

## КОСМОНАВТИКА и РАКЕТОСТРОЕНИЕ

*Ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года*

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**  
**Ю.В. Костеренко**

к.т.н. **М.Б. Мартынов**

к.т.н. **А.А. Мошнеев**

д.т.н. **А.Е. Назаров**

к.э.н. **В.М. Романов**

**А.В. Савченко**

**С.Н. Солодовников**

**И.Л. Шевалев**

### Редакционный совет

д.т.н. **В.В.Хартов** – председатель

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.

### Содержание

|                                                                                                                                                                                                                                     |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Дегтярев А.В., Кавелин С.С.</b> Ковтуненко Вячеслав Михайлович – ученый, творец, энтузиаст.....                                                                                                                                  | 3  |
| <b>Шевалев И.Л.</b> НПО им. С.А. Лавочкина и В.М. Ковтуненко: пересечение судеб, давшее новый импульс развитию отечественной беспилотной космонавтики.....                                                                          | 8  |
| <b>Церенин И.Д., Губанов И.П.</b> Опыт управления астрофизической обсерваторией «Гранат».....                                                                                                                                       | 21 |
| <b>Симонов А.В., Морской И.М., Хамидуллина Н.М.</b> Обеспечение планетарной защиты Марса в экспедиции «Фобос-Грунт». Расчет вероятности попадания КА на Марс.....                                                                   | 28 |
| <b>Багров А.В., Вернигора Л.В., Вятлев П.А., Мартынов М.Б., Папченко Б.П., Сысоев В.К.</b> Создание светодиодных оптических маяков для космических аппаратов.....                                                                   | 37 |
| <b>Казмерчук П.В., Усачов В.Е.</b> Вычисление производных Фреше в задачах оптимизации сложных траекторий КА с малой тягой.....                                                                                                      | 44 |
| <b>Родин А. Л., Прилуцкий А.А., Детков А.Н., Ницак Д.А.</b> Использование авиационной поляриметрической РСА для обнаружения спускаемого аппарата проекта «Фобос-Грунт» на фоне земной поверхности.....                              | 50 |
| <b>Самойлов С.Ю.</b> Модель определения географических координат объектов по космическим снимкам при помощи аналитического метода.....                                                                                              | 58 |
| <b>Конова Е.М., Хатилов С.А., Цвелев В.М., Алексеев С.В., Маркачев Н.А.</b> Исследование влияния наноразмерных наполнителей на физико-механические свойства радиационных модификаций композиций на основе политетрафторэтилена..... | 66 |

### 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.

С января 2011 года наш журнал можно выписать: 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@Laspac.ru](mailto:Vestnik@Laspac.ru)

Адрес в Интернете: <http://vestnik.laspac.ru>

ISSN 2075-6941



9 772075 694002

11004

COSMONAUTICS and ROCKET ENGINEERING

Scientific and Technical Quarterly journal published since 2009

Chief Editor – **K.M. Pichkhadze** Doctor of Engineering, Professor

Deputy Chief Editor – **V.V. Efanov** Doctor of Engineering, Professor

**Editorial Board**

**K.Z. Karchayev** Candidate of Science (Economics)

**T.M. Korostina**

**Y.V. Kosterenko**

**M.B. Martynov**, Candidate of Science (Engineering)

**A.A. Moishev**, Candidate of Science (Engineering)

**A.E. Nazarov**, Doctor of Engineering

**V.M. Romanov**, Candidate of Science (Economics)

**A.V. Savchenko**

**S.N. Solodovnikov**

**I.L. Shevalev**

**Editorial Council**

**V.V. Khartov**, Doctor of Engineering – Chairman

**O.M. Alifanov**, Corresponding Member RAN

**V.V. Asmus**, Doctor of Physical and Mathematical Sciences

**A.A. Boyarchuk**, Academician RAN

**B.I. Glazov**, Doctor of Engineering

**L.M. Zelenyi**, Academician RAN

**A.A. Lyubomudrov**, Doctor of Engineering

**M.Y. Marov**, Academician RAN

**Y.A. Matveev**, Doctor of Engineering

**V.Y. Meleshko** Doctor of Engineering

**G.M. Polishchuk**, Doctor of Engineering,

**G.A. Popov**, Academician RAN

**V.E. Usachev**, Doctor of Engineering

**V.S. Finchenko**, Doctor of Engineering

**E.N. Khokhlachev**, Doctor of Engineering

**B.M. Shustov**, Corresponding Member RAN

**Founder**

FSUE «Lavochkin Association»

The journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight.

Certificate III № ФС77-35385 dated

February 18, 2009

Table of contents

|                                                                                                                                                                                                                                    |    |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Degtyarev A.V., Kavelin S.S.</b> Vyacheslav M. Kovtunenکو – scientist, creator, enthusiast.....                                                                                                                                 | 3  |
| <b>Shevalev I.L.</b> Lavochkin Association and V.M. Kovtunenکو: intersection of ways, which gave the new impetus to development of the domestic unmanned space exploration.....                                                    | 8  |
| <b>Tserenin I.D., Gubanov I.P.</b> Practice of control of «Granat» astrophysical observatory.....                                                                                                                                  | 21 |
| <b>Simonov A.V., Morskoy I.M., Khamidullina N.M.</b> Planetary protection of Mars in frame of «Phobos-Grunt» mission. Probability calculation of SC reaching the Mars.....                                                         | 28 |
| <b>Bagrov A.V., Vernigora L.V., Vyatlev P.A., Martynov M.B., Papchenko B.P., Sysoev V.K.</b> Development of Light-Emitting Diode (LED) Optical Beacons for Spacecraft.....                                                         | 37 |
| <b>Kazmerchuk P.V., Usachov V.E.</b> Calculation of Frechet derivatives for optimization of complex trajectories of low thrust spacecraft.....                                                                                     | 44 |
| <b>Rodin A.L., Prilutskiy A.A., Detkov A.N., Nitsak D.A.</b> Use of airborne polarimetric SAR for detection of «Phobos-Grunt» descent vehicle against the Earth background.....                                                    | 50 |
| <b>Samoilov S.Y.</b> Analytic model of objects' geographical coordinate determination by space images.....                                                                                                                         | 58 |
| <b>Konova E.M., Khatipov S.A., Tsvelev V.M., Alekseev S.V., Markachev N.A.</b> Study of impact of nanofillers on physical and mechanical properties of radiation modifications of composites based on polytetrafluoroethylene..... | 66 |

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.laspace.ru>

Starting from January 2011 subscribe to our journal: subscription index 37156 in catalogue «Gazety i journaly» (Rospechat)

**Editorial office address:** 141400 Moscow region, Khimki, Leningradsкая str., 24

**Phone:** (495) 573 23 61, (495) 575 54 69

**Fax:** (495) 573 35 95, (495) 572 00 68

**E-mail:** [Vestnik@laspace.ru](mailto:Vestnik@laspace.ru)

**Internet:** <http://vestnik.laspace.ru>

УДК 629.783

# КОВТУНЕНКО ВЯЧЕСЛАВ МИХАЙЛОВИЧ – УЧЕНЫЙ, ТВОРЕЦ, ЭНТУЗИАСТ

*А.В. Дегтярев, С.С. Кавелин*



ДЕГТЯРЕВ

**Александр Викторович**  
генеральный конструктор –  
генеральный директор ГП  
КБ «Южное» им. М.К. Янгеля»,  
кандидат экономических наук,  
академик Международной  
академии астронавтики (МАС)  
E-mail: info@yuzhnoye.com



КАВЕЛИН

**Сергей Сергеевич**  
главный специалист  
космических аппаратов ГП  
КБ «Южное» им. М.К. Янгеля»,  
академик Российской академии  
космонавтики им.  
К.Э. Циолковского (РАКЦ)  
E-mail: info@yuzhnoye.com

*Статья посвящена памяти В.М. Ковтуненко, его вкладу в становление и развитие ракетной и космической тематики в ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля, науку и международное сотрудничество.*

*Ключевые слова: унифицированные спутниковые платформы; космические и научные исследования; программа «Интеркосмос».*

**VYACHESLAV M. KOVTUNENKO – SCIENTIST, CREATOR, ENTHUSIAST A.V. Degtyarev, S.S. Kavelin**

*The article is dedicated to the memory of V.M. Kovtunencko and covers his personal contribution to the formation and growth of rocket and space activities at State Enterprise «KB Yuzhnoye» named after M K Yangel, progress of science and international cooperation.*

*Key words: unified satellite platforms, space and scientific research, «Intercosmos» program.*

Выдающийся конструктор и ученый Вячеслав Михайлович Ковтуненко родился 31 августа 1921 года в г. Энгельсе Саратовской области.

Блестяще окончив среднюю школу, поступил в авиационный институт, мечтал строить самолеты. Война перечеркнула все планы – в двадцать лет он ушел на фронт, в боях под Москвой был тяжело ранен, вернулся с войны инвалидом.

В госпитале узнал, что к службе в действующей армии уже не пригоден, и подал документы в Ленинградский университет, в годы войны эвакуированный в город Саратов. Двадцатидвухлетний ветеран войны стал студентом механико-математического факультета и в 1946 году, уже с дипломом инженера-механика был направлен в Научно-исследовательский институт (НИИ-88), в отдел Сергея Королева [1].

Путь Ковтуненко в ракетостроении и космонавтике был весьма непрост. По сути, это была непрерывающаяся борьба за новые идеи, проекты, технологии. Проработав шесть лет у Королева ведущим инженером-расчетчиком аэродинамических и теплообменных процессов, Ковтуненко занимался еще и баллистикой,

прочностью, проектированием; возглавлял группу; защитил кандидатскую диссертацию, стал универсальным специалистом – по тем временам редкое в науке и технике явление. Перед ним открывалась широкая перспектива, но неожиданно для всех, в том числе и для Главного конструктора, Ковтуненко уезжает на «периферию», в город на Днепре, где, кроме серийного выпуска королевских ракет дальнего действия, затевалось новое дело.

По приглашению Главного конструктора завода № 586 В.С. Будника в 1953 году В.М. Ковтуненко с семьей переезжает в г. Днепропетровск, где в должности научного сотрудника отдела главного конструктора наряду с обеспечением необходимых расчетов по серийным ракетам Р-1 и Р-2 активно включился в поисковые работы по проектированию новой стратегической ракеты Р-12. Разработка этой ракеты на более перспективных высококипящих компонентах топлива, отличных от применяемых на серийных ракетах, начиналась конструкторами завода № 586 в инициативном порядке.

Одновременно В.М. Ковтуненко по совместительству стал преподавать курс аэродинамики в

Днепропетровском госуниверситете, где по распоряжению правительства страны стали готовить специалистов для ракетостроения. На вновь созданном для этих целей физико-техническом факультете он возглавил кафедру аэродинамики.

Деловые и организаторские качества В.М. Ковтуненко imponировали главному конструктору завода, и уже в конце 1953 года он был назначен руководителем недавно образованного проектного отдела, состоящего из четырех секторов: проектно-конструкторского, баллистики и динамики, нагрузок и прочности, головных частей. Костяк отдела составили молодые конструкторы-выпускники МВТУ, МАИ, КАИ, ЛВМИ, Московского и Саратовского университетов, не обремененные грузом традиционных решений и полные желанием предлагать новые решения, улучшающие характеристики предшествующих серийных ракет. Вместе с тем, основные сектора отдела возглавили опытные специалисты-ракетчики, переехавшие в Днепропетровск из НИИ-88.

Расчетами по аэродинамике и тепломассообмену Вячеслав Михайлович вначале руководил сам. В этой ситуации проявился его исключительный талант - находить оптимальный компромисс задора молодости и осторожности опыта. В проекте первой ракеты В.М. Ковтуненко максимально, насколько позволяли новые компоненты топлива, использовал ранее апробированные конструктивные элементы. Это относилось к компоновке, материалам, системам наддува, стабилизаторам, органам управления полетом, а также к сохранению диаметра корпуса ракет таким же, как у изготавливаемых заводом Р-2 и Р-5М, с целью использования применяемых в заводских цехах оборудования и оснастки.

Проект ракеты Р-12 был одобрен Управлением реактивного вооружения МО СССР и Министерством оборонной промышленности. Постановлением правительства ракета получила путевку в жизнь; для реализации проекта отдел Главного конструктора завода № 586 в 1954 году был преобразован в Особое конструкторское бюро № 586, Главным конструктором был назначен Михаил Кузьмич Янгель.

Проектный отдел рос количественно и качественно. В его составе появились подразделения по пневмогидравлическим системам и системам телеметрических и траекторных измерений, наземному оборудованию, твердотопливной тематике и перспективному проектированию. Окрыленные первым успехом (успешный пуск Р-12 в 1957 г.), проектанты под руководством В.М. Ковтуненко в кратчайшие сроки разработали проекты двух новых стратегических ракет: Р-14 с вдвое большей, чем у ракеты Р-12 дальностью стрельбы и межконтинентальной ракеты Р-16.

Создание отечественных стратегических ракет первого поколения (Р-12, Р-14, Р-16) окончательно

утвердило избранное днепровцами направление, а молодой коллектив ОКБ-586 стал признанным лидером боевого ракетостроения [2].

При весьма плотной загрузке проектантов директивно предписанными работами Вячеслав Михайлович поощрял инициативные проработки по направлениям развития ракетной техники, которые на первый взгляд могли показаться преждевременными или даже авантюрными. Вместе с тем многие из этих идей нашли воплощение в дальнейших разработках нынешнего КБ «Южное» и других коллективах ракетной отрасли.

К ним можно отнести стратегические ракеты второго поколения Р-22, Р-24, Р-26, предлагаемые как модернизации ракет Р-12, Р-14, Р-16; космические ракеты-носители 63С1, 64С2, 65С3, 66С4 и 67С5, использующие в качестве первых ступеней серийно изготавливаемые боевые ракеты; межконтинентальные ракеты тяжелого класса Р-36 в баллистическом и орбитальном вариантах и Р-46. На рубеже 50-х - 60-х годов под руководством В.М. Ковтуненко проводились проработки сверхтяжелой космической ракеты РК-100 со стартовым весом 1200 т, ставшей предшественницей ракеты Р-56, позволяющей осуществлять создание глобальных информационных систем связи на стационарных и суточных орбитах ИСЗ, пилотируемый облет Луны, посадку на поверхность Луны тяжелых автоматических станций, запуск космических аппаратов в район Марса и Венеры. К сожалению, после эскизного проекта дальнейшая разработка этой ракеты была прекращена правительством отнюдь не по технико-экономическим соображениям. В те же годы в проектно-конструкторском отделе прорабатывались варианты ракет Р-15 и Р-21 для оснащения подводных лодок, малогабаритных межконтинентальных ракет Р-37 и Р-38, а также велась НИР по твердотопливной межконтинентальной ракете мобильного базирования в рамках темы РТ- 20П.

Вместе с численным ростом ОКБ-586, щедро пополнялся специалистами, в основном молодыми, и проектный отдел. Достигнув критического для оптимального управления работами уровня численности, из проектного отдела выделилось семь самостоятельных отделов. Некоторые из них образовали расчетно-теоретические комплексы.

В проектный комплекс, заместителем начальника которого стал В.М. Ковтуненко, был объединен ряд проектно-конструкторских отделов, также выделенных из родоначального проектного отдела. И во всех этих дочерних подразделениях сохранялось творческое начало, возвращенное интеллектом и щедростью души первого руководителя – Вячеслава Михайловича Ковтуненко. Единодушная поддержка проектов ОКБ-586 по созданию космических ракет на базе ракет Р-12 и Р-14 (63С1 и 65С3), реализация идеи ши-



рокого использования «малых» спутников в интересах Академии наук СССР и оборонных ведомств, начало осуществления программы всестороннего исследования околоземного космического пространства спутником «Космос-1» (1962 г.), заместителем председателя государственной комиссии и техническим руководителем запуска которого РН «Космос» (63С1) являлся В.М. Ковтуненко, постепенно делали его горячим, последовательным энтузиастом космонавтики. Он очень болезненно переживал передачу дальнейшей разработки ракеты-носителя «Космос-2» (65С3), метеорологического спутника «Метеор» и спутников связи «Стрела» и «Пчела» другим организациям, рассматривая это как потерю перспективных и престижных заказов для КБ «Южное» и Южмашзавода. Позже М.К. Янгель передал разработку разведывательной космической фотосистемы «Янтарь» в Самару, руководствуясь все теми же соображениями высшей государственной важности – создание боевых ракетных комплексов стратегического назначения.

