической установке.

Каждое отдельное нагружение может производиться как при фиксированной ориентации образца на платформе (в гондole) установки, что соответствует только одному определенному положению из бесчисленного множества, т.е. не обеспечивается динамическое изменение вектора перегрузки, так и при пространственной ориентации образца. В этом случае обеспечивается совмещение квазистатических и динамических нагружений, как при реальной эксплуатации аппарата, когда функции внешнего нагружения изменяются во времени и, соответственно, меняются действительные значения функции несущей способности.

Воспроизведение в общем нагружении обеих составляющих, т.е. квазистатико-динамическое нагружение, обеспечивается применением в центробежных стендах специализированных поворотных установок (Афанасьев В.А. и др., 1989).

## 1. Центробежные стенды и методы испытаний АКА в НПОЛ

### 1.1. Центробежный стенд СУ-267

В 1967 году в НПОЛ был введен в действие первый центробежный стенд СУ-267 (рисунок 1), который позволил провести испытания отдельных систем АКА массой до 400...500 кг на инерционные перегрузки, соответствующие VIII (восьмой) степени жесткости испытаний. На этом стенде проводились испытания по отработке различных конструкций КА для исследования планет Венеры, Марса и для аппаратов, спускаемых с орбиты на поверхность Земли.

Каждое из испытаний этих АКА имело свои особенности.



Техническая характеристика СУ-267

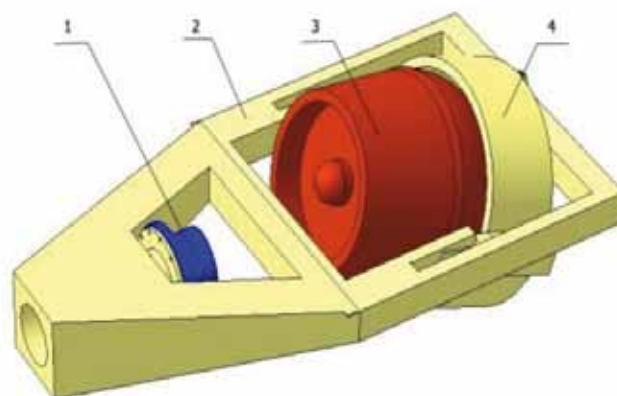
Грузоподъемность 1500 кг

Максимальная перегрузка 450 ед

Габариты объекта испытаний 1.5×1.5×1.2 м

**рисунок 1.** Общий вид центрифуги СУ-267

Особенность испытаний на центробежные перегрузки для венерианских аппаратов заключалась в использовании динамической поворотной установки (ДПУ), которая имеет в своем составе платформу, качающуюся на призматических шарнирах, имеющих минимальное трение при максимальной твердости и прочности и позволяющих обеспечить необходимое число колебаний при воздействии перегрузок, что достаточно полно воспроизводит нагружение конструкции при входе аппарата в атмосферу Венеры (рисунок 2).



1 – муфта стенда СУ-267;

2 – несущая рама;

3 – объект испытаний;

4 – поворотная платформа.

**рисунок 2.** Схема динамической поворотной установки со свободными колебаниями для нагружения образцов РКТ

ДПУ для воспроизведения колебательного

движения испытываемого образца венерианского аппарата, устанавливаемая на рабочем плече станда СУ-267, представляет собой несущую раму с поворотной платформой и замком для её фиксации. После разгона вращательного звена центрифуги до заданной (определенной) угловой скорости срабатывает пиротехнический замок, и освобожденная поворотная платформа ДПУ поворачивается под действием сил инерции, действующих на неуравновешенный груз, из отклоненного положения в положение действия максимальной перегрузки по оси чувствительности изделия, совершая при этом затухающие колебания около положения равновесия платформы.

Этот метод, используемый на квазистатико-колебательном стенде со свободными колебаниями, применялся при наземной отработке входа в атмосферу планеты спускаемых аппаратов «Венера-5,...,-8», установленных на поворотной платформе, шарнирно соединенной с несущей рамой, смонтированной на рабочем плече вращающегося звена центрифуги. При этом испытываемый образец участвовал в двух движениях: переносном вместе с рамой и относительном – вокруг призматического шарнира, совершая за несколько секунд затухающие свободные колебания.

Система уравнений, определяющих движение аппарата на стенде, с определенными допущениями имеет вид

$$\begin{cases} n_x = \frac{\omega^2 (R+x)}{g} + \frac{y}{g} \frac{d^2 \phi}{dt^2} + \frac{x}{g} \left( \frac{d\phi}{dt} \right)^2; \\ n_y = \frac{\omega^2 (R+x)}{g} \phi + \frac{x}{g} \frac{d^2 \phi}{dt^2} - \frac{y}{g} \left( \frac{d\phi}{dt} \right)^2; \\ \phi = Ae^{-kt} \sin \left( \sqrt{\omega_0^2 - k^2} t + \phi_0 \right); \\ n_{\Sigma} = \sqrt{n_x^2 + n_y^2}, \end{cases} \quad (1)$$

где  $n_x, n_y$  – продольная и поперечная перегрузки;  
 $\omega$  – угловая скорость;

$R$  – расстояние от оси вращения до шарнира;

$x, y$  – координаты исследуемой точки;

$g$  – ускорение свободного падения;

$\phi, \phi_0$  – фаза колебаний, начальная фаза;

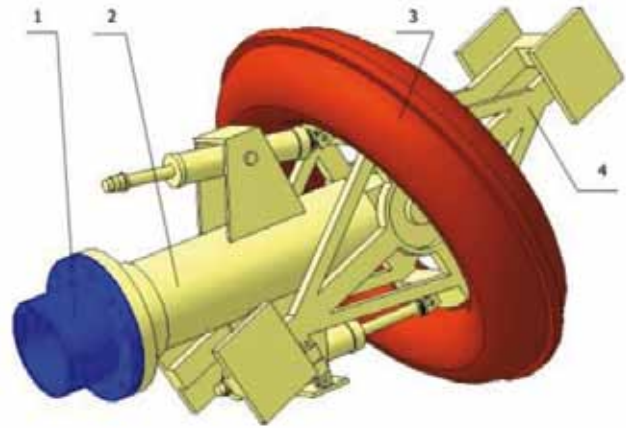
$A$  – амплитуда колебаний;

$\omega_0$  – собственная частота колебаний;

$k$  – коэффициент сопротивления.

Особенностью испытаний конструкции марсианских аппаратов являлось использование ДПУ, позволяющего провести испытания, например, парашютного отсека с укладкой, при многократно повторяющихся колебаниях под действием перегрузок величиной до 50 единиц (соответствует V степени жесткости испытаний), что обеспечивало моделирование нагрузок, действу-

ющих на укладку в процессе входа аппарата в атмосферу Марса (рисунок 3).



- 1 – муфта станда СУ-267;
- 2 – несущая рама;
- 3 – поворотная платформа;
- 4 – объект испытаний.

**рисунок 3.** Схема ДПУ с вынужденными колебаниями для нагружения образцов РКТ

Этот метод, используемый на квазистатико-колебательном стенде с вынужденными колебаниями, применялся при моделировании входа в атмосферу планеты спускаемых аппаратов «Марс-6,-7», когда продолжительность колебательного процесса при входе в плотные слои составляет десятки секунд. Испытываемый образец, установленный на сбалансированной поворотной платформе, шарнирно соединенной с несущей рамой, смонтированной на рабочем плече центрифуги СУ-267, совершает вынужденные колебания. Для обеспечения требуемой частоты колебаний на несущей раме монтируются регуляторы жесткости, при этом вынужденные колебания требуемой частоты создают вибровозбудители, газовая емкость и пневмопулт. Закон изменения перегрузки во времени воспроизводится адекватным вращением колебательной рамы относительно оси главного вала центробежной установки.

Система уравнений, определяющих движение аппарата на стенде, с определенными допущениями имеет вид

$$\begin{cases} n_x = \frac{\omega^2 (R+x)}{g} + \frac{y}{g} \frac{d^2 \phi}{dt^2} + \frac{x}{g} \left( \frac{d\phi}{dt} \right)^2; \\ n_y = \frac{\omega^2 (R+x)}{g} \phi + \frac{x}{g} \frac{d^2 \phi}{dt^2} - \frac{y}{g} \left( \frac{d\phi}{dt} \right)^2; n_{\Sigma} = \sqrt{n_x^2 + n_y^2}; \\ \phi = Ae^{-kt} \sin \left( \sqrt{\omega_0^2 - k^2} t + \phi_0 \right) + \frac{F_{\max}}{M \sqrt{(\omega_0^2 - \omega_1^2)^2}} \cos(\omega_1 t - \beta). \end{cases}$$



и отличается от (1) тем, что в правой части выражения для величины  $\varphi$  (со знаком плюс) имеется дополнительный член

$$\frac{F_{\max}}{M\sqrt{(\omega_0^2 - \omega_1^2)^2}} \cos(\omega_1 t - \beta),$$

где  $F_{\max}$  – возмущающая сила;  
 $M$  – масса колебательной системы;  
 $\omega_1$  – частота изменения силы;  
 $\beta$  – фазовое смещение.