Тем не менее, Вячеслав Михайлович не терял силы духа и всю свою неукротимую энергию направлял на реализацию новых идей. Собрав под свое крыло лучшие кадры ОКБ, В.М. Ковтуненко поставил задачу – как в сжатые сроки разработать и организовать производство большого количества КА разных типов. Руководитель космического направления понимал: обычным, традиционным способом это сделать невозможно, требовались нестандартные решения, свежие идеи.

Самым приемлемым оказался принцип унификации платформ космических аппаратов: использование единого корпуса, стандартного состава служебных систем, общей схемы управления бортовой аппаратурой, единой системы энергопитания – все это позволило впервые в мировой практике организовать на Южмаше серийное производство спутников.

Унифицировав платформы, удалось уменьшить сроки разработки и изготовления космических аппаратов, значительно снизить их стоимость. За первое десятилетие космических исследований на базе трёх унифицированных платформ (ДС-У1, ДС-У2, ДС-У3) было создано и выведено на орбиты более сорока научных спутников 30 наименований.

К этому времени за заслуги в разработке боевой ракетной техники Вячеслав Михайлович был удостоен звания Героя Социалистического труда, Лауреата Ленинской премии, стал доктором технических наук и профессором, награждён орденом Ленина.

Однако он ушёл из проектного комплекса по ракетам. По его инициативе были образованы вначале проектно-конструкторский комплекс, а затем (1965 г.) – КБ по космическим аппаратам, которые он последовательно возглавлял. На Южмаше было создано

специализированное космическое производство. Малые унифицированные платформы стали инструментальной основой для организации международного сотрудничества в исследованиях по программе «Интеркосмос». Первый интернациональный спутник «Интеркосмос-1», запущенный 14 октября 1969 г. ракетой-носителем «Космос» (63С1), в присутствии учёных девяти зарубежных стран, знаменовал собой новую эру в космических исследованиях – широкое международное сотрудничество. Забегая вперед, отметим, что из 25 автоматических аппаратов серии «Интеркосмос» 22 разработаны, изготовлены и запущены днепровцами.

Международное сотрудничество, инициатором которого был В.М. Ковтуненко, с каждым годом расширялось – среди наших космических партнёров появились французы, шведы, индийцы.

В.М. Ковтуненко являлся членом Совета по международному сотрудничеству при Академии Наук СССР; с полным основанием он может считаться «крестным отцом» космических аппаратов Индии. Под его руководством Индийской организации космических исследований была оказана помощь в создании, запуске и эксплуатации первых индийских спутников «Ариабата» и «Бхаскара» [3].

В рамках советско-французского проекта «Аркад» была запущена серия аппаратов «Ореол» (1971 г., 1973 г., 1981 г.) для исследования физических явлений в верхней атмосфере Земли и изучения природы полярных сияний.

В конце 70-х – начале 80-х годов практически все проекты, имевшие научно-исследовательский характер и реализованные под руководством Вячеслава Ковтуненко, осуществлялись в рамках международного сотрудничества.

С появлением более мощных ракет-носителей класса «Космос-3М» и «Циклон-3» в КБ «Южное» под руководством В.М. Ковтуненко были разработаны проекты семейства автоматических универсальных орбитальных станций (АУОС) с ориентацией на Землю или Солнце. Концептуальные основы унификации станций остались в принципе такими же, как и для аппаратов семейства ДС-У. Вместе с тем существенно возросли функциональные возможности аппаратов по массе научной аппаратуры и среднесуточной потребляемой мощности, объёму команд управления, точности ориентации и др.

Все проведенные на АУОС эксперименты относятся к числу уникальных.

Под руководством В.М. Ковтуненко разработано несколько типов спутников абсолютно нового направления в оборонной технике, в том числе и аппараты обзорного и детального радиотехнического наблюдения нескольких поколений, создатели кото-

рых отмечены высокими правительственными наградами и премиями.

Отмечая высокие характеристики отечественных аппаратов радиотехнических наблюдений, иностранные специалисты [4] в первую очередь связывают их с именем В.М. Ковтуненко и других ведущих специалистов в этой области.

Ещё в годы работы В.М. Ковтуненко в КБ «Южное» были начаты работы по созданию космической подсистемы «Океан» в рамках государственной космической программы исследований природных ресурсов Земли «Ресурс». Ученики и последователи В.М. Ковтуненко продолжили это начинание последовательной разработкой и запуском спутников «Океан-Э», «Океан-ОЭ», «Океан-01», «Океан-0», «Сич-1» и «Сич-1М».

Заслуги В.М. Ковтуненко в развитии отечественной космонавтики во время его работы в КБ «Южное» были отмечены Государственной премией СССР и избранием его членом – корреспондентом Академии наук Украинской ССР.

В 1977 г. Вячеслав Михайлович Ковтуненко возглавил НПО им. С.А. Лавочкина.

Его 18-летняя деятельность на этом поприще требует специального освещения, которое под силу специалистам НПОЛ, которое он возглавлял в течение почти 18 лет.

Особо хочется отметить вклад В.М. Ковтуненко в развитие науки и подготовки научных кадров.

В круг научных интересов В.М. Ковтуненко входили, прежде всего, теоретические разработки и прикладные исследования в части аэродинамического анализа ракет дальнего действия, газодинамического расчёта шахтных ракетных пусковых установок, определения аэродинамических характеристик и температурных режимов ракет по результатам лётных испытаний. По его инициативе и при его участии получила развитие теория расчёта обтекания тел вращения сверхзвуковым потоком газа, сверхзвуковых газовых струй при нерасчётных режимах истечения, аэродинамических характеристик простых тел в свободном молекулярном потоке, систем наддува баков, газовых рулей и др.

В рамках работ по промышленной аэродинамике под руководством В.М. Ковтуненко был выполнен огромный объем экспериментальных научно-исследовательских работ по определению аэроупругой устойчивости многих проектируемых в стране высотных сооружений и вантовых мостов, среди которых вантовый мост через р. Даугава в г. Риге, мост через р. Вера в г. Тбилиси и др.

В.М. Ковтуненко заботливо опекал и другие проблемные направления исследований, такие, как оптимизация проектных параметров и конструктивного

облика ракет и космических аппаратов, обеспечение прочности и надёжности конструкций, создание задела перспективных разработок. Он создал свою школу в области проектирования многоцелевых унифицированных спутниковых платформ; рационального сочетания пассивных и активных методов терморегулирования КА; практической реализации идеи построения экономичных систем ориентации КА с опорой на гравитационное поле Земли в сочетании с применением высокоточных астротелевизионных средств определения ориентации КА; проектирования пассивных магнитных систем успокоения и ориентации, исследования динамики упругих систем; выбора оптимальных параметров газореактивных двигательных установок, антенно-фидерных устройств, систем электроснабжения и др.

В.М. Ковтуненко отличала многоплановая научная компетентность, государственный масштаб мышления, широта творческих замыслов. Особо следует подчеркнуть его выдающуюся роль в пропаганде и широком внедрении космической техники как уникального инструмента решения фундаментальных научных задач, установления эффективного и плодотворного взаимодействия космической отрасли и академической науки.

Его активная позиция в этом вопросе нашла полное понимание и абсолютную поддержку видных деятелей отечественной науки, таких, как академики М.В. Келдыш, Б.Н. Петров, Г.И. Петров, Р.З. Сагдеев, Б.Е. Патон, В.А. Котельников и другие.

Тесные контакты с головными научными организациями, вузовскими научными центрами осуществлялись в соответствии с введенной В.М. Ковтуненко практикой - начиная с самых ранних обсуждений научных проектов.

Такой подход делал разработчика КА полноправным участником постановки научных экспериментов.

По ряду целевых задач В.М. Ковтуненко брал на себя и возглавляемое им КБ функции постановщика научных и прикладных экспериментов в целом.

Интеграция усилий национальных научных центров стран Восточной и Западной Европы в исследовании космического пространства на базе разработок КБ «Южное» при личном участии В.М. Ковтуненко принесла новые результаты в познании Вселенной, решении практических задач, в упрочении престижа отечественной космической науки и техники.

В этом большая заслуга В.М. Ковтуненко – первопроходца и великого энтузиаста ракетной техники и космонавтики.

Сегодня многочисленные ученики и последователи В.М. Ковтуненко трудятся в конструкторских и промышленных коллективах России, Украины и других стран СНГ.



**Открытие памятной доски В.М. Ковтуненко в КБ «Южное»  
(В.И. Драновский, С.Н. Конюхов, А.А. Моишеев)**

Не ослабевает связь конструкторов и учёных этих стран в совместном решении наболевших проблем.

Ярким примером такого сотрудничества стал запуск в этом году разработанного НПО им. С.А. Лавочкина метеорологического спутника «Электро-Л» с использованием РН «Зенит» ГП «КБ «Южное» и РБ «Фрегат» НПО им. С.А. Лавочкина.

В текущем намечены также совместные запуски аппаратов «Фобос-Грунт» и «Спектр-Р».

Всегда при случае В.М. Ковтуненко призывал своих бывших коллег в КБ «Южное» использовать при решении сложных технических задач уникальный опыт лавочкинцев.

Мы благодарны за сотрудничество многим специалистам НПО им. С.А. Лавочкина и прежде всего А.А. Моишееву, К.М. Пичхадзе, С.Д. Куликову, А.Л.

Родину, Р.С. Кремневу, В.А. Асюшкину и другим за взаимопонимание и поддержку.

Уверены, что память о Вячеславе Михайловиче Ковтуненко, его начинаниях и вкладе в развитие отечественной ракетной и космической техники надолго сохранится в наших коллективах.

#### **Список литературы**

- 1 Платонов В.П. Южное созвездие. Кн.1. Днепропетровск: Проспект, 2008. 400 с.
- 2 Призваны временем / Под ред. С.Н. Конюхова. Днепропетровск: Арт-Пресс, 2009. 830 с.
- 3 Губарев В.С. Ариабата. М.: ИПЛ, 1975. 103 с.
- 4 Барт Хендрикс. Слежение за радаром: история советских/российских спутников глобальной радиосигнальной разведки. Space Chronicle, Suppl. 3, 2010. 52 с.





**ШЕВАЛЕВ**

**Игорь Львович**

Главный специалист  
ФГУП «НПО им. С.А.  
Лавочкина». советник  
Российской академии  
космонавтики им.  
К.Э.Циолковского (РАКЦ)  
E-mail: ishevaley@mail.ru

УДК 629.78:92 Ковтуненко В.М.

## НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА и В.М. КОВТУНЕНКО: ПЕРЕСЕЧЕНИЕ СУДЕБ, ДАВШЕЕ НОВЫЙ ИМПУЛЬС РАЗВИТИЮ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ БЕСПИЛОТНОЙ КОСМОНАВТИКИ

*И.Л. Шевалев*

*Статья посвящена описанию жизни и творческой деятельности выдающегося создателя отечественной ракетно-космической техники В.М. Ковтуненко и его работе в НПО им. С.А. Лавочкина, где под его руководством были осуществлены исследовательские полеты АКА к планетам Венере и Марс, к малым телам Солнечной системы Фобос и комета Галлея; созданы первые отечественные внеатмосферные астрофизические обсерватории «Астрон» и «Гранат» и межпланетный космический аппарат нового поколения «Фобос»; разработаны первая оптико-электронная космическая система ДЗЗ с КА «Аркон-1» и универсальный разгонный блок «Фрегат».*

*Ключевые слова: В.М. Ковтуненко, НПО им. С.А. Лавочкина, КА «Венера», проект «Вега», проект «Фобос», КА «Прогноз», ИСЗ «Астрон», ИСЗ «Гранат», ДЗЗ, КА «Аркон-1», РБФ «Фрегат», КА «Купон», международное сотрудничество.*

### **LAVOCHKIN ASSOCIATION AND V.M. KOVTUNENKO: INTERSECTION OF WAYS, WHICH GAVE THE NEW IMPETUS TO DEVELOPMENT OF THE DOMESTIC UNMANNED SPACE EXPLORATION I.L. Shevaley**

*The article deals with life and creative activities of the distinguished developer of the domestic rocket-and-space engineering - V.M. Kovtunencko and covers his work in Lavochkin Association, where under his direction exploratory flights of automatic spacecraft were launched to Venus and Mars and to small bodies of the Solar system - the Halley's comet and Phobos, the first domestic extra-atmospheric astrophysical observatories «Astron» and «Granat» and the new generation interplanetary spacecraft «Phobos» were developed, the first optoelectronic Earth remote sensing space system with the «Arkon-1» spacecraft and «Fregat» Versatile Space Tug (VST) were developed.*

*Key words: V. M. Kovtunencko; Lavochkin Association; «Venera» spacecraft; «Vega» project; «Phobos» project; «Prognoz» spacecraft; «Astron» artificial Earth satellite; «Granat» artificial Earth satellite; Earth remote sensing; «Arkon-1» spacecraft; «Fregat» VST; «Kupon» spacecraft; international cooperation.*

Вячеслав Михайлович Ковтуненко стал Главным конструктором ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина, когда ему было пятьдесят шесть лет. За плечами непростой жизненный путь, перемежающийся очень сложными и очень интересными событиями: детство в голодающем Поволжье, весьма успешное окончание средней школы и начальная стадия студенчества в Рыбинском авиационном институте; вступление добровольцем

в ряды Красной Армии, участие в боях и тяжелое ранение, в результате которого он стал инвалидом в 21 год; окончание Ленинградского университета и последующая работа в ракетно-космической отрасли, сочетающаяся с активной преподавательской деятельностью. И, конечно же, создание семьи – одной и на всю жизнь. Затем - рождение двоих сыновей, которые, повзрослев, избрали созвучную с отцовской профессию.





**КОВТУНЕНКО ВЯЧЕСЛАВ МИХАЙЛОВИЧ**

**Герой Социалистического Труда,  
член-корреспондент Академий наук СССР, России и  
Украины, доктор технических наук, профессор;  
1977 – 95 гг. Главный, затем Генеральный конструктор;  
1987 – 89 гг. Генеральный конструктор и  
генеральный директор НПО им. С.А. Лавочкина**

Кандидатскую диссертацию В.М. Ковтуненко защитил, участвуя в проектно-конструкторских разработках НИИ-88 (первые отечественные баллистические ракеты стратегического назначения С.П. Королева). Впоследствии, работая в ОКБ-586 (ныне - КБ «Южное», г. Днепропетровск), участвовал в создании под руководством М.К. Янгеля нового типа отечественных межконтинентальных баллистических ракет (МБР) с применением высококипящего топлива и автономной системы управления. Успешные творческие инициативы В.М. Ковтуненко на этом поприще отмечены высшими государственными наградами того времени, ему также присуждена ученая степень доктора технических наук.

Особенно важна роль В.М. Ковтуненко в приобщении КБ «Южное» к космической тематике – разработке и реализации программ «Космос» и «Интеркосмос», в результате чего это предприятие стало основным в нашей стране по серийному производству малогабаритных космических аппаратов научного и прикладного назначения. И эти инициативы были вознаграждены, в данном случае – созданием *специализированного КБ космических аппаратов*, начальником и главным

конструктором которого, в ранге заместителя главного конструктора КБ «Южное», был назначен В.М. Ковтуненко. Успешная реализация космических программ высоко отмечена сообществом ученых – В.М. Ковтуненко был избран членом-корреспондентом Академии наук Украинской ССР.

Но, как не один раз ранее на его непростом жизненном пути, начались «нетехнические» трудности...

Несколько высказываний В.Ф. Уткина (в 1986 - 90 гг. – генеральный директор и генеральный конструктор НПО «Южное») дадут представление о возникшей проблеме:

*«...Бесспорно, для КБ «Южное» Вячеслав Михайлович Ковтуненко сделал очень многое, он - основатель космического направления, потому что Янгелю и мне все-таки в основном приходилось заниматься боевой тематикой.*

*... Мне нравилась его напористость. Это очень важное качество в нашей работе... А что в нем не нравилось? Решая свои космические дела, он зачастую «расширялся» так, что это было в ущерб нашим основным делам, то есть оборонным... Он боролся за свое направление, но для завода, прежде всего - боевая тематика. И ему было узко в рамках нашего конструкторского бюро...*

*...Тут и началась у нас борьба против этой его идеи! (Создать в Днепропетровске мощный Космический центр спутников, свое КБ - прим. автора). Почему это мне не нравилось? Я считал вместе со своими ближайшими сотрудниками, что КБ не может делиться... Это ослабило бы КБ «Южное», и этого я допустить не мог.*

*...Я сказал, что отрицательное качество - стремление «расширить дело». Наверное, это неверно. С моей точки зрения как Генерального конструктора – да, отрицательное, а по-человечески - нет, конечно... Он талантливый проектант, конструктор, увлеченный человек, и ему хотелось, чтобы «его дело» стало главным. Это была увлеченность. Но если бы мы пошли за ним, то ошиблись бы. С позиций сегодняшнего дня это видно особенно четко...» [1].*

Именно в этот столь напряженный жизненный момент произошел новый поворот в судьбе Вячеслава Михайловича Ковтуненко.