Испытания конструкций аппаратов для доставки с орбиты результатов исследований (например, грунта с Луны) выполнялись с функционирующей аппаратурой, что обеспечивалось возможностью подачи и съема электрического сигнала с приборов, вращающихся на центрифуге под действием перегрузок, через токосъемник к регистрирующей аппаратуре (Баженов В.И. и др., 1985).

## 1.2. Центробежный стенд СУ-45

Для отработки отдельных узлов и агрегатов, а также различных приборов, входящих в состав АКА, на воздействие инерционных ускорений, в 1972 году был внедрен в эксплуатацию центробежный стенд СУ-45 (рисунок 4). Этот стенд обеспечивает испытания образцов РКТ массой до 150 кг на перегрузки, соответствующие V (пятой) степени жесткости испытаний.

Техническая характеристика СУ-45



- грузоподъемность 150 кг
- максимальная перегрузка 50 ед
- габариты объекта испытаний 1×1×1 м

**рисунок 4.** Общий вид центрифуги СУ-45

Стенд СУ-45 отличается от других центробежных стендов наличием в его составе, кроме имеющегося во всех центробежных стендах токосъемника, также коллектора и магистрали подвода сжатого газа давлением до 30 МПа к

испытуемому образцу, например к бакам системы наддува в процессе квазистатического нагружения в направлении одной или нескольких осей образца.

В процессе эксплуатации на СУ-45 проведены испытания большого числа приборов научно-го и служебного назначения как на стойкость к воздействию инерционных ускорений, так и на работоспособность при их воздействии на испытываемый образец РКТ.

## 1.3. Центробежный стенд СУ-268

С ростом уровня решаемых космической техникой задач, появлением более мощных носителей и, естественно, увеличением масс и размеров АКА – встал вопрос необходимости разработки и создания более мощного центробежного стенда для решения задач научной и народнохозяйственной тематики.

Новый центробежный стенд СУ-268 (рисунок 5) был введен в эксплуатацию в 1982 году. Стенд позволяет испытывать крупные СА массой до 1500 кг на инерционные перегрузки, соответствующие VIII степени жесткости испытаний, а также крупногабаритные отсеки и образцы РКТ в сборе на перегрузки до 10 единиц (степень жесткости испытаний – III), действующие на АКА при выведении его ракетой-носителем на околоземную орбиту.

Уникальность этого центробежного стенда заключается в возможности вакуумирования бункера центрифуги – а это составляет объем примерно 2000 кубических метров – до давления 0.025-0.03 МПа, что резко снижает величину аэродинамического воздействия на испытываемый образец, а также снижает потери мощности двигателей при разгоне вращательного звена центробежной установки.



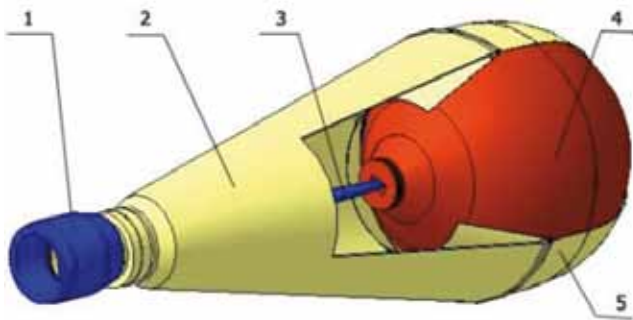
- техническая характеристика СУ-268
- грузоподъемность 6000 кг
- максимальная перегрузка 300 ед
- габариты объекта испытаний 4×4×5 м

**рисунок 5.** Общий вид центрифуги СУ-268

Стенд СУ-268 оборудован электроприводом постоянного тока и системой бесступенчатого регулирования и поддержания частоты вращения, а также цифроаналоговым устройством задания и регулирования скорости для высокоточного управления одновременно двумя электродвигателями, обеспечивающими плавное нарастание скорости вращения рабочего плеча центробежной установки.

В состав СУ-268 входит также установочный манипулятор СУ-220, смонтированный на транспортных тележках 11Т316 и обеспечивающий горизонтальную установку объекта испытаний на специальное оснащение и стыковку этого оснащения к рабочему плечу вращательного звена центрифуги. Специальное оснащение представляет собой две высокопрочные, с максимально облегченной конструкцией, установки: пятиметровая гондола с максимальным диаметром 3 метра (рисунок 6) и семиметровая рама с внутренними размерами 4×5 метра (рисунок 7).

Оснащение в виде гондолы позволяет моделировать линейную перегрузку до 300 единиц, низкочастотную динамику и поверхностное нагружение внешней теплозащитной оболочки СА. Гондола выполнена в виде конструкции, состоящей из трех основных частей: корневой резьбовой части, которая с помощью стягивающей муфты соединяется с рабочим плечом вращающегося звена центрифуги; несущей конусной обечайки, связывающей корневую часть и резервуар.



- 1 – муфта стенда СУ-267;
- 2 – несущая конусная обечайка установки;
- 3 – пластинчатая пружина;
- 4 – объект испытаний;
- 5 – гермокамера установки.

**рисунок 6.** Схема установки для многофакторного нагружения образцов РКТ

Резервуар – это гермокамера, состоящая из двух частей, соединенных силовым шпангоутом, одна из которых (полусферическая) заполнялась жидкостью (в объеме 0.5 м3), а другая (усеченный конус) имеет отверстие для прохождения в камеру упругого пластинчатого элемента, придающего испытываемому образцу СА, погруженному в

воду, колебательное движение при одновременном воздействии центробежных ускорений.

Метод, использующий данную конструкцию оснащения центрифуги, отличается от описанных выше более полным воспроизведением натуральных условий нагружения, возникающих при входе спускаемых аппаратов в атмосферу планет. Он обеспечивает моделирование одновременно воздействия на аппарат в целом меняющихся линейных ускорений, угловых колебаний относительно центра масс и аэродинамических нагрузок, что улучшает качество наземной отработки по сравнению с традиционными статическими испытаниями и повышает надежность аппарата в эксплуатации (Афанфсьев В.А. и др., 1994).

Этот метод позволяет за счет одновременности воздействия нагрузок сократить продолжительность наземных испытаний в 2-2.5 раза и уменьшить количество испытываемых образцов (макетов СА), предназначенных для отработки АКА. Для воспроизведения угловых колебаний аппарата относительно его центра масс стенд снабжен пластинчатой переменной сечения пружиной. Требуемая частота колебаний аппарата достигается изменением жесткости пружины и ее длины. Закон изменения перегрузки во времени обеспечивается адекватным изменением угловой скорости вращательного звена центробежной установки.

В начале испытания и до достижения необходимой величины инерционных ускорений аппарат и радиальная пружина отклонены от нейтрального положения на заданный угол  $\phi$ , который обеспечивает первоначальную амплитуду колебаний испытываемого образца РКТ, и зафиксированы в этом положении. После срабатывания замка аппарат участвует в трех движениях: переносном – вместе с вращающимся резервуаром, смонтированным на рабочем плече вращательного звена центрифуги; относительном колебательном вокруг центра качения – под действием пружины и относительном – в пазах резервуара.