Примерно к этому же времени непростая ситуация сложилась и в НПО им.С.А. Лавочкина. Смена Главного конструктора ОКБ к середине 70-х годов была событием предсказуемым. Это осознавали все, прежде всего – сами лавочкинцы, за исключением, может быть, ярых приверженцев действующего Главного конструктора С.С. Крюкова. Сам Сергей Сергеевич это также прекрасно понимал. Но кто придет ему на смену?...

Поступившее в 1976 г. со стороны Министерства общего машиностроения предложение возглавить ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина было, по словам В.М. Ковтуненко, для него неожиданным. «К тому времени я действительно намечал несколько изменить характер своей деятельности, но это было связано, прежде всего, с моим желанием больше внимания уделить преподавательской и теоретической работе. Для меня, впрочем, не составляла большого секрета сложнейшая ситуация, в которую попал талантливый коллектив лавочкинцев. Все, кто был причастен к созданию и развитию отечественной ракетно-космической отрасли, достаточно остро воспринимали эту неожиданную потерю темпа в успешно начатом процессе изучения планет и малых тел Солнечной системы – той задаче, которая, по предложению С.П. Королева, как на головную фирму возлагалась на НПО им. С.А. Лавочкина. После впечатляющих результатов от работы автоматических межпланетных станций и исследовательских зондов, созданных под руководством Г.Н. Бабакина для лунных экспедиций, успешного начала в осуществлении непилотируемых полетов к Марсу и Венере – вдруг «топтание на месте», переключение творческих усилий на технически явно нереализуемые в то время космические эксперименты. Понимание мною большой значимости развития этого направления отечественной космонавтики сыграло свою роль – так я стал в 1977 г. главным конструктором НПО им. С.А. Лавочкина».

В.М. Ковтуненко возглавил ОКБ нашей фирмы, прекрасно понимая суть ее творческих проблем и истинную подоплеку их возникновения.

Смысл его перевода заключался в удивительном созвучии (не совпадении, а именно *созвучии*) «главных дел» жизни самого В.М. Ковтуненко и нашего ОКБ, а также в надежде на присущую ему, как уже было сказано, напористость, способность удивительно органично сочетать системный подход и широкомасштабность в рассмотрении возникающих проблем с очевидной реализуемостью находимых им путей достижения конечной цели. Руководитель именно с такими способностями нужен был для решения проблемы выхода из тупика по дальнейшему использованию космических роботов и возврату их привлекательности не только для *ученых-фундаменталистов*, но и для академических, военных и государственных *политиков* и *стратегов*. Отсутствие такого понимания, ошибка в выборе ориентиров оказались «слабым звеном» в деятельности его предшественника, сконцентрировавшего, под влиянием наиболее амбициозной части своего окружения, подавляющую часть усилий конструкторского коллектива на разработке проекта доставки на Марс самодвижущегося исследовательского зонда (типа лунохода).

При ориентации лишь на возможности отечественной промышленности середины 70-х годов, а *иного в те*

*годы и быть не могло*, этот проект представлял в значительной степени утопию. Он предусматривал такую экзотику, как стыковки в автоматическом режиме отдельных блоков межпланетного корабля на припланетных орбитах, наличие «высокоинтеллектуальных» систем управления на борту космического аппарата и марсохода и т.д. – т.е. все то, чем мы тогда еще практически не располагали.

При этом «уходили в тень» иные проекты, несомненно представляющие значительный интерес. Коллективом этот период характеризовался как «работа на корзину» – бесперспективное бумаготворчество, охватившее практически все ОКБ. Наименее чувствительной к пониманию ситуации оказалась лишь относительно небольшая группа сотрудников фирмы – управленцы, продолжавшие эксплуатацию аппаратов по исследовательской программе, разработанной еще при Г.Н. Бабакине, и, как уже было сказано, единомышленники С.С. Крюкова.

Нового главного конструктора В.М. Ковтуненко – «человека со стороны» – встретили в НПО им. С.А. Лавочкина достаточно настороженно. Он, как считали ветераны предприятия, брался руководить в новом для себя, *но не для коллектива*, деле – межпланетные автоматические станции, начиная с 1965 года, считались прерогативой *лавочкинцев*. Ими был приобретен уникальный опыт не только в реализации всей технологической цепочки создания самих космических аппаратов, но и в формировании исследовательских программ, в управлении аппаратами на перелетных траекториях и спутниковых орбитах, а также при проведении с их помощью непосредственно исследований. Это был ценнейший багаж знаний, им обладали лидеры НПО им. С.А. Лавочкина – но его не было у В.М. Ковтуненко. На первых порах возникала некоторая напряженность, присутствовал побудительный повод для оппонирования [2].

Как руководитель В.М. Ковтуненко существенно отличался от своих предшественников – С.А. Лавочкина, Г.Н. Бабакина, С.С. Крюкова. Это был еще один «раздражающий фактор» для сложившегося, имеющего свои устоявшиеся традиции, коллектива.

Сопровождающий нового Главного «десант» южмашевцев составили всего три человека. Команду единомышленников В.М. Ковтуненко предстояло формировать на месте. За исключением нескольких эпизодов открытого неприятия и закулисных попыток оппонентов «бороться за власть», он достаточно быстро достиг необходимых результатов в управлении коллективом.

Со временем лавочкинцы убедились – на предприятие пришел Главный Конструктор, обладающий всеми необходимыми способностями и чертами характера для руководства *головной* космической фирмой, выполняющей заказы государственной важности в коопера-



**Слева направо: Генеральный конструктор В.М. Ковтуненко, первый заместитель генерального конструктора Р.С. Кремнев, начальник проектного отдела В.Н. Турчанинов**

ции с не одним десятком промышленных, научных и военных предприятий и организаций с многотысячными трудовыми коллективами. Природный дар глубокого аналитического мышления, умение предвидеть последствия намечаемых им действий на «много ходов вперед» помогали В.М. Ковтуненко находить единомышленников и оптимально, с точки зрения стратегии и тактики, программировать не только деятельность руководимого им коллектива, но и строить партнерские отношения с разнопрофильными смежными организациями, объединяемыми в единую мощную кооперацию при разработке и реализации очередного космического проекта. Он был хорошо знаком с руководителями основных космических фирм, имел хорошие контакты в среде военного руководства, поддерживал дружеские отношения в академической среде, через Совет «Интеркосмос» имел возможность общения с зарубежными коллегами. Все это сыграло главенствующую роль в признании лидерства В.М. Ковтуненко не только лавочкинцами, но и их смежниками.

Поиск стратегически верных для выхода из кризисной ситуации решений привел к необходимости пересмотра «приоритета целей» при создании *межпланетных* автоматических космических аппаратов. В то время еще сохранялись, отдадим должное предшественнику В.М. Ковтуненко, реальные успехи в области изучения Венеры, и самое главное – *выявлялась возможность их активного наращивания*. Здесь мы несколько не отставали от американцев, имели хорошую долгосрочную научную программу. Перевод ее в разряд первостепенной в партнерских отношениях НПО им. С.А. Лавочкина и АН СССР был *необходим и правомерен*, устранял угрозу «искусственной паузы» в реализуемости востребованных исследовательских работ в дальнем космосе.

В.М. Ковтуненко, еще работая в КБ «Южное», стал ярким приверженцем использования унифицированных космических платформ при создании космических аппаратов, *выполняющих различные целевые задачи*. Это существенно упрощало, удешевляло и ускоряло созидательный процесс.

Остался он непоколебим в этой приверженности и окунувшись в новую проблематику, что сразу же нашло положительный отклик у проектантов ОКБ, пришедших к той же идее и уже несколько лет разрабатывающих унифицированный служебный модуль для перспективных исследовательских миссий. Достигнутый уровень развития межпланетного космоплавания предполагал оптимальным такой переход: от космических аппаратов, *целиком* создаваемых под конкретные научные программы, к универсальной космической платформе со сменяемой целевой аппаратурой, как работающей «с борта», так и предназначенной для десантирования. Главное – правильно «проектно заложить» *долгосрочную возможность применения* такого аппарата в качестве базового для выполнения широкого спектра исследовательских задач.

Не останавливая работ «на перспективу», но установив четкие критерии селекции возможных вариантов и сроки принятия основополагающего решения, В.М. Ковтуненко искал выход для решения «проблем сегодняшнего дня». Он уловил в конструктивных особенностях уже неоднократно апробированного в межпланетных экспедициях КА «Венера» (не унаследованного от С.П. Королева, а детища лавочкинцев) искомое – *базовый аппарат*. Анализ подтверждал: служебный модуль пригоден для создания аппаратов широкого спектра назначения, так как достаточно удачно адаптируется к весьма разнообразной исследовательской аппаратуре и допускает существенное варьирование запасами топлива и объемами пополняемой бортовой электроэнергетики. Прекрасно отработанный модуль позволял практически сразу приступить к выполнению задуманного. Тем более что первый шаг в этом направлении был уже давно сделан – прототип космических аппаратов серии «Венера» летал ... к Марсу.

Имея «синицу в руках» – реально существующий базовый аппарат – можно было увереннее искать и более активно предлагать новые предметные варианты партнерства с сообществом ученых-фундаменталистов, причем не только отечественных, но и зарубежных. Здесь полностью востребовался уникальный жизненный багаж, которым обладал В.М. Ковтуненко (рисунок 1).

Осознавая широкие перспективы, раскрывающиеся перед нашим предприятием, благодаря его специфике, при международном сотрудничестве, В.М. Ковтуненко сделал ставку на широкомасштабные, разноплановые исследовательские проекты, способные заинтересовать и политиков, и ученых, и, что не менее важно, зарубежных «коллег по цеху» – специалистов в области создания космической техники и ее потенциальных «потребителей». Возникла возможность увеличить инвестиции со стороны государства и повысить общий профессиональный уровень новых разработок.



Зарубежной научной аппаратуры на борту лавочкинских АКА от проекта к проекту становилось все больше. К развивающейся в стране активизации международного сотрудничества ранее «закрытое» для внешнего мира предприятие оказалось вполне готовым. Участились выступления, с личным присутствием или путем опубликования докладов, ведущих специалистов НПО им. С.А. Лавочкина на крупнейших международных конференциях, конгрессах, симпозиумах, организуемых Международной Астронавтической Федерацией (IAF) по проблемам изучения и освоения космического пространства. Многие из их числа получили тот или иной статус членов Международной академии астронавтики (IAA). Организовывались совместные рабочие группы по созданию бортовой аппаратуры, разработке ее программно-алгоритмического обеспечения. Дислоцировались эти группы как в нашей стране, так и за рубежом [3].

Почти все проекты, реализуемые НПО им. С.А. Лавочкина при В.М. Ковтуненко в интересах АН СССР, получили статус международных. Количество стран-участниц множилось едва ли не в геометрической прогрессии, и в проекте «Марс-96» их оказалось уже более двух десятков. Среди них – практически все основные западные космические державы.

Не только упрочилось ранее сложившееся сотрудничество с отечественными учеными-фундаменталистами (Э.Л. Аким, В.Л. Барсуков, Э.М. Галимов, А.Ю. Ишлинский, В.А. Котельников, М.Я. Маров, В.И. Мороз, Р.З. Сагдеев), но также существенно обновился состав партнеров из их среды. Мэтры с мировым именем в области своей научной специализации – А.Ф. Богомолов, А.А. Галеев, чуть позже А.Б. Северный, А.А. Боярчук, Р.А. Сюняев, Н.С. Кардашев – с их приобщением к партнерству «на борту» космических аппаратов появилась соответствующая их научной приверженности весьма специфичная «полезная нагрузка». Крупногабаритные радиолокаторы бокового обзора, телескопы ультрафиолетового, рентгеновского, гамма- и радиодиапазонов и пр. – то были приборы и устройства, ранее не применявшиеся лавочкинцами в практике научных исследований. Все это знаменовало несомненную новизну и научную значимость предлагаемых нам для решения исследовательских задач.

Внедренный В.М. Ковтуненко термин «космический аппарат – уникальный исследовательский инструмент» отражал принципиальное изменение основ взаимоотношения между научными и инженерно-техническими специалистами, всемерно укрепляя их творческий союз на всех этапах разработки и реализации космического проекта.

Неудача, постигшая нас при выполнении целевой задачи КА «Венера-11, -12» (1978 г.) и вызвавшая оживление «внутренней оппозиции», не поколебала

убежденности В.М. Ковтуненко в правильности выбранных им приоритетов. Подтверждением этому стали последующие, получившие международный резонанс успехи отечественной космонавтики в исследованиях «утренней звезды». Мировая общественность даже назвала Венеру «советской планетой» по сравнительной интенсивности и результативности ее посещений КА «Венера». Только в период 1978÷85 гг. нами были направлены к Венере восемь аппаратов (четыре миссии), в то время как США – *наиболее важный ориентир для сопоставлений* – не запустили ни одного.

Представление о направленности проводимых исследований дают следующие результаты [4]:

- передача с венерианской поверхности цветных панорамных изображений местности в районе посадки, физико-химический анализ поверхностных и подповерхностных слоев грунта (КА «Венера-13, -14»; 1981 год);

- радиолокационное картографирование Северного полушария планеты от полюса до 30° с.ш., общей площадью 115 млн. кв. км (КА «Венера-15, -16»; 1983 год).

- изучение глобальной циркуляции венерианской атмосферы с помощью свободно плавающих аэростатных зондов (СА КА «Вега-1, -2», 1985 г.).

Успешно сработала также идея В.М. Ковтуненко использовать венерианский служебный модуль при создании специализированных астрофизических спутников Земли «Астрон» (1983 г.), а затем – «Гранат» (1986 г.). Отечественные астрофизики остро нуждались в *автоматических обсерваториях, вынесенных за пределы земной атмосферы* – здесь наша страна существенно отставала от Запада, и мы, таким образом, смогли обеспечить решение весьма насущной проблемы.

В.М. Ковтуненко одним из первых увидел перспективы развития этого нового направления отечественной непилотируемой космонавтики. В конце 70-х – начале 80-х годов возникло творческое сотрудничество коллективов НПО им. С.А. Лавочкина и Крымской астрофизической обсерватории, возглавляемой в то время академиком А.Б. Северным. В дальнейшем к нему присоединились Бюроканская астрофизическая обсерватория (Армения), Марсельская лаборатория космической астрономии (Франция; *наш аппарат оказался привлекательным не только для отечественных ученых*), Институт космических исследований АН СССР и ряд других академических и промышленных организаций и предприятий.

ИСЗ «Астрон» – первая отечественная внеатмосферная непилотируемая обсерватория. Его целевая аппаратура позволяла проводить наблюдения как в ультрафиолетовом, так и в рентгеновском диапазонах излучений. В рамках этого проекта специалистами НПО им. С.А. Лавочкина, КрАО и Марсельской лаборатории *разработана уникальная конструкция крупнейшего,*



**Рисунок 1. Автоматические космические комплексы, созданные на базе служебного модуля «Венера»**

на момент запуска, ультрафиолетового космического телескопа, получившего наименование «Спика». В конструкции телескопа были воплощены новейшие достижения оптики, точной механики, материаловедения и технологии.

Наземная подготовка оптического прибора была столь хорошо продумана и исполнена, что по завершении этапа выведения на орбиту, последующих штатных проверок, подтвердивших высокие оптические характеристики телескопа, и рабочих настроек, осуществленных с Земли, сразу началось выполнение намеченной программы полета.

Наземная подготовка оптического прибора была столь хорошо продумана и исполнена, что по завершении этапа выведения на орбиту, последующих штатных проверок, подтвердивших высокие оптические характеристики телескопа, и рабочих настроек, осуществленных с Земли, сразу началось выполнение намеченной программы полета.

Высокоэллиптическая рабочая орбита обеспечила возможность проводить научные измерения свыше 90%

времени вне тени Земли и ее радиационных поясов, а заложенная в космическом аппарате способность управляемо перенацеливаться позволяла с очень большой точностью наводить телескоп на объекты практически в любой области небесной сферы.

«Астрон» стал первым, созданным и управляемым лавочкинцами, «долгожителем», проработавшим в космосе более шести лет, что многократно превысило запланированное время его активного существования.

Совокупность наблюдений, проведенных с помощью «Астрона», позволила выйти на мировой уровень исследований рентгеновского и далекого ультрафиолетового излучения космических объектов и получить ряд важных научных результатов, которые значительно обогатили человеческие знания в области астрономии и астрофизики. Разработанные и внедренные новые методы и технологии наблюдений позволили провести дополнительно ряд экспериментов, имеющих народнохозяйственное и прикладное значение, а также исследовать Сверхновую звезду, движущиеся объекты (кометы Галлея и Вильсона), провести пол-

ный обзор неба в рентгеновском диапазоне, на основании чего был составлен каталог рентгеновских источников [5].

Второй космической обсерваторией, созданной под руководством В.М. Ковтуненко, стал «Гранат», выведенный на орбиту ИСЗ в 1989 году. «Гранат» обрел жизнь благодаря совместным усилиям советских, французских и датских исследователей космоса.

С его помощью наблюдения за галактическими и внегалактическими источниками рентгеновского и гамма-излучений проводились около десяти лет. КА «Гранат» многократно перевыполнил первоначально намеченную программу, и полученные при этом научные результаты также вошли в анналы мировой астрофизики.

Подчеркивая большие сроки сохранения работоспособности обеих внеатмосферных обсерваторий в условиях эксплуатации, необходимо напомнить, что, в отличие от космического телескопа Хаббл (NASA), проведение никаких ремонтных работ на этих аппаратах, при их нахождении на рабочей орбите, было уже невозможно.

Еще раз была доказана перспективность мышления создателей служебного модуля КА «Венера», а также конструкторская смелость и удивительная проницательность человека, остановившего свой выбор на нем, как на базовом аппарате, уже не только для путешествий в дальний космос, но и для абсолютно иного по специфике управления и условиям проведения самого процесса исследований: повседневных скрупулезных наблюдений за жизнью других миров с околоземных орбит.

Таким образом, В.М. Ковтуненко стал одним из основоположников нового направления в отечественной беспилотной космонавтике – создание специализированных АКА для астрофизических исследований. Высокой оценкой со стороны отечественного научного сообщества стало избрание его в 1984 г. членом-корреспондентом АН СССР (отделение общей физики и астрономии).

Под руководством В.М. Ковтуненко продолжались работы и по созданию конструктивно более простых КА научного назначения – ИСЗ серии «Прогноз». Они в наименьшей степени привлекают внимание общественности, хотя научная значимость их весьма велика. Почти три десятилетия ушедшего века они постоянно были востребованы отечественными и зарубежными исследователями Космоса, изучающими механизм солнечно-земных связей – пожалуй, самую повседневно важную проблему для условий существования и развития земной цивилизации: влияние процессов, протекающих на Солнце, на природу (в широком смысле этого слова) Земли. С 1978 по 1995 гг. на «патрульные» орбиты было выведено семь спутников этой серии [5].

По мере установления регулярности межпланетных полетов научная программа каждого корректировалась в

сторону повышения эффективности за счет выполнения в рамках одной экспедиции многоцелевых и разноплановых задач. Так, по проекту «Венера – комета Галлея» («ВЕГА») каждый из запущенных КА «Вега-1, -2» обеспечил, путем последовательного сближения с ними, возможность изучения двух небесных объектов – планеты и малого тела (кометы, с периодичностью раз в 76 лет появляющейся в пределах Солнечной системы) [5].

Одновременно с уже применяемым и ранее успешным десантированием на поверхность Венеры спускаемых аппаратов, впервые в практике мировой космонавтики в качестве внедряемых в изучаемую среду исследовательских зондов были применены аэростаты. Их свободное плавание в условиях жесточайших внешних природных воздействий отслеживалось разнесенной по поверхности Земли международной сетью интерферометров, что позволило приступить к изучению процессов циркуляции венерианской атмосферы.

При пролетном сближении с ядром кометы Галлея (минимальные расстояния 8879 и 8045 км) КА передали на Землю серию его ТВ-изображений – ценнейшую информацию, ставшую, в совокупности с другими измеренными параметрами, основой для построения физической модели и выявления природы этого малого тела Солнечной системы.

Воистину новаторский шаг в практике космических исследований – сближение непилотируемого зонда с «блуждающим» небесным телом, механика движения которого на момент отправки к нему экспедиции была практически неизвестна – был совершён советской космонавтикой благодаря, прежде всего, совместным усилиям В.М. Ковтуненко и директора ИКИ АН СССР Р.З. Сагдеева.

Событие высоко оценила отечественная научная и политическая элита: В.М. Ковтуненко, как одно из его главных действующих лиц, стал участником приема в Кремле у М.С. Горбачева – в то время политического лидера нашей страны. Большая группа сотрудников предприятия была удостоена правительственных наград, в том числе: В.М. Ковтуненко – ордена Ленина, В.А. Серебренников, возглавлявший конструкторско-экспериментальные подразделения ОКБ, – звания Героя Социалистического Труда.

Был повышен статус руководителя ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина. Из Главного он превратился сначала в Генерального конструктора, а затем – в Генерального конструктора и генерального директора, т.е. стал руководителем предприятия при главенствующей роли ОКБ. Реализацией проекта «ВЕГА» завершился период эксплуатации КА «Венера» как базового для исследовательских экспедиций к планетам и малым телам Солнечной системы. К летным испытаниям был подготовлен новый аппарат, которому в будущем предназначалась эта роль, названный в соответствии с первой целью своего полета – «Фобос» [5].





**Рисунок 2. Автоматические космические комплексы, созданные на базе служебного модуля «Фобос»**

Конструктивные отличия «Фобоса» от других межпланетных аппаратов, созданных не только королёвцами - основоположниками этого направления отечественной космонавтики – но и лавочкинцами, весьма существенны. Компоновка аппарата позволила минимизировать параметры, от которых зависит его маневренность. Кроме того, благодаря примененному принципу многоступенчатости самого КА, позволяющему постепенно избавляться от уже отработавших его составных частей, достигнута возможность поэтапного подключения к выполнению полетного задания соответствующих служебных систем, а также расширения рабочего пространства для научной аппаратуры к моменту ее максимального задействования.

Внедрение новейших компьютерных технологий не только по оснащению и организации работы «борта», но и по всей технологической цепочке созидательного процесса - от проектных и конструкторских проработок, наземных автономных и комплексных испытаний до управления полетом и обработки получаемой с КА научной и служебной ин-

формации - обеспечило то, к чему стремились создатели нового базового аппарата: его универсальность. С точки зрения компьютерной оснащённости «Фобос» еще более соответствовал термину «космический робот».

Экспедиция КА «Фобос-1, -2» (1988 г.) стала первым этапом внедрения межпланетного аппарата нового типа, *классифицируемого как автоматический космический комплекс*, в практику отечественного исследовательского космоплавания. В процессе этой экспедиции в том числе отрабатывались новые технологии управления КА, вводились в строй новые средства наземных радиотехнических комплексов, впервые решались сложнейшие задачи программного маневрирования КА в многоэтапном процессе его сближения с изучаемым объектом (рисунок 2).

Большое значение при этом, до конца осознанное лишь с приобретением практического опыта, имела предполетная – *в полном объеме* – подготовка математического обеспечения для соответствующего обслуживания Центров управления полетом.



**Слева направо:** заместитель генерального конструктора – начальник комплекса подготовки летных испытаний В.Н. Байкин, генеральный конструктор В.М. Ковтуненко, главный конструктор по направлению И.Н. Горошков. Байконур 1988 г.

Уже первый полет констатировал факт появления в отечественных арсеналах автоматического КА с уникальными маневренными возможностями. Никогда ранее советские аппараты в межпланетных экспедициях не выполняли подобные, требующие многочисленных перестроений в «погоне» за спутником другой планеты, элементы полета. Блестяще была завершена фаза экспедиции, получившая название «небесная механика», способствовавшая построению высокоточной теории движения Фобоса и уточнению его гравитационной постоянной.

Миссия, в ходе которой уже на перелете был «потерян» один из аппаратов, а при подготовке к сближению с Фобосом – другой, завершилась, не выполнив основной задачи – доставки на фобосианскую поверхность десантируемых зондов. По остальным составляющим научной программы получены уникальные результаты, открывшие новый этап исследований Марса (до этой экспедиции об околомарсианском пространстве было известно меньше, чем о свойствах пространства около значительно бо-

лее удаленных планет - Меркурия, Юпитера, Сатурна), который был продолжен, хотя и не без потерь, усилиями международного научного сообщества.

Наиболее значимым в реализации научной программы КА «Фобос-1» стали результаты экспериментов, выполненных при помощи солнечного телескопа «Терек». Одновременно наблюдались наименее изученные до этого времени слои солнечной атмосферы – хромосфера, корона и переходный слой. Полученная информация о структуре и динамике этих слоев позволяет понять динамику (от нескольких минут до месяца) различных образований в атмосфере Солнца при температурах от десятков тысяч до десятков миллионов градусов.

Исследования Марса, Фобоса и околомарсианского пространства, выполненные КА «Фобос-2» при маневрировании вокруг Марса, дали уникальные научные результаты по тепловым характеристикам Фобоса, плазменному окружению Марса и взаимодействию его с солнечным ветром, а также чрезвычайно важные для исследования истории воды на Марсе и марсианской атмосферы. Представляют значительный интерес фотоизображения Фобоса, полученные с разных ракурсов и расстояний. Обеспечена хорошая основа для создания инженерной модели Фобоса, необходимой для последующих экспедиций к этому спутнику Марса.

Аварии в космонавтике отнюдь не редкость. Все более-менее образованные люди понимают, что каждая из них – тяжелейшее, прежде всего для самих участников процесса, событие, без которых, к сожалению, до сих пор не обходилось развитие и совершенствование такой сложнейшей техники, как космическая. Поэтому совершенно неожиданной стала «громогласно отрицательная» реакция со стороны соотечественников на итоги полета КА «Фобос-1,-2». Очевидно, сильно повлияли общие негативные тенденции, стремительно развивающиеся в стране в конце 80-х годов под наименованием «перестройка»[5].

Тем не менее, несмотря на критику, в том числе, очень жесткую критику научного руководителя проекта «Фобос» академика Р.З. Сагдеева, качеств нового межпланетного аппарата и результатов его первого, практически пробного, полета свою веру в него подтвердили многие потенциальные партнеры. Уже в подготовке миссии «Марс-96», снаряжаемой на том же базовом аппарате, приняли активнейшее участие ученые более двадцати стран мира. Среди них - ведущие западные державы: Великобритания, Германия, США, Франция, Испания, Италия и т.д.

Но... Все произошедшее – нервотрепка, связанная с постоянными срывами графика наземной отработки из-за несвоевременной поставки научной аппаратуры в условиях жесткой привязки к «пусковым окнам»; неожиданное указание на перевод управления из евпаторийского ЦУП ЦДКС в подмосковный ЦУП (в пользу

пилотируемых полетов) с поэтапной сменой ролей (основной - резервный) того и другого, что ранее было бы воспринято как нонсенс; аварийные ситуации в ходе экспедиции; неожиданное «взваливание» со стороны партнера всего груза ответственности на плечи В.М. Ковтуненко – все это не могло не отразиться на его здоровье...

Подводя некий итог в отношении новшеств, внесенных В.М. Ковтуненко в практику межпланетных экспедиций, необходимо еще раз подчеркнуть, что под его руководством были *впервые и весьма результативно осуществлены поисковые сближения АКА с малыми телами Солнечной системы* – кометой Галлея и Фобосом, совершающими движение по трудноотслеживаемым с Земли небесным траекториям.

С приходом В.М. Ковтуненко значительно возросло участие ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина в решении задач прикладного направления. Началась реализация выпестованной под его руководством идеи о создании оптико-электронной космической системы ДЗЗ. Значительно повысился уровень сложности проектных работ в области создания космических аппаратов; более того, «во главу угла» было поставлено создание *космических систем* – предприятие брало на себя роль «головника» по определенным видам систем ДЗЗ и спутниковых систем связи.

В ноябре 1978 года В.М. Ковтуненко стал лауреатом Государственной премии СССР.

Целенаправленные и концентрирующие волю коллектива действия В.М. Ковтуненко, не нарушавшие при этом налаженного процесса серийного производства спутников ДЗЗ, резко изменили общую созидательную ситуацию в ОКБ. Была утверждена принципиально иная компоновка, другое построение КА ДЗЗ, ставшего основой нового поколения спутников. Первые представители этого поколения были выведены на геостационарную орбиту в 1991 и 1992 гг.

Ощувив в лице нового Главного конструктора инициативного и перспективно мыслящего партнера, Министерство обороны СССР значительно увеличило предприятию объем своего заказа. Это привело и к серьезному творческому развитию нашего партнерства: НПО им.С.А. Лавочкина стало родоначальником еще одного нового направления в отечественной космонавтике - *оптико-электронные космические системы ДЗЗ*.

В связи с этим потребовалась «глобализация проектно-конструкторского мышления»: системного, включающего всестороннее прогнозирование и оптимизацию ситуационного взаимодействия между объектом съемки, космическим и наземным сегментами, подхода к решению проектных задач. Колоссальный объем работ был связан с разработкой бортового универсального информационно-вычислительного комплекса, высокоточной системы управления и стабилизации космического аппарата, программно-алгорит-



**Первый заместитель генерального конструктора А.Л. Родин (слева) и генеральный конструктор В.М. Ковтуненко изучают проектные документы по прикладной тематике**

мического обеспечения борта (к своим функциям «головника» по космическому аппарату лавочкинцы добавили функции *основного разработчика* по многим вышеперечисленным вопросам), а также наземной системы приема и обработки информации, создаваемой параллельно с новым ИСЗ «Аркон».

Глубина теоретического обоснования проекта, без которого немислимо было бы создание подобной системы наблюдения, стала хорошим подспорьем для значительного пополнения собственных научных кадров. Более тридцати сотрудников проектного комплекса, занимавшихся этой темой, стали кандидатами технических наук, а его руководитель, первый заместитель главного конструктора Куликов С.Д., впоследствии защитил докторскую диссертацию.

В 1997 году (уже после смерти В.М. Ковтуненко) успешно были проведены ЛКИ космической системы «Аркон-1». В 2002 году началась ее совместная эксплуатация, по результатам которой со стороны Заказчика ей была дана очень высокая оценка.

Человек целеустремленный и творческий, полный, несмотря на возрастающие проблемы со здоровьем, жизненных сил, В.М. Ковтуненко не мог, да и не хотел останавливаться на достигнутом. В его замыслах было: создание астрофизических обсерваторий серии «Спектр»; осуществление экспедиций к Марсу и Фобосу с доставкой на Землю образцов грунта с их поверхности; разработка и внедрение малоразмерных космических аппаратов, способных полноценно заменить своих более габаритных собратьев как в межпланетных полетах, так и на орбитах ИСЗ; решение ряда конверсионных задач, связанных с использованием уже освоенных базовых модулей для решения насущных проблем народного хозяйства. Одним из первых он начал разработку предложений по созданию эшелонированной системы защиты Земли от астероидной опасности и участвовал в переговорах по этой теме с потенциальными зарубежными партнерами.