В этом случае система уравнений, определяющих движение аппарата, имеет вид

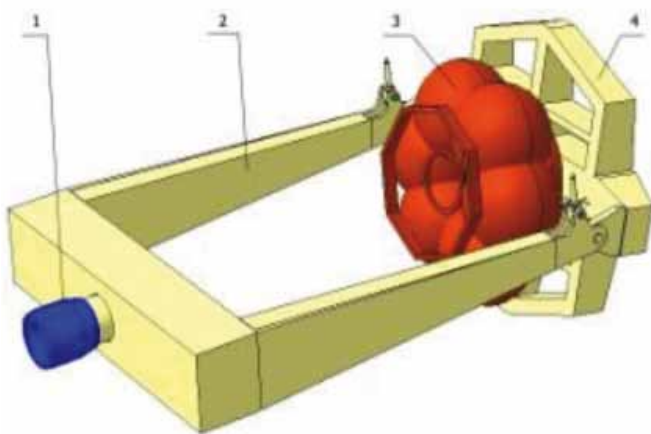
$$\begin{cases} M_a \frac{dV_r}{dt} = M_a \omega^2 R - p(\phi)S - F_a \sin \phi - F_T; \\ I \frac{d^2 \phi}{dt^2} = -F_a r \cos \phi = -\frac{1}{2} cr^2 \sin 2\phi; \\ n_x = \frac{\omega^2 (R+x)}{g} + \frac{y}{g} \frac{d^2 \phi}{dt^2} + \frac{x}{g} \left( \frac{d\phi}{dt} \right)^2; \\ n_y = \frac{\omega^2 (R+x)}{g} \phi + \frac{x}{g} \frac{d^2 \phi}{dt^2} - \frac{y}{g} \left( \frac{d\phi}{dt} \right)^2; \\ n_z = \sqrt{n_x^2 + n_y^2}, \end{cases}$$

где  $Ma$  – масса СА;  
 $V_r$  – радиальная скорость СА;  
 $p(\varphi)$  – давление жидкости на СА;  
 $S$  – площадь поверхности СА, контактирующая с жидкостью;  
 $F$  – сила от пружины;  
 $F_T$  – сила трения;  
 $I_a$  – момент инерции СА;  
 $r$  – радиус СА;  
 $c$  – коэффициент жесткости.

Рассмотренные динамические моделирующие установки (оснащение) центробежных стендов и методы квазистатико-колебательного нагружения, моделирующие вход СА в атмосферы Венеры и Марса с перегрузками 1...360 единиц и колебаниями с частотами 1...8 Гц, позволили расширить возможности моделирования динамики входа в атмосферу СА на центробежных стендах и создать требуемые комплексные нагрузки, отличающиеся от традиционных статических одновременным воспроизведением: квазистатического нагружения, колебаний аппарата относительно центра масс и имитации аэродинамических нагрузок на лобовую поверхность теплозащитной оболочки.

В настоящее время для испытаний крупногабаритных отсеков и изделий РКТ в сборе применяется оснащение в виде «П-образной» рамы (рисунок 7), на которую устанавливается объект испытания.

С помощью этой установки воспроизводятся линейные ускорения, действующие на активном участке полёта, величиной до 10 единиц  $g$  – соответствует III степени жесткости – при испытаниях образцов РКТ массой до 6000 кг, например РБ «Фрегат».



- 1 – муфта стенда СУ-268;
- 2 – несущая рама установки;
- 3 – объект испытаний;
- 4 – поворотная платформа установки.

**рисунок 7.** Схема установки для двух и трехосевого нагружения образцов РКТ

Испытываемый образец изделия РКТ монтируется, непосредственно или с помощью переходника, внутри рамы на специальной платформе. Платформа устанавливается под различными углами к горизонту в пределах  $\pm 20^\circ$  для обеспечения одновременного нагружения образца РКТ по двум осям, а с дополнительным переходником – по трем осям.

Центробежный стенд СУ-268 с этой комплектацией оснащения реализует метод, который позволяет воспроизводить два-три компонента ускорения одновременно, что соответствует более точному моделированию линейных ускорений (максимальная величина, продолжительность действия, закон изменения во времени, резкость, градиент, предельный импульс и мера интегрального воздействия), действующих на космический аппарат в условиях его эксплуатации, а также соответствует требуемой степени жесткости, определяемой нормативно-технической документацией (НТД) на проведение испытаний.

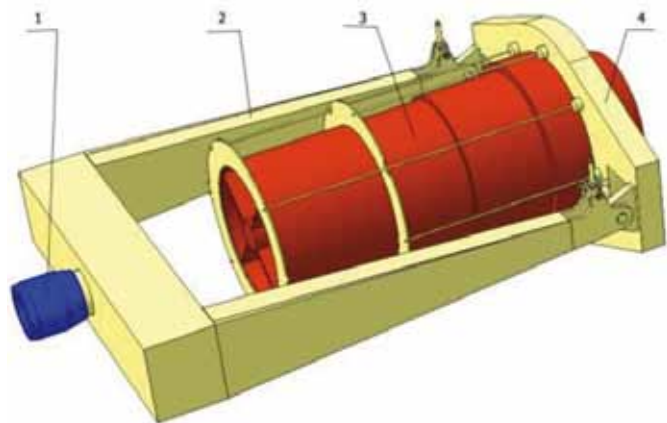
Согласно требованиям НТД величина разброса перегрузок по длине испытываемого образца не должна превышать  $\pm 10\%$  от значения перегрузки в центре масс образца либо в наперед заданной точке. В настоящее время, в соответствии с предложениями межгосударственной экспертной комиссией, разброс перегрузки по длине определен в значениях  $-10...+30\%$  (ГОСТ 28204-89, 1989). Очевидно, что при испытаниях образца РКТ, длина которого соизмерима с радиусом вращения его центра масс, это требование нарушается.

С целью уменьшения разброса перегрузок при испытаниях крупногабаритных образцов РКТ на «П-образное» оснащение устанавливается платформа с системой дополнительных грузов, которая позволяет нагружать элементы конструкции равномерно по длине испытываемого образца, т.е. имитировать эксплуатационное поле перегрузок (рисунок 8) (Захаров Ю.В., Швионов Д.И., 1983).

Этот метод позволяет компенсировать градиент перегрузки по периферии крупногабаритного испытываемого образца, например тубуса космического телескопа.

Следует отметить, что при отработке АКА на центробежных стендах, значительное внимание необходимо уделять в первую очередь обеспечению безопасности испытаний.

При испытаниях крупногабаритных отсеков АКА массой несколько тонн на перегрузки до сотен единиц специальное оснащение и балансировочные грузы, соответствующие массе испытываемого объекта и ДПУ, подвергаются тем же перегрузкам, что и сам объект испытаний. В аварийной ситуации (в случае вероятно-



- 1 – муфта станда СУ-268;
- 2 – несущая рама установки;
- 3 – объект испытаний;
- 4 – специальная платформа установки.

**рисунок 8.** Схема установки с системой компенсации градиента перегрузки для нагружения крупногабаритных образцов РКТ

го разрушения объекта испытания) в устройстве центрифуг предусмотрено демпфирование кинетической энергии специальными средствами, минимизирующих разрушения элементов конструкции станда.

## 2. Опыт использования центробежных стандов в НПОЛ

Комплекс центробежных стандов входит в состав стандовой базы НПОЛ, являющейся составной частью испытательной базы организаций Федерального космического агентства России. Часть стандов НПОЛ включена в «Реестр объектов уникальной стандовой, испытательной

базы...», и в их числе – центробежная установка СУ-268.

На всех центробежных стандах за время существования стандовой базы НПОЛ были проведены испытания на воздействия инерционных перегрузок всех образцов РКТ, разработанных на НПОЛ, а также испытания образцов других предприятий авиационной и ракетно-космической отраслей (рисунок 9).

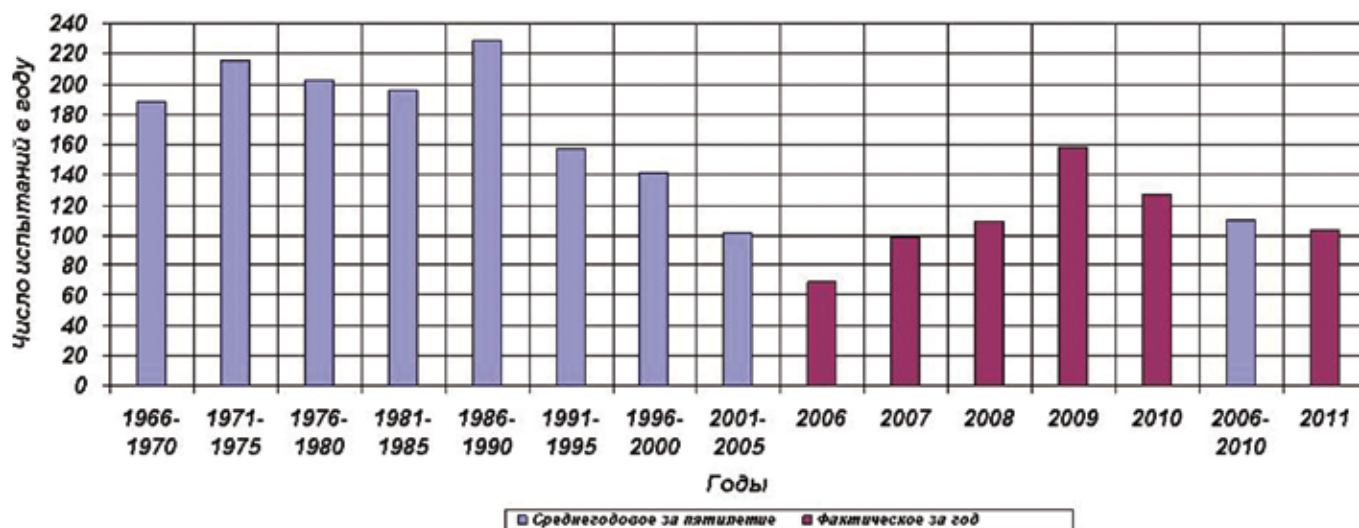
В период с 1967 по 1982 год центрифуга СУ-267 взяла на себя основную нагрузку по испытаниям изделий космической тематики НПОЛ.