**В.А. Асюшкин (слева), инициатор работ по РБ «Фрегат», впоследствии главный конструктор по направлению «Средства выведения», и В.М. Ковтуненко**

Вячеслав Михайлович мог уверенно брать за выполнение всех этих замыслов — им была сформирована прекрасная команда единомышленников, представляющая собой «сплав опыта и молодости», способная решать на уровне мировых показателей, в сфере своей специализации, серьезные научно-технические и управленческие проблемы. За эти годы он сумел вытесновать и новое, энергично осваивающее профессию и адекватно реагирующее на экономические и политические изменения, происходящие в нашей стране, поколение лавочкинцев — своих, как показало нынешнее время, приверженцев и последователей. [3,4]

Послужила этому вдумчивая и кропотливая организационно-созидательная работа Главного конструктора. По приходе в НПО им. С.А. Лавочкина он существенно упрочил позиции ОКБ как единого звена в структуре управления предприятием. В процессе реорганизации самого ОКБ, уже в рамках единой структуры, довольно четко разграничившей научное и прикладное направления работ, начиная со стадии проектирования и до непосредственно эксплуатации космических аппаратов, В.М. Ковтуненко провел омоложение различных звеньев руководства. На «первые роли» он выдвигал опытных специалистов, возвращенных в коллективе в традициях конструкторской школы С.А. Лавочкина, но основная доля практической деятельности которых, приобретенная ими квалификация, главные успехи и личные амбиции были связаны именно с космонавтикой. В основе отбора: профессионализм, перспективность мышления, умение ориентироваться в наличествующей ситуации и, конечно же, навыки работы в коллективе. Так, наряду с имеющими весомые заслуги и многолетний стаж руководства А.Г. Чесноковым, В.П. Пантелеевым, В.Г. Перминовым, О.Г. Ивановским, Р.С. Кремневым, А.Л. Родиным, В.А. Серебренниковым, Г.Н. Роговским, основные работы в ОКБ возглавили В.Н. Тимофеев, В.Л. Войтик, С.Д. Ку-

ликов, И.Н. Горошков, В.Н. Байкин, К.М. Пичхадзе, А.А. Моисеев, В.А. Асюшкин, В.М. Романов.

Общее единение тематических подразделений ОКБ сопровождалось соответствующим изменением структуры общественно-политических организаций — появились партком, профком и комитет ВЛКСМ ОКБ. Их возглавили соответственно В.В. Ежков, В.А. Жаворонков, И.Л. Шевалев. Аналогично были перестроены основное и вспомогательное производства.

В.М. Ковтуненко сумел активизировать новые интеллектуальные и менеджерские ресурсы коллектива, «вывести на руководящую орбиту» именно тот его состав, который долгие последующие годы оказывал существенное влияние на судьбу уникального предприятия. Завоевание лидерства в отдельных случаях достигалось в противоборстве мнений, но, что особенно важно, победу всегда одерживало то из них — не обязательно изначально поддерживаемое В.М. Ковтуненко, — которое, как показала последующая жизнь, было наиболее перспективным для НПО им. С.А. Лавочкина.

Формирование «мозгового центра по Ковтуненко» произошло не мгновенно, но результат обеспечил не только мощную генерацию свежих новаторских идей, но и способность к весьма эффективной трансформации их во вполне ощутимые реалии. Ближайшее окружение В.М. Ковтуненко особенно подкупало то доверие, которое он оказывал своим выдвиженцам в решении чрезвычайных, стратегически важных для предприятия вопросов при общении с «внешним миром» — в министерствах, ведомствах, академических советах, с руководством смежных организаций. Но злоупотреблять этим доверием вряд ли имело смысл.

Благодаря изначальному стремлению В.М. Ковтуненко включать в «сферу жизненных интересов» предприятия многие, из числа возможных, области применения непилотируемых ракетно-космических средств, НПО им. С.А. Лавочкина оказалось на достаточно выгодных позициях в начале бурно развивающегося в нашей стране процесса «коммерциализации космоса».

Иллюстрацией послужит предваряющее этот процесс появление лавочкинцев на рынке космических услуг. Авторитет В.М. Ковтуненко среди индийских коллег, о чем уже говорилось, несомненно содействовал подключению нашего коллектива к реализации контрактов Лицензинторга по последовательному выведению на заказанные орбиты ИСЗ трех национальных спутников серии IRS с помощью советских ракет-носителей. Это, пожалуй, первые такого рода коммерческие контракты в СССР. За успешным результатом последовали новые заказы — на запуски национальных спутников Аргентины, Бразилии, Мексики. Стали очевидны не только чрезвычайная коммерческая привлекательность такого рода деятельности, но и явная необходимость приложить определенные интеллектуальные и

организационные усилия для того, чтобы закрепиться на этом поприще, сохранить востребованность и неоспоримость своего участия.

Главное: стать обладателем «золотого ключика» – разгонного блока, способного адаптироваться к большинству из существующих отечественных ракет-носителей легкого и среднего класса. Перед В.М. Ковтуненко, как и в момент его прихода на предприятие, был выбор: модернизировать неоднократно примененный, простой и очень надежный РБ «Л», или согласиться с предложением инициативной группы, возглавляемой В.А. Асюшкиным, и создать универсальный разгонный блок нового класса, обладающий элементами «интеллекта», – настоящий космический буксир. Генеральный конструктор выбрал второе – так РБ «Фрегат» обрел право на жизнь. По замыслу и полученному в дальнейшем фактическому результату он весьма выгодно отличается от конкурентов своей действительной универсальностью и способностью многократно (до 20 раз) включаться в условиях космоса с целью расстановки спутников, выводимых одноразовым пуском, на заданные орбиты [3,5].

Достаточно быстро была также проявлена готовность к предоставлению *услуг космической связи*. Предприятие сумело заинтересовать Центробанк РФ предлагаемой им системой спутниковой связи, предназначенной для значительного повышения оперативности в проведении банковских операций на огромной территории нашей страны. Первый из заказанных спутников, «Купон», создавался на базе КА, предназначавшегося для информационной системы прикладного назначения. Это определило его относительную дешевизну и малые сроки подготовки к летным испытаниям космического сегмента.

Большое значение В.М. Ковтуненко придавал вопросу передачи накопленного опыта, своих профессиональных знаний молодому поколению лавочкинцев, подготовке собственных кадров. С этой целью он организовал филиал кафедры проектирования космических аппаратов на территориальном факультете «Орбита» МАИ им. С.Орджоникидзе. К работе со студентами он привлек ведущих специалистов предприятия. Для многих из них это стало началом успешного роста в области вузовской педагогики, а руководимые ими подразделения ОКБ регулярно пополнялись их бывшими студентами, уже обладающими конкретикой представлений по предлагаемым им для решения профессиональным вопросам.

Расширилась также «география» ежегодных поставщиков предприятию молодых специалистов – кроме традиционных МАИ, МВТУ, МГУ, появились выпускники МФТИ, МИФИ, МИГАИК и др. институтов. Под руководством В.М. Ковтуненко успешно защищали кандидатские и докторские диссертации сотрудники НПО им. С.А. Лавочкина, КБ «Южное» и других пред-

приятий отрасли. Проводилась работа по созданию Диссертационного Совета предприятия. К этому времени В.М. Ковтуненко уже стал автором 297 научных работ и 19 свидетельств на изобретения.

По согласованию с В.М. Ковтуненко и под его патронажем комитетом ВЛКСМ ОКБ было создано молодежное конструкторское бюро (МКБ), которое функционировало на общественных началах. В задачи МКБ входила проработка перспективных задач, не нашедших еще поддержки в виде государственного финансирования. Например, просматривались варианты ранее не применяемых средств для перемещения исследовательских зондов *по поверхности и в атмосфере изучаемых планет* – так называемые планетоходы, планетолеты и т.д. С одобрения В.М. Ковтуненко, члены МКБ О. Кашевский и В. Босенко в середине 80-х гг. на полигоне ВНИИТРАНСМаша, расположенном на Камчатке, проводили самые первые бросковые испытания нового вида зондов, *внедряемых в изучаемую поверхность*, – пенетраторов.

Благодаря усилиям В.М. Ковтуненко на Калужской земле – духовном центре космических устремлений россиян, даже в апофеозный момент развития отечественной космонавтики приобщенном к ней лишь благодаря музею К.Э. Циолковского, – появился филиал ОКБ одной из ведущих космических фирм страны: НПО им.С.А. Лавочкина.

Но... Опять пресловутое *но...*

Вячеслав Михайлович перенес тяжелейшую операцию. Осенью 1991 г. его направили для дополнительного лечения в США, что финансировалось из бюджетных средств, не было еще в те годы обыденностью, и что говорит о весьма уважительном отношении к нему со стороны советского государства.

По возвращении, хорошо понимая неустрашимость проблемы своего здоровья, В.М. Ковтуненко не стал выдвигать свою кандидатуру на выборах, проводимых коллективом НПО им. С.А. Лавочкина – *таковы реалии жизни нашей страны начала 90-х* – по замещению должности руководителя предприятия.

И общая ситуация в стране сильно изменилась. Вместо намечаемого процветания, нашему коллективу предстояло решать значительно более прозаическую задачу – *выжить*.

Таким, к глубочайшему сожалению, увидел состояние не только руководимого им ОКБ – всей российской космонавтики в последние годы своей жизни В.М. Ковтуненко. Присущий ему оптимизм, постоянная устремленность в будущее заставляли его верить в то, что это опять просто «потеря темпа», что это – временно. Он также прекрасно понимал, что его Родина не сможет далее полноценно развиваться, если будет загублена отечественная космонавтика. Ему, даже в таком состоянии, *все это было небезразлично*. Именно поэтому, бу-

дучи очень болен и прекрасно осознавая неизлечимость своей болезни, несмотря на нарастающее ухудшение самочувствия, он дал согласие на участие в деятельности Рабочей группы при правительстве Е.Т. Гайдара по подготовке основной концепции «Космической политики России». Проработка ее вариантов, отстаивание своих позиций, обмен мнениями с другими членами группы проходили в больничной палате Обнинского онкологического центра. И в постсоветской России он был востребован как мирового уровня профессионал в области практической космонавтики.

Именно в эти годы Генеральный директор предприятия А.М. Баклунов и Генеральный конструктор В.М. Ковтуненко пришли к решению о необходимости оказать информационное противодействие разразившемуся потоку публикаций в «свободных СМИ», существенно искажающих истину в освещении процессов становления, развития и достижений отечественной космонавтики. Так на предприятии впервые появилась собственная пресс-служба, работающая в тесном контакте с высокопрофессиональными журналистами. В задачи пресс-службы входило, не ввязываясь в «информационные войны», заниматься популяризацией работ НПО им. С.А.Лавочкина в области создания автоматических космических аппаратов научного и народнохозяйственного назначения. Появились книги, документальные фильмы - впервые с авторским участием нашей фирмы.

Вячеслав Михайлович упорно сражался со своим недугом. Попадания в больницы становились все чаще, и тогда «рабочим кабинетом» Генерального конструктора становилась больничная палата. Туда привозили ему на подпись документы, там его заместители обсуждали с ним нетерпящие отлагательств технические и организационные вопросы. [4]

После очередной выписки из больницы ему не надо было заново вникать в текущие проблемы – он был хорошо обо всем осведомлен, он *продолжал* активно участвовать в жизни своего ОКБ. И это приносило, несо-

мненно, обоюдную пользу. Автору этой статьи, своему помощнику, Вячеслав Михайлович однажды сказал: «Врачи мне говорили, что после операции, которую я перенес, живут несколько месяцев, от силы – полгода. Я уже живу несколько лет...». И эти несколько лет также не были бесплодны.

...10 июля 1995 года Вячеслав Михайлович Ковтуненко умер.

Таков путь конструкторского творчества Вячеслава Михайловича Ковтуненко, последние восемнадцать лет которого прошли в созидательном союзе с коллективом НПО им. С.А. Лавочкина: от ракет стратегического назначения, создавших могучий оборонительный щит нашей страны, до непилируемых космических комплексов - «космических роботов НПОЛ», почти два десятилетия уверенно пополнявших копилку человеческих знаний новыми открытиями в области природы и законов существования Вселенной, оснащавших нашу страну новейшими средствами обороны, поддерживая и укрепляя, таким образом, научное, военное и политическое могущество и международный авторитет СССР и России.

#### **Список литературы**

- 1 Губарев В. Южный старт //Наука и жизнь, 1998. № 2.
- 2 Моишеев А.А., Шевалев И.Л. Генеральный конструктор В.М.Ковтуненко // Аэрокосмическое обозрение, 2006. № 5. С. 142-146.
- 3 Моишеев А.А., Шевалев И.Л. Роль личности в истории ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина// Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2009. № 1.
- 4 Шевалев И.Л. Вячеслав Михайлович Ковтуненко// Земля и Вселенная, 2001. № 6 С. 38-43.
- 5 Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010.660 с.



УДК 629.78.001.5:537.591 «Гранат»

## ОПЫТ УПРАВЛЕНИЯ АСТРОФИЗИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИЕЙ «ГРАНАТ»

И.Д. Церенин, И.П. Губанов



Церенин

Иван Дмитриевич

ведущий специалист ФГУП  
«НПО им. С.А. Лавочкина»,  
лауреат Государственной  
премии

E-mail: id1945@laspace.ru



Губанов

Игорь Петрович

главный специалист ФГУП  
«НПО им. С.А. Лавочкина»  
E-mail: igor53@laspace.ru

*Проводится обзор основных результатов и обобщается опыт управления космической обсерватории «Гранат». Рассматриваются основные технические задачи и их решения, которые обеспечили выполнение поставленных задач исследования космического рентгеновского и мягкого гамма-излучения комплексом научной аппаратуры, установленной на КА.*

*Ключевые слова: автоматический космический аппарат; управление КА; искусственный спутник Земли; командно-программная информация; наземные средства; центр управления полетом.*

### **PRACTICE OF CONTROL OF «GRANAT» ASTROPHYSICAL OBSERVATORY I.D. Tserenin, I.P. Gubanov**

*There is a review of main results and generalization of experience of «Granat» space observatory control process. Primary engineering goals and solutions are considered, which enabled carrying out the assigned tasks of space x-ray and soft gamma radiation studies by means of onboard scientific equipment.*

*Key words: unmanned spacecraft; SC control; artificial Earth satellite; command and program data; ground facilities; flight control center.*

В конце 70-х начале 80-х годов благодаря выдающимся достижениям в области техники, также усилиям академиков А.Б. Северного, А.А. Боярчука, Р.А. Сюняева, Р.З. Сагдеева и В.А. Амбарцумяна стали возможны внеатмосферные наблюдения космических источников. Первые астрофизические обсерватории с крупнейшими в то время телескопами и примененными в их создании новейшими достижениями в области оптики, точной механики, материаловедения и технологии были разработаны и созданы в НПО им. С.А. Лавочкина.

При создании платформы для астрофизических исследований рассматривались два варианта:

- создание новой платформы;
- использование уже прошедшего летные испытания служебного модуля КА серии «Венера».

Генеральным конструктором В.М. Ковтуненко выбор был сделан в пользу последнего варианта – модуль надежно функционировал в условиях космоса, к тому же было сокращено время разработки и

подготовки к пуску КА и минимизирована стоимость данных проектов.

1 декабря 1989 года с космодрома Байконур стартовала РН «Протон» с орбитальной обсерваторией «Гранат» (рисунок 1). В 00 ч. 31 мин. 22 сек. 2 декабря обсерватория была выведена на орбиту искусственного спутника Земли. Она предназначалась для астрофизических исследований галактических и внегалактических источников космического излучения в рентгеновском и гамма-диапазонах, практически недоступных для наблюдения с Земли.

Начальные параметры рабочей орбиты станции выбирались с таким расчетом, чтобы удовлетворить все требования со стороны научной аппаратуры, служебных систем КА и наземных средств управления. После оптимизации всех требований и с учетом возможности ракеты-носителя для КА «Гранат» была выбрана орбита с параметрами:

- высота апогея  $H_a = 200$  тыс. км;
- высота перигея  $H_p = 2$  тыс. км;

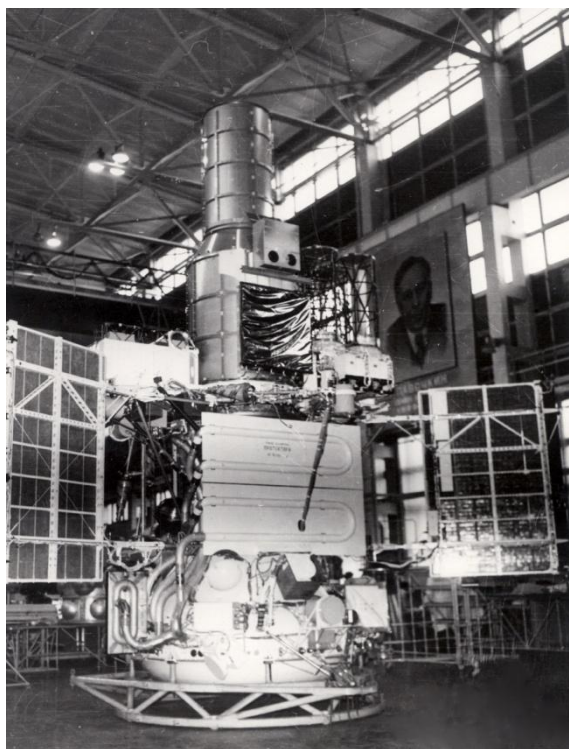


Рисунок 1. КА «Гранат» в сборочном цехе

- наклонение  $i = 51,5^\circ$ ;
- аргумент перигея  $\omega = 285^\circ$ ;
- долгота восходящего узла  $\Omega = 20^\circ$ ;
- период обращения  $T = 98$  час.