Широкие возможности станда по грузоподъемности и величине создаваемого им ускорения позволили провести в полном объеме и отработку конструкций большинства приборов и узлов, входящих в состав СА, как по марсианским («Марс-6,-7») и венерианским («Венера-4,...,-8»), так и по лунным («Луна-16,-18,-20,-23,-24») проектам. В дальнейшем на СУ-267 проводились испытания агрегатов космических аппаратов «Венера-9,...,-14», а также посадочных аппаратов ДАС (проект «Фобос-1,-2») и спускаемых капсул аппаратов Д-1,-2,-2R (проект «Демонстратор») и ВА «Фобос-Грунт».

С началом разработки АКА прикладного назначения ужесточились требования надежности к их агрегатам и системам, что привело к резкому увеличению числа узлов и приборов, подвергающихся испытаниям (проекты «Прогноз-1,...,-12») и, особенно, проекты «Око-1,-2») на центробежных стандах. В связи с этим в 1972 году стандовая база НПОЛ пополнилась центрифугой СУ-45, которая до настоящего времени используется для испытаний всех узлов и агрегатов КА, создаваемых в НПОЛ.

В начале 80-х годов механическая часть

*Испытания на стандах сектора динамических испытаний в 1966-2011 г.г.*



**рисунок 9.** Загрузка центробежных стандов для испытаний образцов РКТ в НПОЛ

центрифуги СУ-45 была передана (сроком на один год) в РКК «Энергия» им. С.П. Королева для проведения испытаний агрегатов, входящих в состав конструкции МТКС «Энергия – Буран».

С вводом в строй в 1983 году стенда СУ-268 появилась возможность проведения испытаний как крупногабаритных агрегатов АКА (панели солнечных батарей, зеркало космического телескопа), так и аппаратов в сборе или отдельных отсеков КА (крупногабаритные спускаемые аппараты – проект «Вега-1,-2», космические радары – проект «Венера-15, -16»). Сложными в реализации были испытания СА «Вега-1,-2» на одновременное воздействие квазистатических и динамических нагрузок, когда образец СА, находясь в погруженном в воду состоянии, в специальном герметизированном резервуаре, совершал вынужденные колебания и при этом подвергался действию перегрузок величиной до 250 единиц, что позволило моделировать большинство параметров входа СА в атмосферу планеты, за исключением тепловых нагрузок.

С середины 80-х годов на СУ-268 начали проводить испытания полномасштабных образцов космических аппаратов по проекту «Фобос», а затем по темам «Марс-96», «Купон» и «Аркон-1».

С 2000-го года роль этой уникальной установки неизменно возрастает, особенно для отработки постоянно совершенствующегося разгонного блока «Фрегат». Так, с 2007 года проводятся испытания модернизированного РБ «Фрегат-СБ» с дополнительным сбрасываемым блоком баков, который расширяет возможности разгонного блока по выведению АКА на различные орбиты, в том числе и на межпланетные траектории. В 2008-2010 годах на центрифугах были проведены испытания образцов АКА по проектам «Электро-Л», «Спектр-Р» и «Фобос-Грунт».

Накопленный в НПОЛ за четыре с лишним десятилетия опыт эксплуатации центробежных стендов выявил возможность применения их не только для испытаний на воспроизведение воздействия линейных перегрузок на АКА (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010), но и для отработки:

- конструкции герметичных емкостей (баков и приборных отсеков) и систем внутри баков;
- конструкций с большим количеством элементов, особенно при пространственном нагружении (приборные рамы с блоками аппаратуры);
- функционирования отдельных агрегатов и систем (аппаратура, системы разделения, вытеснительные системы, агрегаты системы терморегулирования, парашютные системы);
- крупногабаритных, несилловых конструкций

(антенны, панели солнечных батарей, телескопы).

В настоящее время комплекс центробежных стендов задействован в испытаниях разрабатываемых на НПОЛ космических аппаратов по проектам «Спектр-УФ, -РГ», а также универсального служебного модуля «Навигатор», модификаций РБ «Фрегат» и первых из серии малоразмерных КА для фундаментальных космических исследований.

## Заключение

Все описанные выше методы испытаний, используемые в процессе наземных экспериментальных исследований АКА, проведенных на существующих в НПОЛ центробежных стендах, позволили:

- оценить влияние низкочастотных колебаний на несущую способность конструкции;
- воспроизвести одновременное двух- и трехфакторное динамическое нагружение, что приближает испытания к реальным условиям эксплуатации;
- выявить процессы, которые обычно остаются вне поля зрения при применении традиционных квазистатических методов нагружения, например деформации парашютной системы и бортовой кабельной сети.

## Список литературы

- Афанфсьев В.А., Барсуков В.С., Захаров Ю.В.* Испытания летательных аппаратов при воздействии линейных инерционных нагрузок. М.: МАИ, 1989. 68 с.
- Афанфсьев В.А., Гофин М.Я., Захаров Ю.В. и др.* Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / Под ред. доктора техн. наук Н.В. Холодкова. М.: МАИ, 1994. 412 с.
- Баженов В.И., Осин М.И., Захаров Ю.В.* Моделирование основных характеристик и процессов функционирования космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 240 с.
- ГОСТ 28204-89. Испытания и руководство: линейное ускорение. (Внедрение Межгосударственного стандарта МЭК 68-2-7-83 «Основные методы испытаний на воздействие внешних факторов. Часть 2. Испытания Ga»). М.: Госстандарт, 1989.
- Захаров Ю.В., Швионов Д.И.* Способ моделирования нагрузок. Авторское свидетельство № 281317, 1983.
- Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. доктора техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе и доктора техн. наук, проф. В.В. Ефанова. / 2-е изд., перераб. и доп. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 254-258.
- Самсонов Л.М., Каляев А.К., Марков А.В. и др.* Ротационные методы испытаний приборных устройств. М.: Машиностроение, 1981. 133 с.

Статья поступила в редакцию 14.12.2011 г.



**Б.А. Пригода,**  
доктор технических наук,  
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»,  
Россия, Московская область, г. Химки,  
a-prigoda@mail.ru  
**В.А. Prigoda**

*В статье рассматриваются варианты спиральных антенн, нашедших применение на космических аппаратах, разработанных в НПО им. С.А. Лавочкина. Приведены электрические характеристики этих антенн в зависимости от их вида и мест установки на аппаратах.*

*Ключевые слова:*  
*диаграмма направленности;*  
*коэффициент направленного действия;*  
*входное сопротивление;*  
*спиральная антенна;*  
*узел запитки спирали.*

## **Введение**

Первые сведения о частотно-независимых антеннах появились в литературе в середине прошлого века в трудах Рамсея, Духаммеля, Дайсона (*Rumsey V.H.*, 1957; *Du Hamel R.H.*, *Isbell D.E.*, 1957; *Dyson J.D.*, 1959), где были изложены основы теории спиральных антенн. Использование антенных устройств в виде плоских и выпуклых структур на конструкции летательного аппарата неразрывно связано с теоретическими основами проектирования антенн, заложенными в трудах М. Н. Канторовича, А.А. Пистолькорса, Г.З. Айзенберга, Л.Д. Бахраха и многих других известных авторов.

Практика использования спиральных антенн в конструкциях летательных аппаратов основывалась на широком использовании конструктивных и радиотехнических преимуществ этого класса антенн, их возможностях работать в более широких полосах частот по сравнению с другими известными антенными устройствами (*Best S.R.*, 2004; *Пригода Б.А.*, 2000; *Gloutak R. T.*, 1992).