Высокоапогейная орбита, на которую выводилась астрофизическая обсерватория «Гранат», позволяла проводить наблюдения за пределами атмосферы и радиационных поясов непрерывно в течение трех суток с ежедневной видимостью [1] (рисунок 2).

Впервые орбитальная обсерватория имела такой большой состав научной аппаратуры, весом 2500 кг: три телескопа «Сигма», «Арт-П» и «АРТ-С» для наблюдения стационарных источников космического излучения и обзорные детекторы «Конус», «Фебус» и «Вотч» для регистрации и исследования переменных источников космического излучения.

Все научные приборы и некоторые служебные системы имели в своем составе процессоры, которые требовалось постоянно перепрограммировать, передавать большие массивы командно-программной информации.

В 1988 году к моменту подготовки к управлению стало ясно, что ЦУП ЦНИИМаш (г. Королев, Московская область) из-за большой загрузки не будет участвовать в управлении КА «Гранат», а средства ЦУП НИП16 (г. Евпатория, 1-я площадка) морально устарели или просто пришли в негодность. Для управления КА «Гранат» основными были выбраны радиотехнические средства центра дальней космической связи (ЦДКС) НИП22 (г. Евпатория, 3-я площадка). С целью упрощения доставки информации

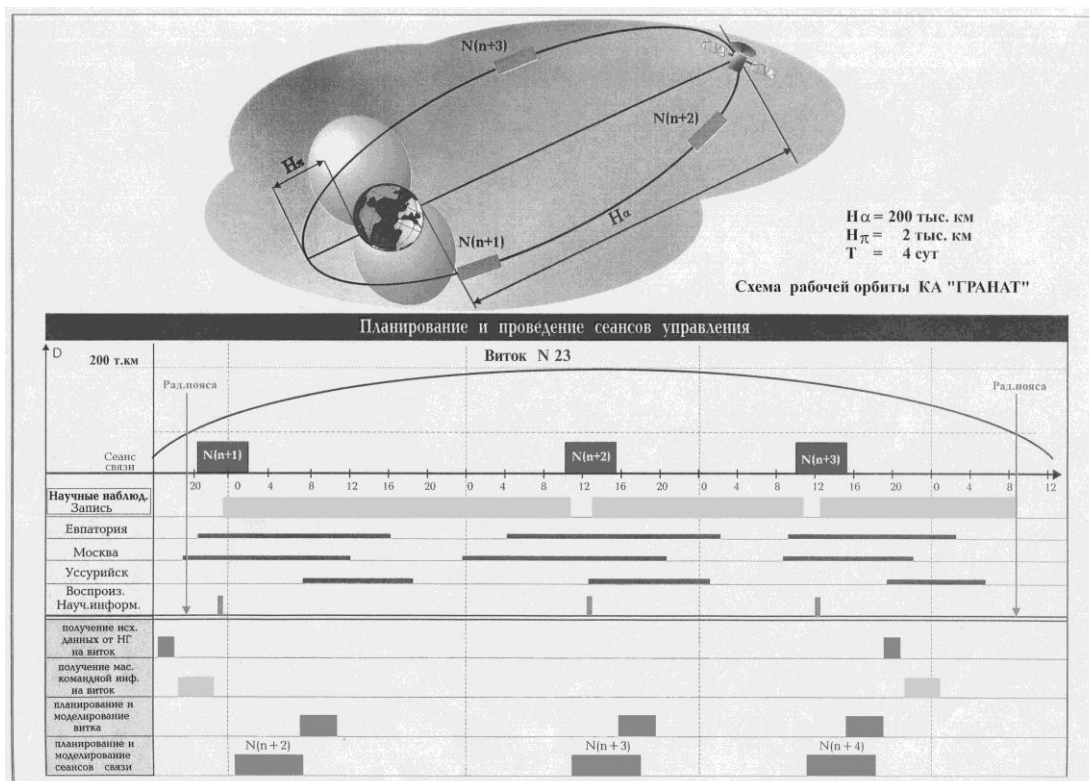


Рисунок 2. Схема проведения работ на витке с КА «Гранат»

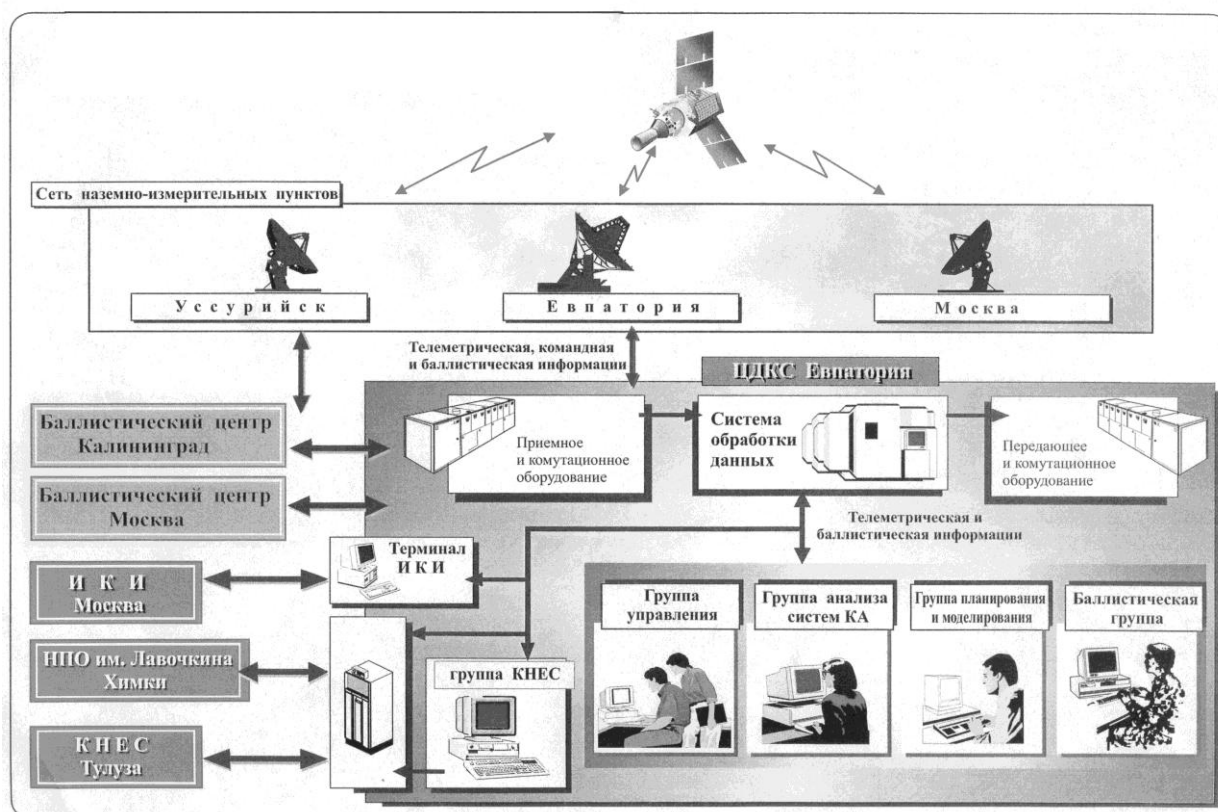


Рисунок 3. Наземные средства и центр управления полетом КА «Гранат»

и повышения надежности управления было принято решение создать ЦУП на базе ЦДКС. Это означало создание аппаратно-программного комплекса и математического обеспечения (МО) для обработки телеметрической информации, формирования командно-программной информации и организации каналов связи для передачи научной, баллистической, командно-программной и телеметрической информации между абонентами (рисунок 3).

Первые три месяца работы были посвящены проверкам бортовых служебных систем и научного комплекса, а также калибровкам телескопа по эталонным источникам. С 11 марта 1990 года начались регулярные научные наблюдения рентгеновских и гамма-источников. На каждом четырех суточном витке проводилось по три сеанса связи, в которых осуществлялись воспроизведения записей на бортовые магнитофоны научной информации, переориентация КА на новый источник и выбор режима работы научного комплекса.

С целью обеспечения наземного процесса управления КА была разработана «Функционально-логическая схема процесса управления КА «Гранат» и создано программно-математическое обеспечение, что позволило экономить ресурс систем, сократить расход газа для переориентации, повысить опера-

тивность и, таким образом, увеличить продолжительность научных исследований (рисунок 4).

Учитывая, что разработчики бортовых систем не давали гарантии их длительной работы (по ТЗ срок активного существования КА восемь месяцев), задача экономии рабочего тела на первом этапе не ставилась. Научный комитет давал рекомендации исследовать самые интересные источники независимо от расхода рабочего тела, поэтому в первый год существования было израсходовано 50 кг азота из 110 кг заправленного в шаробаллоны.

Восемь месяцев работы КА прошли практически без замечаний, работоспособность бортовых систем не ухудшилась и позволяла продолжить работы в соответствии с типовой штатной программой полета. Уже в ходе работы значительно расширен (с 5 до 15) список опорных звезд, что развязало руки экспериментаторам по выбору источников наблюдений с минимальными ограничениями. Учитывая эти обстоятельства, а также то, что на борту КА был установлен уникальный комплекс научной аппаратуры нового поколения, позволившей уже осуществить ряд выдающихся научных открытий, Государственная комиссия приняла решение о продолжении работ с КА «Гранат» с обеспечением как можно более длительного срока его активного существования (таблица 1).



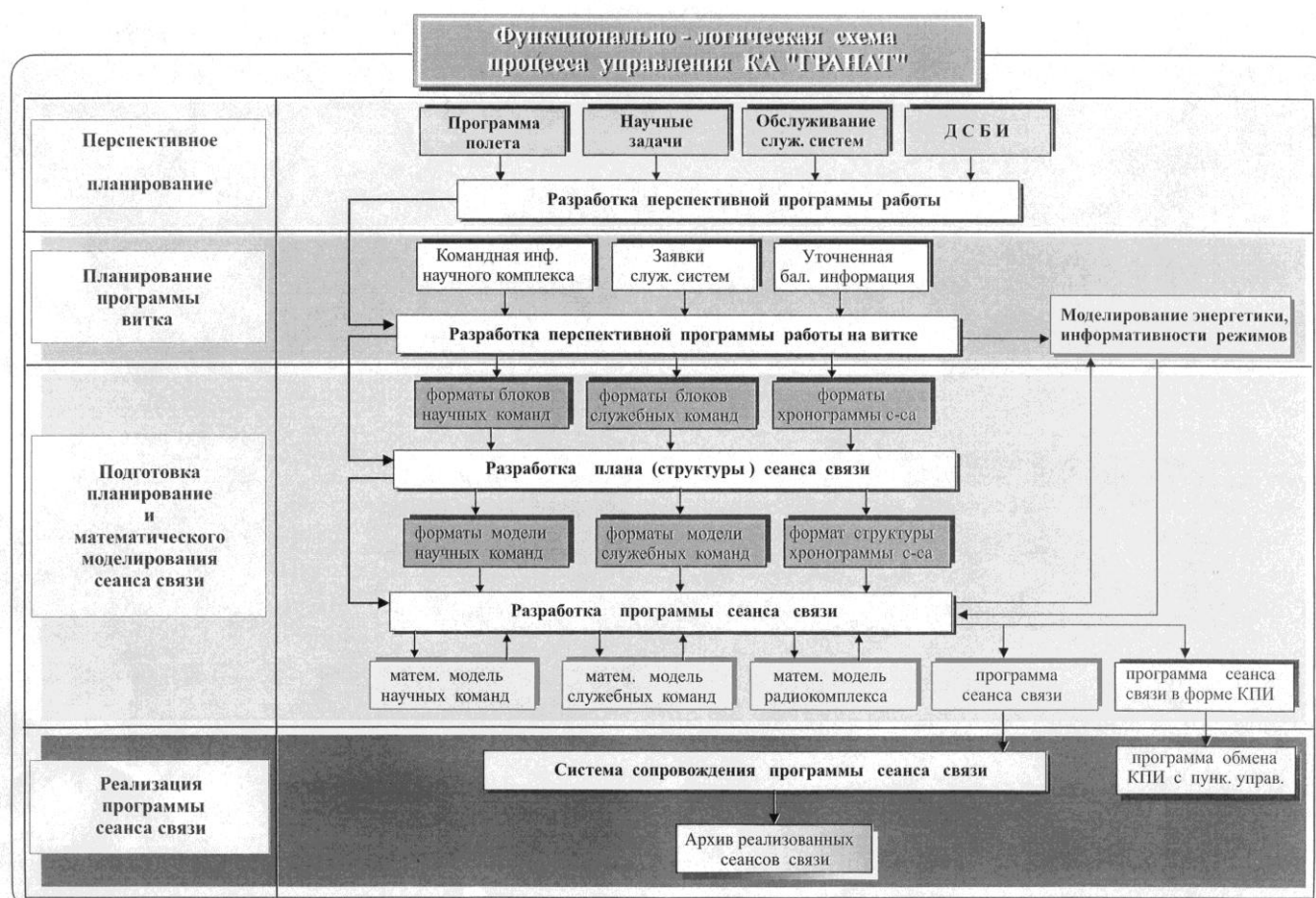


Рисунок 4. Функционально-логическая схема процесса управления КА «Гранат»

Таблица 1 – Новые методы управления КА «Гранат»

| Новые методы управления КА                                                                                                               | Результат                                                                                                                                       |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1. Комплексная оптимизация перспективного планирования научных экспериментов                                                             | Экономия ресурсов систем и сокращение расхода газа и, таким образом, увеличение продолжительности научных исследований                          |
| 2. Существенное расширение количества опорных звезд (с 5 до 15)                                                                          | Увеличение числа доступных для наблюдения источников (практически вся сфера)                                                                    |
| 3. Применение новых более экономичных методов управления для переориентации телескопов на новый источник                                 | Сохранение ресурса шаговых двигателей СУО, экономия газа для ориентации, продление существования КА и увеличение продолжительности исследований |
| 4. Внедрение системы автоматизированного планирования и реализации сеансов связи                                                         | Оперативность, надежность и расширение возможностей научного эксперимента                                                                       |
| 5. Проведение с 1994 г. научных исследований в режиме гироскопической стабилизации                                                       | Решение новой задачи, создание карты рентгеновских источников на небесной сфере                                                                 |
| 6. Применение с 1995 г. однопунктовой схемы управления полетом (одна станция слежения, один центр управления, один баллистический центр) | Возможность продолжения научных исследований в условиях резкого ограничения финансирования                                                      |
| 7. Создание и введение в контур управления локальных и глобальных сетей РС                                                               | Оперативность. Надежность и расширение возможностей научного эксперимента                                                                       |

Для совершенствования методики управления необходимо было провести следующие работы:

- разработать программу определения динамики движения КА в режиме гироскопической стабилизации и уточнить ее, используя телеметрическую информацию, полученную с КА «Гранат»;
- продолжить разработку оптимальных методов управления полетом КА в условиях негарантированного запаса рабочего тела и деградации элементов солнечных батарей при пониженных характеристиках аккумуляторной батареи.

Применение новых методов управления КА позволило резко сократить расход рабочего тела (см. рисунок 5), проводить эффективные научные исследования в течение девяти лет, значительно превысив гарантийные сроки, и впервые в нашей стране достигнуть эффективности орбитальной обсерватории около 70%, (уровень лучших зарубежных космических обсерваторий [1]).

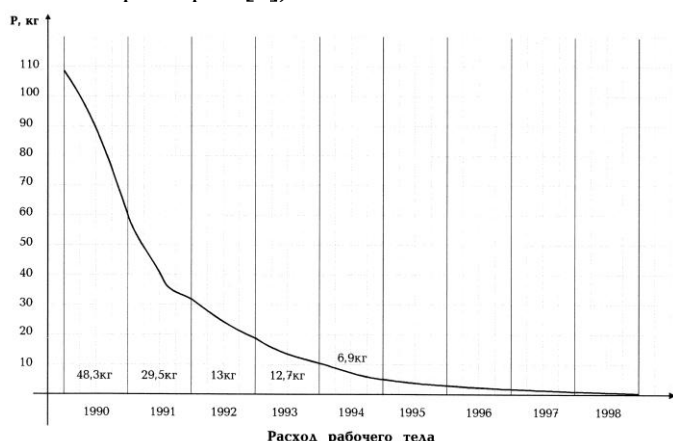


Рисунок 5. Расход рабочего тела

В газете «Известия» от 11.03.1994 года Б. Коновалов писал «Спутники, как люди, бывают и с грустной, и со счастливой судьбой. «Гранат» - спутник, построенный в НПО им. С.А. Лавочкина, оказался, пожалуй, самым счастливым российским аппаратом из всех предназначенных для внеатмосферной астрономии».

На пятом году управления в сентябре 1994 года при очередном исследовании Центра нашей Галактики давление во всех секциях шаробаллонов опустилось ниже 20 атмосфер, при котором обратные клапаны стали затруднять поступление газа в магистрали двигателей системы ориентации. При этом давление газа, подаваемое на двигатели, уже составляло меньше необходимых 8 атмосфер. Поэтому 30 сентября 1994 года КА «Гранат» был переведен в режим гироскопической стабилизации с начальной угловой скоростью  $0,5^\circ/\text{с}$ . В течение 11 месяцев проводились обзорные исследования небесной сферы с помощью телескопа «Сигма» и гамма – вспле-

скового комплекса «Фебус» и «Вотч». В сеансах связи записанная научная информация воспроизводилась на Землю. После обработки телеметрической информации была построена карта рентгеновских источников небесной сферы, не предусмотренная ТЗ. Длительное пребывание КА в пассивной гироскопической ориентации отчетливо продемонстрировало влияние на его движение солнечного ветра. Были отмечены две особенности:

- скорость закрутки уменьшилась почти вдвое;
- КА постоянно подворачивался к Солнцу, без каких-либо затрат рабочего тела, благодаря чуть скошенным назад панелям солнечных батарей.

В сентябре 1995 года сложилась благоприятная ситуация для исследования Центра Галактики. Возможность наблюдения Центра Галактики повторяется дважды в год: в марте и в сентябре. В дальнейшем исследования проводились каждые полгода в течение 3–4 недель. К этому времени давление в магистралях выросло до 8 атмосфер необходимых для штатной работы СО, и КА «Гранат» был переведен в трехосную ориентацию, нацелив телескоп «Сигма» на Центр Галактики. В течение трех недель были получены прекрасные научные результаты, после чего «Гранат» был снова переведен в «закрутку» с надеждой, что в магистралях пневмосистем давление снова возрастет за счет медленного перетекания из шаробаллонов.

Пропущен был лишь сентябрь 1996 года из-за загрузки наземного комплекса управления и персонала ГОГУ работами по «Интерболу-2», запущенному 29 августа 1996 года. После его запуска в течение трех лет шло совместное управление сразу тремя КА из Центра дальней космической связи: «Гранат», «Интербол-1» и «Интербол-2».

Экономическая ситуация в стране в 1997 году значительно ухудшилась, и Российское космическое агентство прекратило финансирование управления КА «Гранат», поэтому Государственная комиссия приняла решение о закрытии работ по научной программе и передаче его Генеральному конструктору НПО им. С.А. Лавочкина для ресурсных испытаний.

Тем не менее, используя интерес российских и французских ученых и их поддержку, в том числе финансовую, удалось еще трижды провести исследования Центра Галактики: в сентябре 1997 года, в марте и сентябре 1998 года. Каждое исследование проводилось как последнее. Азот оставался только в магистрали, и на еще одну работу по штатной схеме его бы уже точно не хватило, поэтому в марте 1998 года было решено использовать нетрадиционный подход, при котором КА не искал Солнце и опорную звезду, а ждал, когда они сами «приплывут» на остаточных скоростях в поле зрения соответствующих

датчиков. Это было искусство высшего пилотажа. Надо было точно сделать прогноз движения Солнца в осях КА, выставить в это положение солнечные приборы и, когда Солнце попадет в поле зрения прибора, «захватить» его и продолжить движение вокруг направления на Солнце, выставив теперь уже звездные приборы на необходимую для исследования опорную звезду и захватив, ее перейти в трехосную ориентацию. Это, конечно, значительно увеличивало время построения трехосной ориентации, зато позволяло сэкономить азот, расходуя его лишь на успокоение остаточных скоростей КА.

Благодаря такой методике удалось успешно провести еще один цикл исследования Центра Галактики. Шестнадцатый, последний, цикл был успешно проведен в сентябре 1998 года. К сожалению все прекрасное кончается быстро - в ноябре «Гранат» потерял ориентацию, а построить ее уже было нельзя, так как давления в магистралях основной и резервной пневмосистем уже не было. 27 ноября 1998 года в 9 часов 02 минуты был получен последний сигнал. Даже если бы с КА все было хорошо, 3 июня 1999 года его ожидал неминуемый вход в атмосферу.

Управление КА «Гранат» производилось международным коллективом российских и французских специалистов на очень негативном внешнем фоне:

- из-за распада СССР и образования границ между Россией и Украиной возникали трудности с заменой вышедшей из строя наземной аппаратуры и ее модернизацией, а также проблемы с пребыванием французских специалистов в Крыму (г. Евпатория);
- несогласованность в действиях командного состава МО России и Украины;
- отсутствие финансирования управления последние два года.
- экономический упадок России, когда оплату за проживание в гостинице, командировочные расходы и зарплату задерживали по несколько месяцев.

Работа КА «Гранат» пришлась на максимум солнечной активности 1989–1992 гг. 22-го цикла и 1997–1998 гг. 23-го цикла.

В это время происходили:

- сбой в работающих микропроцессорах научных приборов;
- ухудшение характеристик электронных приборов;
- появление «помех» в оптикоэлектронных приборах;
- падение тока солнечных батарей;
- помехи при приеме и передаче радиосигналов;
- появление «ложных» радиокоманд;
- искажение команд.

Для обеспечения надежного управления постоянно совершенствовалась методика управления, а в период солнечных вспышек решение о начале на-

учных исследований принималось исходя из показаний прибора, измеряющего радиационную обстановку окружающей среды КА.

И все же девять лет научных исследований орбитальной обсерватории «Гранат» состоялись!

В «Решении о прекращении работ с КА «Гранат» записано: «С астрофизической обсерватории «Гранат» получены уникальные научные результаты, объем которых соизмерим с работой **нескольких космических аппаратов аналогичного типа:**

- построены уникальные карты Центра Галактики в рентгеновском и мягком гамма-диапазоне;
- открыто 23 ранее неизвестных рентгеновских источников;
- получены ограничения на рентгеновскую светимость сверхмассивной черной дыры в Центре Галактики;
- открыты квазипериодические осцилляции рентгеновского излучения от черной дыры Лебедь X-1;
- открыты транзиентные электрон-позитронные аннигиляционные линии в спектрах двух галактических черных дыр;
- обнаружена линия 2,2 МэВ синтеза дейтерия в спектрах трех Солнечных вспышек;
- разработан метод диагностики черных дыр на основе рентгеновской спектроскопии».

Вот некоторые отзывы ведущих астрофизиков России о результатах работы КА «Гранат».

Член-корреспондент РАН А.М. Черепашук (ГАИШ МГУ):

«Этой работой мы можем гордиться. Техническая реализация и технические возможности эксперимента на самом высоком уровне; выдающиеся научные результаты. Очень эффективен и экономный способ переориентации КА, что позволило продлить ресурс с 1 года до 9 лет».

Профессор Ю.Н. Гнедин - зам директора ГАО РАН:

«Данная работа повлияла на развитие науки. Благодаря исследованиям «Граната» в оптической астрономии произошла истинная революция. В любой обсерватории центральное место в программе занимают наблюдения объектов, открытых «Гранатом». В частности, в результате работ, проведенных «Гранатом», опубликовано более 200 научных работ, которые широко признаются, имеют мировое значение, цитируются. Примерно около 3 тыс. ссылок на эти работы имеются в мировой литературе».

Член-корреспондент РАН Д.А. Варшавич (ФТИ РАН):

«Результаты исследований, которые выполнялись на орбитальной обсерватории «Гранат», признаны мировой и научной общественностью. Индекс цити-



рования этих работ выше, чем указывали. Это говорит о том, что представленные работы существенно повлияли на видение мира. Открытие сверхсветового движения в нашей галактике - это самое важное научное достижение. Хочу отметить высокую надежность инструментов и высокую точность наведения - имеется в виду угловое разрешение. Это работа надежного КА».

Помимо основной научной программы, регулярно проводился радиофизический эксперимент по исследованию солнечно-земных связей, работы по измерению спектра искусственной ионосферной турбулентности (по заявке ИРЭ РАН). Постоянно проводились измерения радиационной обстановки вокруг КА. А в ноябре 1992 года и ноябре 1993 года КА «Гранат» использовался для отладки метода определения положения спутника на орбите с помощью интерферометрии с большой базы.

Указом Президента Российской Федерации № 2084 от 26 декабря 2000 года за работы по созданию надежного КА, обеспечению длительного высоко-

эффективного управления и получению приоритетных научных результатов мирового уровня в астрофизических исследованиях в рентгеновских и мягких гамма-лучах была присуждена **Государственная премия РФ 2000 года в области науки и техники.**

В дальнейшем целесообразно при разработке программ управления орбитальных астрофизических обсерваторий серии Спектр учитывать опыт управления КА «Гранат» получивший мировое научное признание.

#### **Список литературы**

Приоритетные результаты астрофизических исследований в рентгеновском и мягком гамма-излучении, полученные с помощью комплекса научной аппаратуры орбитальной обсерватории «ГРАНАТ» в течение 1990-1997 гг. / В.Е. Бабышкин и др. М.: ИКИ РАН, 1998. Ч. 2. 180 с.



**СИМОНОВ**  
Александр Владимирович  
математик 1 категории  
ФГУП «НПО им. С.А.  
Лавочкина», аспирант  
E-mail: alex.simonov@laspace.ru



**МОРСКОЙ**  
Игорь Михайлович  
начальник отдела ФГУП  
«НПО им. С.А. Лавочкина»  
E-mail: morskoy@laspace.ru



**ХАМИДУЛЛИНА**  
Наталья Мугалимовна  
начальник отдела ФГУП  
«НПО им. С.А. Лавочкина»,  
кандидат физ.-мат. наук  
E-mail: nmx@laspace.ru

УДК 629.78.047: 614.48: 629.787: 523.43 «Фобос-Грунт»

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ МАРСА В ЭКСПЕДИЦИИ «ФОБОС-ГРУНТ». РАСЧЕТ ВЕРОЯТНОСТИ ПОПАДАНИЯ КА НА МАРС

*А.В. Симонов, И.М. Морской, Н.М. Хамидуллина*

*На основании анализа траектории полета КА «Фобос-Грунт» и полученных ранее характеристик надежности КА проведен расчет вероятности попадания КА в атмосферу Марса. Полученные результаты позволяют сделать важный вывод о том, что требования КОСПАР по защите Марса от загрязнения земными микроорганизмами в экспедиции «Фобос-Грунт» выполнены.*

*Ключевые слова: планетарная защита; траектория полета; орбита; коррекция; надежность; вероятность попадания.*

**PLANETARY PROTECTION OF MARS IN FRAME OF «PHOBOS-GRUNT» MISSION. PROBABILITY CALCULATION OF SC REACHING THE MARS A.V. Simonov, I.M. Morskoy, N.M. Khamidullina**

*The article deals with probability calculation of SC entering the Mars atmosphere, based on «Phobos-Grunt» SC flight trajectory analysis and precalculated SC reliability characteristics. Results of the calculation confirm fulfillment of COSPAR requirements for Mars protection against contamination by terrestrial microorganisms during «Phobos-Grunt» mission.*

*Key words: planetary protection; flight trajectory; orbit; correction; reliability; reach probability.*

Настоящая статья – вторая из цикла, посвященного вопросам планетарной защиты Марса в экспедиции «Фобос-Грунт» - содержит анализ траектории полета КА и расчет вероятности его попадания на Марс, значение которой является критерием выполнения требований КОСПАР.

Основные положения политики планетарной защиты экспедиции «Фобос-Грунт» были подробно изложены в [1; 2], расчет надежности КА от старта до его выведения на орбиту Марса, а также подробная схема экспедиции содержится в [3].

### **1 Требования КОСПАР по планетарной защите Марса для орбитальных КА**

Согласно классификации КОСПАР [4] полет орбитального аппарата экспедиции «Фобос-Грунт» относится к категории III, для которой с целью защиты марсианской среды от земных микроорганизмов лимитируется вероятность разрушения (выхода из строя) КА и его падения на Марс.

Согласно критериям, установленным политикой КОСПАР по планетарной защите, должны выполняться следующие требования к вероятности попа-

дания КА на Марс:

- $\leq 0.01$  для первых 20 лет существования аппарата;
- $\leq 0.05$  для последующих 30 лет.

Таким образом, для решения задачи планетарного карантина Марса требуется тщательный расчет вероятности попадания КА и его составных частей (СЧ) в атмосферу Марса, основанный на сочетании баллистического анализа и расчета характеристик надежности КА на различных этапах экспедиции. Как было показано в [3], вероятность безотказной работы (ВБР) КА, т.е. вероятность успешного выполнения этапа от старта с Земли до выхода на ОИСМ - равна 0.99278.

## 2 Траекторный анализ вероятности входа КА «Фобос-Грунт» и его составных частей в атмосферу Марса

Тщательный анализ траектории КА и соединение его результатов со значениями ВБР КА на различных этапах экспедиции позволяет решить поставленную задачу - рассчитать вероятность попадания КА и его СЧ на Марс.

### 2.1 Анализ траектории полета КА «Фобос-Грунт»

Запуск КА «Фобос-Грунт» производится с космодрома Байконура по трассе, соответствующей наклону 51.4 град. Выведение на отлетную от Земли

траекторию осуществляется с помощью РН «Зенит-2ФГ» и МДУ КА. Окно старта с Земли длится около трех недель – с 28 октября по 21 ноября 2011 г. Выведение включает в себя следующие элементы:

- старт и выведение КА на опорную орбиту ИСЗ;
- пассивный полет в течение ~ 2.5 часа по опорной орбите (~1.7 витка);
- первое включение МДУ КА и переход на промежуточную орбиту с высотой апогея 4250 км и высотой перигея 237 км, отделение сбрасываемого бака;
- пассивный полет по промежуточной орбите в течение ~ 2.0...2.5 часа (около 1 витка);
- второе включение МДУ КА и выход на гиперболическую траекторию отлета от Земли.

Точность выведения на отлетную траекторию определяется погрешностями выведения РН, уходом бортового времени КА и ошибками выдачи обоих разгонных импульсов. Предельные ошибки исполнения не должны превышать  $\pm 0.15\%$  по модулю и  $\pm 0.7^\circ$  по направлению сообщаемого вектора скорости. Такие погрешности приводят к отклонению вектора асимптотической скорости отлета от его расчетного значения на величину до 60 м/с. Для исправления ошибок выведения на седьмые сутки полета необходима первая коррекция межпланетной траектории, импульс которой может достигать 85 м/с.

Схема выведения на отлетную траекторию показана на рисунке 1.