Для обеспечения устойчивой связи с космическим аппаратом можно выделить следующие способы создания спиральных антенн (СА):

- модуляция геометрических параметров спирали (шаг спирали, диаметр витков, угол

*The article covers various options of helical antennas used by Lavochkin Association experts in spacecraft design activities. The antennas' electrical properties are given depending on the antenna type and its installation place on a spacecraft.*

*Key words:*  
*directional diagram;*  
*directivity factor;*  
*input resistance;*  
*helical antenna;*  
*helix power unit.*

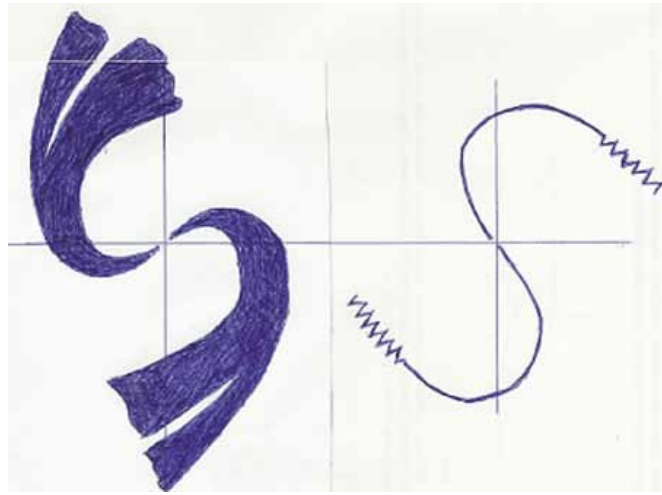
намотки и др.);

- введение в структуру спирали дополнительных элементов: экранов различных форм, фазосдвигающих элементов и др;
- комбинирование нескольких излучателей в одной конструкции; применение экранов различных форм, позволяющих осуществлять перераспределение поля излучения спирали во внешнем пространстве.

## **1. Излучение спиральных антенн**

На рисунке 1 приведены примеры двух видов спиралей, у которых согласование достигается за счет дополнительных витков (вид слева) или изменения структурного вида на концевой части спирали (вид справа). Исследования показали, что спирали характеризуются тем, что при диапазоне частот, достигающем 30% от средней частоты диапазона, изменения входного сопротивления составляют от 120 до 150 Ом.

Исследования, проведенные в НПО им. С.А. Лавочкина, показали, что спирали эффективно излучают при количестве витков от точки питания к свободному концу более 3,0; длине витков, лежащей в диапазоне (0,75-1,30) длины волны, и угле подъема спирали от 12 до



**рисунок 1.** Типы согласования спиральных антенн

16 градусов. Соблюдение этих условий обеспечивает режим бегущей волны в структуре спирали. Однонаправленный режим излучения обеспечивается применением рефлектора дискового типа с поперечными размерами  $(0,6-1,0)$  длины волны.

Практически рекомендуются рефлекторы сплошной конструкции или секционированные с размерами секций не более  $0,15$  длины волны. Проведенная серия экспериментальных исследований показала, что антенны, состоящие из двух параллельно соединенных спиралей, обеспечивают входное сопротивление порядка  $(65-80)$  Ом, что весьма удобно при питании антенны коаксиальным кабелем без применения дополнительных согласующих устройств. Практически это достигается соединением нескольких спиральных излучателей в точке запитки.

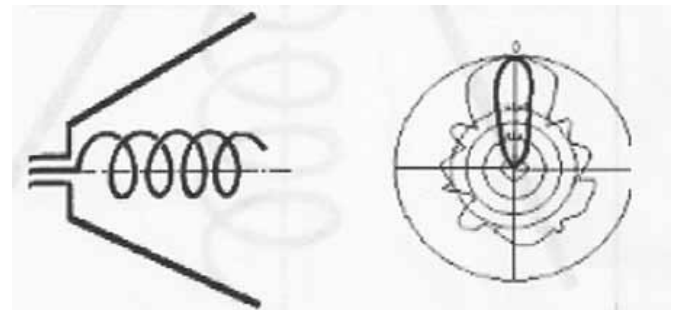
При периметре спирали порядка одной длины волны она работает в режиме переднего осевого излучения (Best S.R., 2004; Пригода Б.А., 2000; Gloutak R. T., 1992) при этом диаметр экрана должен быть равен не менее половины длины рабочей волны. Влияние диаметра экрана представляет значительный интерес в связи с тем, что он оказывает существенное воздействие на форму диаграммы направленности.

При изменении диаметра экрана от  $0,6 \lambda$  до  $0,29 \lambda$  диаграмма направленности системы «спираль-экран» изменяется с перераспределением максимума излучения с прямого излучения на обратное. Установлено, что если диаметр экрана становится меньше диаметра спирали, то антенна работает в режиме заднего излучения.

Изменяя расстояние между спиралью и экраном, удалось также согласовать вход антенны с коаксиальной линией питания. При этом

КСВ линии доводится до величины  $1,1$ , что вполне удовлетворительно для применяемых линий питания.

Спиральную антенну заднего излучения удобно использовать в качестве облучателя однозеркальной осесимметричной антенны, поскольку экран имеет малый диаметр и не создает заметного затенения зеркала и, кроме того, линию питания можно расположить по фокальной оси зеркала, что также уменьшает его затенение. В связи с этим необходимо знать положение фазового центра спиральной антенны.



**рисунок 2.** Совмещение спирального излучателя с рупором

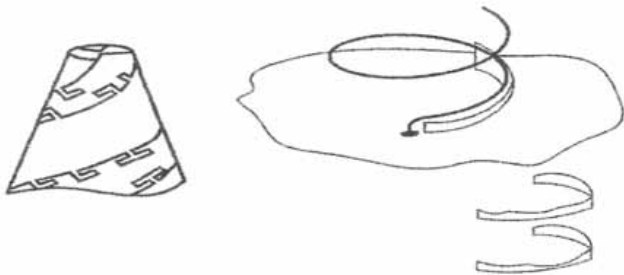
Экспериментальные исследования, проводимые при разработке различных конструкций антенн, показали, что весьма эффективно работают устройства, состоящие из спирального излучателя, совмещенного с рупором (рисунок 2). Так, например, цилиндрическая спираль, размещенная внутри конического рупора, является антенной круговой поляризации с узкой диаграммой направленности и низким уровнем боковых в полосе частот с двухкратным перекрытием. КНД таких антенн в четыре раза выше, чем у обычных спиралей той же геометрии, при этом уровень боковых на  $15-20$  дБ ниже. Как показали эксперимен-

## ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ СПИРАЛЬНЫХ АНТЕНН В НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА

тальные проверки, диаграмма направленности такой антенны имеет такую же ширину, как цилиндрическая спираль с длиной в четыре раза большей.

Рассмотрение токораспределения в спиралях дает основание предполагать, что начальная часть поверхности, примыкающая к узлу запитки, используется для согласования фидера со спиральной структурой.

На рисунке 3 показаны способы реального согласования различных спиральных структур либо за счет увеличения поверхности, занятой площадью излучателя, например с помощью системы специальных вырезов по токонесущей поверхности, либо за счет более эффективного использования различных участков ее поверхности, например введением специальных согласующих насадок в виде фигур различных форм.



**рисунк 3.** Способы согласования реальных спиральных структур

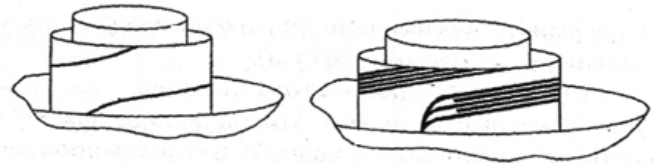
В результате проведенных экспериментов показано, что наиболее часто встречающимися вариантами конструктивного исполнения являются введение в полость цилиндрической или конической антенны металлических или диэлектрических конструкций в виде цилиндров и других тел. Примером может служить совмещение функций антенны с функциями парашютного контейнера спускаемого на поверхность планеты автоматического посадочного аппарата. Полый цилиндр, введенный в полость спиральной антенны, служит для упаковки тормозного парашюта, и одновременно

его поверхность участвует в формировании поляризационной характеристики антенны.

Выбором конфигурации токонесущих ветвей и их расположения относительно цилиндра добиваются квадратурного возбуждения поперечных составляющих поля излучения, обеспечивающего поляризацию, близкую к круговой, даже при относительно малых продольных размерах спирали, которые в нормальных условиях не обеспечивают получения круговой поляризации.

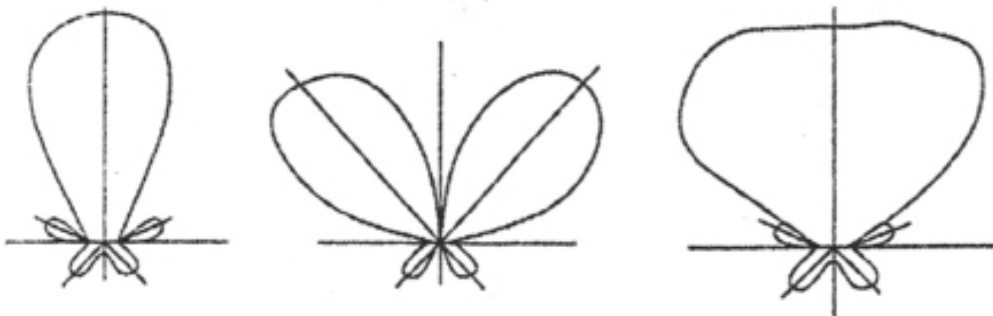
Спираль содержит трехветвевую активную часть с пассивными ветвями, проходящими между ветвями активной спирали. Полость цилиндра использовалась одновременно в качестве отсека для тормозного парашюта. Роль отражателя выполнял тормозной щиток посадочного аппарата.

При высоте спирали около  $0,5\lambda$  и диаметре,  $a_c = \lambda/\pi$  на рабочей частоте 143 МГц реально был получен коэффициент усиления КУ=10 (рисунк 4).



**рисунк 4.** Методы согласования спиралей, расположенных в системе отражающих дисков и цилиндров

Экспериментальные исследования, проведенные в процессе разработки антенных систем, показали, что эффективность излучения ленточных спиральных антенн уменьшается с увеличением диаметра сердечника, уменьшением ширины ленты и увеличением диэлектрической постоянной подложки. Из рисунка 5, где показана зависимость формы диаграммы направленности от диаметра спирали, видно, что при  $ka=0,85$  излучение концентрируется в обратном направлении, с ростом частоты главный лепесток смещается в сторону поперечного направления.



**рисунк 5.** Изменение диаграммы направленности в зависимости от диаметра спирали



При разработке практических конструкций антенн часто применяются устройства, представляющие собой проводник определенной конфигурации, навитый на конус или полусферу, выполняющую роль несущего каркаса. Такие антенны отличаются относительной широкополосностью. Даже в случае одиночного круглого провода, навитого на конус или полусферу, диапазонность его будет больше по сравнению с обычной цилиндрической однозаходной регулярной спиралью. Объясняется это следующим образом: при возбуждении такой антенны с какого-либо конца всегда найдется область, которая будет отвечать условию пространственного резонанса. Поскольку эта область первая на пути волны тока, остальные участки спирали, отвечающие условиям пространственного резонанса для других типов, будут создавать поля, эффективность которых пренебрежимо мала. При изменении частоты возбуждения в ту или иную сторону и при возбуждении антенны с того же конца область пространственного резонанса будет перемещаться по поверхности конуса (или полусферы), но тип волны будет оставаться прежним. Ограничение по диапазону будет определяться диаметром нижнего основания конуса или полусферы и минимально достижимыми размерами в вершине конуса (полусферы).

Для определенной частоты на поверхности конуса будет иметь место область, в пределах которой будут выполняться условия для формирования волны типа  $T_{-1}$ , создающей излучение осевого типа в направлении, противоположном направлению пространственной волны, т.е. в сторону узла возбуждения спирали.

Как было показано выше, характеристика направленности конической логоспиральной антенны определяется не только ее геометрией, но и способом возбуждения. При возбуждении с вершины конуса наиболее активной областью излучения является область пространственного резонанса волны типа  $T_{-1}$ , создающей осевое излучение в направлении, обратном движению возбуждающей структуры волны. При возбуждении со стороны основания наиболее эффективно возбуждаются области, соответствующие волнам более высоких порядков, создающих диаграммы направленности воронкообразной и других форм.

При фиксированной длине волны перемещение вдоль структуры сказывается на величине постоянной распространения точно так же, как и в случае регулярной цилиндрической спиральной структуры при изменении частоты. Области, примыкающие к вершине конуса,

где размеры спирали много меньше длины волны, в основном играют роль канализирующих или направляющих участков спирали. Здесь выполняются условия существования волны типа  $T_0$ , но в силу малости размеров интенсивность излучения этого участка пренебрежимо мала.

Далее участки конуса начинают все более интенсивно излучать, эффективные размеры спирали здесь постоянно увеличиваются и, наконец, на участке, где длина витка спирали становится близкой к длине волны, излучение становится самым интенсивным. Амплитуда поля вблизи поверхности конуса будет в этом месте минимальной. При изменении частоты эта область интенсивного излучения будет перемещаться по длине конуса.

## 2. Конструктивные решения спиральных антенн

Кроме жестких каркасов, применяются также каркасы, позволяющие осуществлять раскрытие и складывание конструкции антенны: телескопические, пружинные и др. Пружина имеет назначение раскрывать цилиндр из мягкого диэлектрического материала, на который нанесены токонесущие ветви из металлической плетенки, сетки или металлической ткани, что например, использовалось при разработке остронаправленной антенны, примененной на аппарате «Венера».

Многообразие конструктивных решений для реальных антенных устройств спирального типа объясняется требованиями к их электрическим характеристикам и особенностям их эксплуатации. Основное назначение экрана – обеспечение минимального уровня заднего и бокового излучения. При этом он не должен нарушать симметрии электрической структуры спиральной антенны, для чего необходимо правильно выбирать как форму, так и размеры отражающего экрана. Регулировкой его размеров и формы можно добиться компенсации некоторых недостатков собственно спирали.

При построении конкретных конструкций и выборе способа их возбуждения необходимо руководствоваться правилом: в любой антенне одни участки ее структуры ответственны за канализацию поступающей энергии, другие – за излучение ее во внешнее пространство. Поэтому вводить дополнительные компенсирующие элементы, влияющие на характер распространяющихся в структуре волн и предназначенных для формирования и улучшения определенных характеристик, необходимо в тех участках структуры, где они могут быть

максимально эффективны без внесения искажений в остальные характеристики антенны.

Таким образом, регулировка входного импеданса антенны и ее характеристик излучения должны быть локально разделены и взаимно развязаны.

Переход от сплошного отражателя к секционированному позволяет регулировать форму диаграммы направленности в плоскости, нормальной к оси спирали. Степень неравномерности ее определяется соотношением угловых размеров дуг отражателей и зазоров между ними. Дополнительные возможности можно получить, комбинируя формы рефлектора: сочетание диска с конусом, конуса с радиальными круговыми элементами и т.д. Роль отражателя может выполнять плавный переход от коаксиального фидера к спирали, который также является отрезком фидера с двойной плавно расширяющейся согласующей прорезью.

Ветви коаксиала, разделенные прорезью, имеют длины  $1,5\lambda$  и  $0,5\lambda$ . Это обеспечивает наилучшее согласование. Задача конструктивного синтеза состоит в том, чтобы, используя заложенные в конструкции антенны и свойства ее окружения степени свободы, добиться согласования, минимума потерь и требуемой мощности излучения в пространстве. Исследования показывают, что в монофилярной спирали существуют две области, определяющие эффективность ее возбуждения и излучения:

1 – область, начиная от точки возбуждения и далее на протяжении первых (первого, второго, третьего) витков, характеризуется резким спаданием амплитуды тока до минимума; это область возбуждения структуры спирали;

2 – область, начиная от точки минимума тока и до конца структуры, характеризуется относительным постоянством амплитуды тока, она ответственна за формирование поля в структуре, согласование с внешним пространством и перенос энергии поля во

внешнее пространство путем преобразования энергии генератора в энергию поверхностной волны, которая возбуждает последующие витки спирали.

Рассмотрение спирали с позиций апертурного возбуждения позволяет сделать вывод о том, что, введя дополнительные ветви спирали (активные, пассивные), можно получить более эффективное возбуждение ее поверхности и повысить излучательную способность спирали. При увеличении активной области конической спирали, например при увеличении угла подъема, спирали, наблюдается уширение основного лепестка диаграммы направленности, т.е., на первый взгляд, имеется несоответствие между обычными апертурными представлениями и представлениями эквивалентной апертуры для конических логарифмических спиральных антенн.

Исследования показывают, что спиральные антенны обладают участками, которые в основном ответственны за создание поля излучения и за формирование основных электрических характеристик. За пределами этих участков антенны мало чувствительны к изменению геометрии, размеров, свойств среды и т.д.

Так, для двухзаходной спиральной антенны входное сопротивление, измеренное в точке питания структуры, сохраняет значение, близкое к  $60 \pi$ , при изменении внешнего диаметра вплоть до критического, определяющего границу активной области антенны или зону пространственного резонанса по аналогии с цилиндрическими антеннами.

Спиральная антенна имеет конструктивные особенности, позволяющие изменить ее излучающие характеристики. На рисунке 6 приведен пример конической спиральной антенны, у которой изменены по сравнению с обычной начальная, конечная и связанная с отражающей структурой части. Активная составляющая входного сопротивления  $M$ -заходной равноугольной самоподполняющей структуры равна  $R = \eta_0 / M$ ,  $\eta_0 = 377$  Ом.

При одном и том же количестве клемм



**рисунки 6.** Спиральная антенна, заключенная в отражающий конус

сопротивление системы будет зависеть от способа их подключения. При этом, чем больше число ветвей спирали, тем больше интервал возможных значений сопротивления структуры, получаемых при различных вариантах запитки этих ветвей.

Так, при  $M=2$  имеется всего один вариант подключения структуры, при этом ее сопротивление  $R=189$  Ом. При  $M=3$  вариантов запитки структуры два, соответствующие им значения сопротивлений равны  $R=230$  Ом и  $R=170$  Ом. При  $M=4$  этих вариантов уже пять, причем интервал возможных сопротивлений расширяется до  $94...270$  Ом и так далее.

На практике толщина токонесущей ветви спирали конечна. Увеличение толщины токонесущего провода приводит к уменьшению спиральной антенны и к снижению диапазонности антенны, поскольку при этом снижается верхняя граничная частота. В направлениях, близких к направлению главного излучения, поляризация поля близка к круговой. При уходе от этого направления она постепенно переходит в эллиптическую, а затем становится чисто линейной. Направление вращения вектора поляризации при этом обратно направлению намотки спирали.

Если двухзаходные конические спиральные антенны с противофазной запиткой в вершине конуса обеспечивают однолепестковую диаграмму направленности, ориентированную своим максимумом в сторону вершины конуса, то четырехзаходные конические антенны используются в основном для обеспечения воронкообразных диаграмм направленности. При изменении угла намотки спирали меняется ориентация максимума диаграмм направленности, что полностью согласуется с представлениями этих антенн в виде «эквивалентных раскрывов», образованных дипольными группами.

Для осуществления электрической симмет-

рии структуры как в случае плоских спиралей, так и в случаях конических, полусферических конструкций, вдоль пассивных ветвей прокладываются запаянные с обоих концов отрезки кабелей, аналогичных активному питающему фидеру.

Преимущество конической спирали по сравнению с плоской в том, что она обеспечивает одностороннее излучение без применения специальных дополнительных отражателей. Как показали исследования, угол при вершине конуса определяет соотношение между количеством энергии, излучаемой антенной вперед и излучаемой в обратном направлении.

При углах  $\psi$ , больших  $60^\circ$ , энергией, излученной в задней полусфере, можно пренебречь по сравнению с энергией, излученной в передней полусфере. При  $\psi = 20^\circ$  эта доля энергии становится еще меньше.

В таблице приведены типы волн, существующих в конических  $2^x$  и  $4^x$ -заходных спиральных антеннах, и соответствующие им диаграммы направленности.

Для конических спиральных структур, ветви которых представляют собой тонкие экспоненциально расширяющиеся ленты, границы областей существования волн типа  $T_n$  могут быть приближенно оценены с помощью выражений:

– для волн типа  $T_n$ :

$$n \operatorname{tg} \left( \frac{90 - \alpha}{2} \right) \leq kr \cdot \sin \vartheta \leq -\cos \alpha,$$

– для волн типа  $T_{-n}$ :

$$n \cos \alpha \leq kr \cdot \sin \vartheta \leq n \operatorname{tg} \left( \frac{90 - \alpha}{2} \right).$$

При увеличении угла намотки спирали область существования волн типа  $T_{-n}$ , т.е. граница активной области излучения, соответствующая этим типам смещается ближе к вершине конуса. При этом допустимый нижний диаметр конуса уменьшается. Это приводит к ушире-

таблица

количество заходов и способ возбуждения	тип волны	форма диаграммы направленности
$2^x$ -заходная с синфазным возбуждением	$T_0, T_{\pm n}$	тороидальная коническая
$2^x$ -заходная с противофазным возбуждением	$T_{\pm(2n+1)}$	осевая
$4^x$ -заходная. синфазное возбуждение	$T_0, T_{\pm 4}$	тороидальная
$4^x$ -заходная. Возбуждение вида: $0^\circ, 180^\circ$	$T_{\pm 2}, T_{\pm 6}$	коническая
$4^x$ -заходная. Возбуждение вида: $0^\circ, 90^\circ, 270^\circ, 360^\circ$	$T_{-5}, T_{-1}, T_3$	осевая
$4^x$ -заходная. Возбуждение вида: $0^\circ, -90^\circ, -270^\circ, -360^\circ$	$T_{-3}, T_{-7}, T_{-11}$	тороидальная узкая

нию основного лепестка диаграммы направленности для режима обратного излучения.

Для режимов, соответствующим волнам более высоких порядков, увеличение угла намотки спирали приводит к отклонению максимума диаграммы направленности воронкообразной формы от оси конуса к его основанию (Давыдов А.Г., Пригода Б.А., 2000; Пригода Б.А., Маркин А.С., 1984; Пригода Б. А., 2000).

Проведенные исследования показывают, что повышение эффективности излучения спирали может быть получено также путем введения в полость спирали металлического цилиндра, коэффициент  $k$  при этом удается довести до 15... 20, что согласуется с представлениями цилиндрической спиральной антенны в виде эквивалентного раскрыва с площадью, равной площади излучающей поверхности ЦСА.

Цилиндрические спирали с металлическим цилиндром внутри нашли практическое применение на автоматических космических станциях «Луна», «Вега» и «Фобос». На посадочных станциях «Венера» также использовались спиральные антенны с металлическим цилиндром внутри (Самусенко А.И., Пригода Б.А., 1991; Пригода Б.А., Калугин Н.Н., Петрова З.Ф., 1976).

Суть возникновения «сверхусиления» этих модифицированных спиральных структур в том, что с помощью приемов конструкционного синтеза удается оптимально возбудить токонесущую поверхность антенны. Цена проявления такого свойства этих структур – сужение рабочей полосы частот. В НПО им. С.А. Лавочкина было проведено математическое моделирование подобных антенн, исходя из физических представлений структур, оговоренных выше. В частности, установлено, что при заданном угле намотки спирали существует определенное число витков спирали, при котором КУ антенны имеет максимальное значение (Пригода Б.А., 1989; Пригода Б.А., 2000). Этот вывод имеет важное значение при выборе оптимальной высоты антенны над экраном.

Исследованы характеристики излучения спирали с аксиально-расположенным цилиндром, где прослеживается вывод о том, что эффективность излучения такой системы уменьшается с уменьшением диаметра цилиндра, уменьшением ширины ленты и увеличением диэлектрической проницаемости подложки.

Изменяя расстояние между спиралью и экраном, можно согласовать вход антенны с коаксиальной линией питания. При этом КСВ линии доводится до величины 1,1, что вполне удовлетворительно для применяемых линий питания.

Спиральную антенну заднего излучения

удобно использовать в качестве облучателя однозеркальной осесимметричной антенны, поскольку экран имеет малый диаметр и не создает заметного затенения зеркала и, кроме того, линию питания можно расположить по фокальной оси зеркала, что также уменьшает его затенение. В связи с этим необходимо знать положение фазового центра спиральной антенны.

## Список литературы

*Best S.R.* Дискуссия по малым резонансным антеннам // IEEE Antennas Propagat. Mag, 2004. Vol. 46, № 6.

*Du Hamel R.H., Isbell D.E.* Широкополосные логоперидические антенные структуры // IRE National Convent Record, Part 1. P. 119-128.

*Dyson J.D.* Равноугольные спиральные антенны // IRE Transaction on Antennas and Propagation, April 1959. V. AP – 7. P. 181- 187.

*Gloutak R. T.* Двухветвевая эксцентрическая спиральная антенна // IEEE Transaction on Antennas and Propagation, April 1992. Vol. 45, № 4. P. 723 – 730.

*Rumsey V.H.* Частотно-независимые антенны // IRE National Convention Record, 1957. Part 1. P. 114-118.

*Давыдов А.Г., Пригода Б.А.* Численный анализ спиральных антенн с осевым проводящим цилиндром / Сб. науч. трудов. Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, НПО им. С.А. Лавочкина, 2000. Вып. 2. С. 184-190.

*Пригода Б. А.* Оптимизация наземных антенных систем связи / Сб. науч. трудов. Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, НПО им. С.А. Лавочкина, 2000. Вып. 2. С. 26-29.

*Пригода Б.А.* Измерение диаграмм направленности антенн с учетом влияния отражений от местных предметов / Сб. науч. трудов. Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, НПО им. С.А. Лавочкина, 2000. С. 262 -264.

*Пригода Б.А.* Модифицированные и комбинированные спиральные антенны / Сб. науч. трудов. Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, НПО им. С.А. Лавочкина, 2000. Вып. 7. С. 146-160.

*Пригода Б.А.* Основные особенности антенных систем автоматических космических станций // Радио и связь, 1989. С. 242- 260.

*Пригода Б.А., Калугин Н.Н., Петрова З.Ф.* Согласование логоспиральных конических антенн / Материалы семинара по антенным устройствам: сборник статей. Минск 1976. Вып. 6. С. 178- 192.

*Пригода Б.А., Маркин А.С.* Метод многочастотного эталонирования «Антенные измерения ВКАИ-3». Ереван, 1984. С. 43-45.

*Самусенко А.И., Пригода Б.А.* Максимизация КНД цилиндрических спиральных антенн // Радиотехника, 1991. № 1.С. 85-86.

*Статья поступила в редакцию 01.02.2012 г.*

## ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «ВЕСТНИК ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА» принимаются статьи, отвечающие профилю журнала.
2. Статья должна быть подписана всеми авторами.  
Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков.  
Все страницы должны быть пронумерованы.
3. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы.
4. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности (соответственно требованиям ВАК, ГОСТ Р 7.0.7):
  - 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.
5. Рукопись статьи предоставляется в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
6. Набирать текст необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер - **14**, интервал - **полтора**.  
Поля со всех сторон - **25 мм**.
7. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Math Equation** или встраиваемый формульный процессор **Math Type**.  
Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста.  
Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105.
8. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы.  
Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
9. 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. (Согласно ГОСТ Р 7.0.5, ГОСТ 7.82).
10. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32.
11. Иллюстративный материал только в цветном изображении должен быть четким и не требовать перерисовки.
12. К статье следует приложить диск с файлами:
  - сформированной статьи;
  - рисунков, таблиц, графиков;
  - фотографий авторов (размер фотографий не менее 6x4);
  - иллюстрации (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
  - 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),
  - сотовый (предпочтительней),
  - адрес электронной почты.

\*\*\*

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*

художественное оформление журнала,  
обложек, оригинал-макета -  
«НПОЛ – ГРАФИК ДИЗАЙН»

подписано в печать 04.04.2012.  
формат 60x84 /<sub>8</sub>  
бумага офсетная. печать офсетная.  
объем 7.0 печ. л.  
тираж 500 экз.

отпечатано с готового оригинал-макета  
в типографии ООО «ПОЛСТАР» (МАИ),  
Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993



# Страховая Акционерная Компания **ЭНЕРГОГАРАНТ**

Страховая акционерная компания «ЭНЕРГОГАРАНТ» на протяжении длительного времени сотрудничает с предприятиями ракетно-космической отрасли. Мы гордимся этим долгосрочным взаимовыгодным сотрудничеством и предлагаем Вам специальные условия добровольного страхования.

Сотрудникам предприятий ракетно-космической промышленности мы предоставляем дополнительную скидку в размере 15% на страхование квартиры, дачи или автомобиля.

Узнайте подробности в ближайшем офисе Страховой акционерной компании «ЭНЕРГОГАРАНТ».

+7 (495) 737 0330  
[www.energogarant.ru](http://www.energogarant.ru)

**НАША ЭНЕРГИЯ – ГАРАНТИЯ ВАШЕГО СПОКОЙСТВИЯ**





УЧАСТИЕ КОЛЛЕКТИВА ОКБ,  
РУКОВОДИМОГО С.А. ЛАВОЧКИНЫМ  
В ДОСТИЖЕНИИ НАШЕЙ СТРАНЫ ПОБЕДЫ  
В ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЕ  
ОТМЕЧЕНО ВЫСШЕЙ НАГРАДОЙ СССР  
**ОРДЕНОМ ЛЕНИНА**



**ЛаГГ-3**, 1940

ДВИГАТЕЛЬ — М-105РФ, 1050 Л. С.  
РАЗМАХ — 9,80 М. ПЛОЩАДЬ КРЫЛА — 17,50 М<sup>2</sup>.  
ДЛИНА — 8,62 М. ВЕС ВЗЛЕТНЫЙ — 3500 КГ.  
СКОРОСТЬ МАКСИМАЛЬНАЯ — 600 КМ/Ч.  
ПОТОЛОК ПРАКТИЧЕСКИЙ — 9600 М.  
ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА — 1000 КМ.  
ВООРУЖЕНИЕ — 1 ПУШКА 20-ММ,  
2 ПУЛЕМЕТА 12,7 ММ, 2 ПУЛЕМЕТА 7,62 ММ,  
2 БОМБЫ ПО 100 КГ.

ИЗОБРАЖЕН САМОЛЁТ НА КОТОРОМ ЛЕТАЛ  
В НАЧАЛЕ ВОЙНЫ БУДУЩИЙ  
ТРИЖДЫ ГЕРОЙ СОВЕТСКОГО СОЮЗА  
**АЛЕКСАНДР ИВНОВИЧ ПОКРЫШКИН**

**ВЫПУСК САМОЛЁТОВ ЛаГГ В ГОДЫ ВОЙНЫ**

1941	1942	1943	1944	1945	ВСЕГО
2463	2771	1065	229	0	6528



**Ла-5Ф**, 1942

ДВИГАТЕЛЬ — АШ-82, 1300 Л. С.  
РАЗМАХ — 9,8 М. ПЛОЩАДЬ КРЫЛА — 17,59 М<sup>2</sup>.  
ДЛИНА — 8,67 М. ВЕС ВЗЛЕТНЫЙ — 3265 КГ.  
СКОРОСТЬ МАКСИМАЛЬНАЯ — 630 КМ/Ч.  
ПОТОЛОК ПРАКТИЧЕСКИЙ — 9450 М.  
ВООРУЖЕНИЕ Ла-5Ф — 2 ПУШКИ 20-ММ;  
РЕАКТИВНЫЕ СНАРЯДЫ ИЛИ БОМБЫ — 150 КГ.

**ВЫПУСК САМОЛЁТОВ Ла-5 В ГОДЫ ВОЙНЫ**

1941	1942	1943	1944	1945	ВСЕГО
0	1129	5047	3826	0	10002



**Ла-7**, 1943

ДВИГАТЕЛЬ — АШ-82ФН, 1850 Л. С.  
РАЗМАХ — 9,8 М. ПЛОЩАДЬ КРЫЛА — 17,59 М<sup>2</sup>.  
ДЛИНА — 8,6 М. ВЕС ВЗЛЕТНЫЙ — 3265 КГ.  
СКОРОСТЬ МАКСИМАЛЬНАЯ — 680 КМ/Ч.  
ПОТОЛОК ПРАКТИЧЕСКИЙ — 10750 М.  
ДАЛЬНОСТЬ — 635 КМ.  
ВООРУЖЕНИЕ — 3 ПУШКИ 20-ММ, 2 БОМБЫ ПО 100 КГ.

ИЗОБРАЖЕН САМОЛЕТ, НА КОТОРОМ ЛЕТАЛ ДВАЖДЫ ГЕРОЙ СОВЕТСКОГО СОЮЗА  
**И. Н. КОЖЕДУБ** (С АВГУСТА 1945 ГОДА — ТРИЖДЫ ГЕРОЙ СОВЕТСКОГО СОЮЗА).

НА СНИМКЕ ВНИЗУ — **СЕМЁН АЛЕКСЕЕВИЧ ЛАВОЧКИН**  
И **ИВАН НИКИТОВИЧ КОЖЕДУБ** НА ЗАВОДСКОМ АЭРОДРОМЕ  
С РАБОТНИКАМИ ЛИС. 1945 ГОД

**ВЫПУСК САМОЛЁТОВ Ла-7 В ГОДЫ ВОЙНЫ**

1941	1942	1943	1944	1945	ВСЕГО
0	0	0	2236	3669	5905

**ВСЕГО САМОЛЁТОВ Ла ЗА ГОДЫ ВОЙНЫ**

**22438**



**С.А. ЛАВОЧКИН** СО СВОИМИ ЗАМЕСТИТЕЛЯМИ - **Л.А. ЗАКОМ** И **С.М. АЛЕКСЕЕВИЧ**



ПОТОЧНОЕ ПРОИЗВОДСТВО САМОЛЁТОВ **Ла-5** НА ЗАВОДЕ 21 В ГОРОДЕ ГОРЬКИЙ



ЛИНЕЙКА НОВЫХ САМОЛЁТОВ **Ла-7**



В ГОДЫ ВОЙНЫ  
БЫЛО ВЫПУЩЕНО

**60657**  
САМОЛЁТОВ-ИСТРЕБИТЕЛЕЙ,  
ИЗ НИХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ

**Ла - 22438**