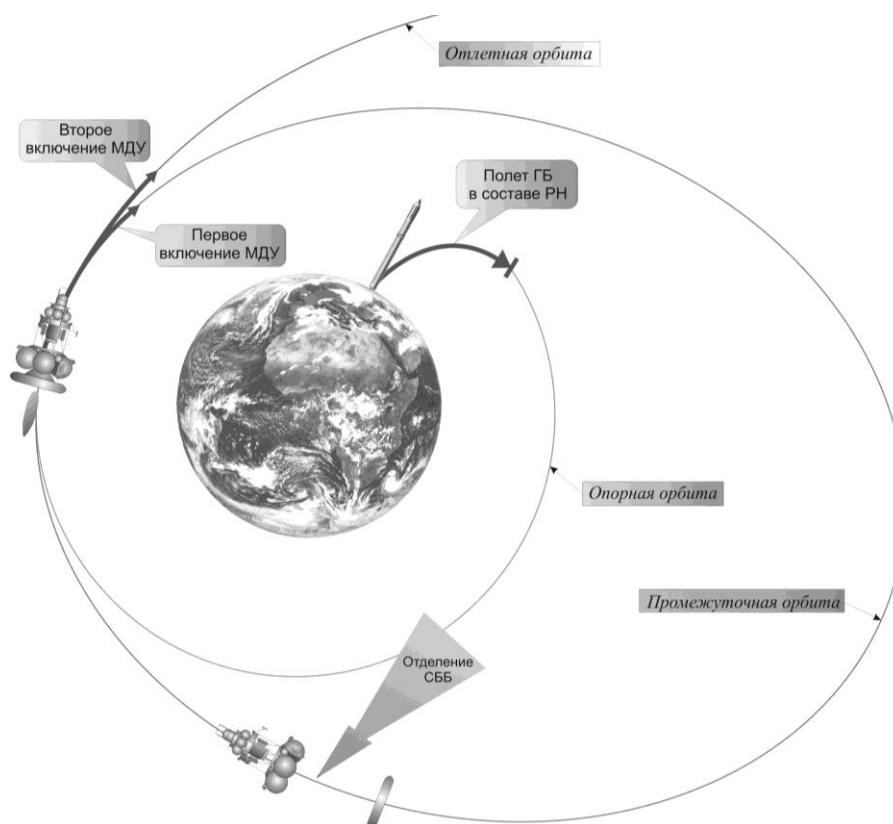


Рисунок 1. Схема выведения КА на отлетную траекторию



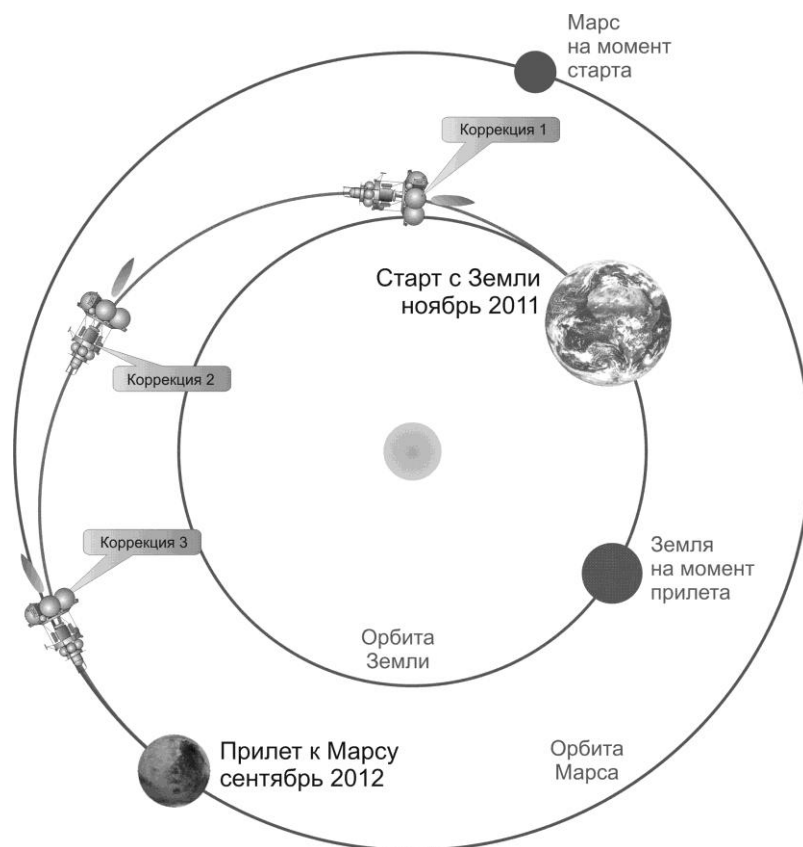


Рисунок 2. Гелиоцентрическая траектория перелета Земля-Марс

Перелет Земля-Марс начинается с момента выхода КА на отлетную от Земли траекторию и завершается подлетом к Марсу на минимальное расстояние. Длительность перелета составляет 302-310 дней. Пример гелиоцентрической траектории перелета Земля-Марс при старте в 2011 г. представлен на рисунке 2.

Вследствие ошибок выведения на отлетную траекторию, складывающихся из погрешностей выполнения разгона с опорной и промежуточной орбит, а также ошибок определения ее параметров, отклонения координат КА от расчетных при подлете к Марсу могут достигать нескольких сотен тысяч километров. Поэтому на межпланетной траектории необходимо проведение коррекций, схема которых определяется следующими условиями:

- коррекции проводятся по результатам наземных радиотехнических измерений, которые производятся совместно двумя пунктами дальней космической радиосвязи (Усурийск и Медвежье Озера), при этом измеряются запросным методом наклонная дальность и радиальная (доплеровская) скорость с предельными аппаратными ошибками (без учета влияния среды распространения сигнала)  $\pm 20$  м и  $\pm 0.2$  мм/с, соответственно;

- коррекции проводятся с помощью МДУ КА с предельными ошибками  $\pm 0.25$  м/с по модулю и  $\pm 0.7$  град по направлению вектора сообщаемой КА скорости.

С учетом приведенных характеристик траекторных измерений и исполнения маневров на трассе перелета планируется провести три коррекции.

Первая коррекция проводится на 5-10-е сутки полета, величина ее импульса может достигать 85 м/с. При более позднем проведении первой коррекции ее импульс возрастает, более раннему проведению коррекции препятствует недостаточная точность определения параметров отлетной траектории.

Вторая коррекция проводится примерно на 65-е сутки полета, величина ее импульса не превысит 10 м/с. Двухмесячный интервал между коррекциями обусловлен необходимостью накопления измерительной информации для расчета параметров второй коррекции.

Третья коррекция проводится за 4-2 недели до подлета к Марсу, величина ее импульса может достигать 35 м/с. При более позднем проведении этой коррекции ее импульс существенно возрастает, и уменьшается мерный интервал, по которому определяются окончательные параметры подлетной траектории и рассчитываются уставки на торможение для выхода на начальную орбиту ИСМ.

Ошибки в координатах КА при подлете к Марсу после третьей коррекции могут достигать  $\pm 500$  км. Этому соответствует погрешность в высоте перицентра  $\pm 400$  км.

Подлет к Марсу происходит по пролетной гиперболической траектории с высотой перицентра ( $800 \pm 400$ ) км и с наклоном к плоскости марсианского экватора  $20...36$  градусов в зависимости от даты прилета. Минимальная высота перицентра выбрана из условия непопадания КА в верхние слои атмосферы Марса.

Через 4-2 недели после проведения последней коррекции межпланетной траектории КА входит в сферу действия Марса, в которой движение определяется в основном притяжением планеты. Относительно Марса КА в течение приблизительно 2.5 суток движется по пролетной гиперболической траектории с асимптотической скоростью  $\sim 2.8$  км/с и номинальной высотой перицентра  $\sim 800$  км. В это время продолжают траекторные измерения и уточняются фактические параметры движения центра масс КА. По предварительным оценкам, точность определения координат КА перед торможением будет не хуже  $\pm 100$  км ( $3\sigma$ ).

Переход с подлетной траектории на орбиту наблюдения производится по трехимпульсной схеме, позволяющей снизить затраты характеристической скорости и повысить точность выведения. Кроме того, такая схема выведения позволяет несколько облегчить условия пребывания КА в сфере действия Марса. Поскольку прилет к Марсу будет происходить в конце августа - сентябре 2012 г., а благоприятные условия для полета по орбите наблюдения, квазисинхронной орбите (КСО), и для посадки на Фобос (отсутствие тени от Марса и радиозаходов) создадутся только в феврале 2013 г., наличие промежуточных высокоапогейных орбит с периодом обращения  $\sim 3$  суток позволит использовать их в качестве орбит ожидания, а также для попутных дистанционных исследований планеты.

В районе перицентра подлетной траектории включается МДУ и КА переходит на трехсуточную орбиту ИСМ, именуемую далее "начальной". Высота перицентра этой орбиты составит  $\sim 800 \pm 400$  км, а высота апоцентра - 79 тыс. км. Отклонение периода обращения от расчетного может достигать шести часов. Величина тормозного импульса составит 945 м/с. Длительность работы МДУ при его выдаче составляет  $\sim 2.2$  мин.

После выхода на начальную ОИСМ МДУ может быть отделена от КА, что создает условия для последующего отделения китайского спутника УН-1. Его предполагается отделить в удобное для этой операции время, после проведения одной-двух малых коррекций начальной ОИСМ, т.е. через 10-15 суток после выхода на орбиту. Указанные коррекции проводятся для того, чтобы орбита, на которой будет отделяться спутник УН-1, имела высоту перицентра не

более 1000 км, а его отделение от КА «Фобос-Грунт» происходило бы в наиболее благоприятных условиях видимости с Земли. После отделения МДУ все последующие маневры проводятся на ДУ ПМ.

Вариант номинальных параметров начальной орбиты в ареоэкваториальной системе координат с осью X, направленной в точку весеннего равноденствия Марса, и баллистические условия на дату прилета к планете приведены в таблице 1.

**Таблица 1 - Номинальные параметры начальной орбиты ИСМ**

| Параметр                       | Значение   |          |
|--------------------------------|------------|----------|
| Прилет к Марсу                 | 25.08.2012 | 26.09.12 |
| Радиус перицентра, км          | 4194       |          |
| Радиус апоцентра, км           | 79349      |          |
| Период обращения, ч            | 72         |          |
| Наклонение, град               | 21.79      | 35.98    |
| Долгота восходящего узла, град | 35.50      | 27.03    |
| Аргумент перицентра, град      | 180        |          |
| Расстояние Земля-Марс, млн. км | 264.6      | 287.5    |

После принятия решения о переводе КА на переходную орбиту в апоцентре начальной орбиты производится второй маневр на ДУ ПМ, которым плоскость орбиты совмещается с плоскостью орбиты Фобоса, а радиус перицентра поднимается до радиуса орбиты наблюдения ( $\sim 9.91$  тыс. км), период обращения которой составит 3.3 суток. Характеристическая скорость маневра составляет 220 м/с, а длительность работы ДУ - 4.8 мин. Время пребывания на этой орбите также будет определено позднее, но оно может быть порядка 7-15 суток. В декабре 2012 г. на такой эллиптической орбите могут начаться заходы КА в тень от Марса, поэтому полет по двум первым орбитам ИСМ целесообразно закончить к январю 2013 г. Таким образом, не позднее середины декабря 2012 г. КА необходимо начать переводить на орбиту наблюдения.

Третьим маневром в перицентре переходной орбиты КА переводится на орбиту наблюдения (почти круговая орбита со средним радиусом 9.91 тыс. км, что примерно на 535 км выше орбиты Фобоса, и периодом обращения 8.3 часа). Импульс маневра равен 705 м/с, длительность работы ДУ - 12.3 минуты.

Схема выхода на орбиту наблюдения показана на рисунке 3.

После выхода на орбиту наблюдения выполняется следующий шаг в сближении орбит КА и Фобоса: перед заходом на посадку происходит переход на квазиспутниковую орбиту, имеющую равный с орбитой Фобоса период обращения, но отличающуюся от нее по высоте на одной части витка примерно до плюс 50 км, а на другой - до минус 50 км. Двигаясь по такой орбите, КА будет постоянно находиться вблизи Фобоса на расстоянии от 50 до 130 км. При

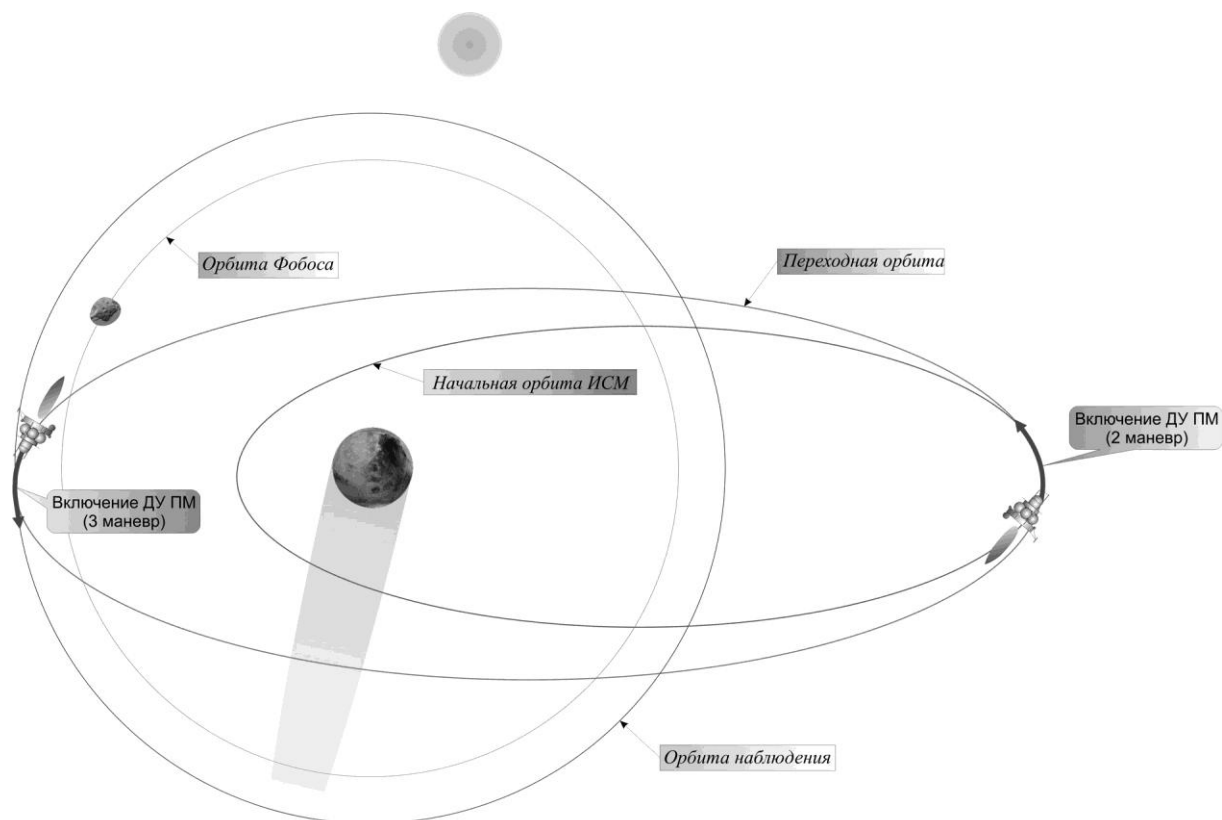


Рисунок 3. Схема проведения маневров для выхода на орбиту наблюдения

этом за каждый виток орбитального движения вокруг Марса ( $\sim 7.66$  часа) КА будет совершать полный оборот также и вокруг Фобоса, проходя по часовой стрелке над всеми его долготами (глядя с севера). При этом линия визирования КА - Фобос будет сохранять примерно постоянное положение в инерциальном пространстве, отклоняясь за виток от ее среднего направления на  $\pm(20-30)$  градусов.

Переход на КСО осуществляется двумя импульсами: 45 и 20 м/с, после каждого из которых проводятся траекторные измерения с Земли и уточняются параметры получившейся орбиты. Время перехода на КСО составляет двое суток. Проведение коррекций и маневров ухудшает достигнутую точность знания орбитальных параметров, поэтому после перехода на КСО вновь проводится цикл бортовых наблюдений Фобоса и наземных траекторных измерений, по результатам которых выбирается время начала сеанса посадки на Фобос и прогнозируются параметры относительного движения КА на заданное время внутри этого сеанса. Во время полета по КСО возможно проведение нескольких малых (до 1-2 м/с каждая) коррекций.

После взлета с Фобоса КА выходит на базовую орбиту, в качестве которой выбрана круговая орбита с высотой на 300 - 350 км ниже высоты орбиты Фо-

боса и с периодом обращения 7.23 часа, т.е. примерно на 26 минут меньше периода орбиты Фобоса.

Ближайшее после прилета к Марсу стартовое окно для возврата на Землю приходится на сентябрь 2013 г. Время перелета Марс-Земля составляет 11 - 11,5 месяцев, прилет к Земле происходит с 15 по 18 августа 2014 г. Указанные перелетные траектории относятся к траекториям второго полувитка, являются оптимальными по энергетике для принятых сроков экспедиции и требуют минимальной характеристической скорости отлета.

Переход ВА с базовой орбиты на траекторию полета к Земле, как и выход на орбиту наблюдения, производится по трехимпульсной схеме, но только в обратной последовательности. Он включает в себя следующие элементы:

- разгон с помощью ДУ ВА на переходную трехсуточную орбиту с радиусом перицентра, равным радиусу базовой орбиты, линией апсид, лежащей в плоскости орбиты Фобоса, и наклонением к ней примерно 1 град.;
- пассивный полет по переходной орбите (не менее  $\sim 5$  витков, или  $\sim 15$  суток) с проведением траекторных измерений с Земли и уточнением ее параметров;



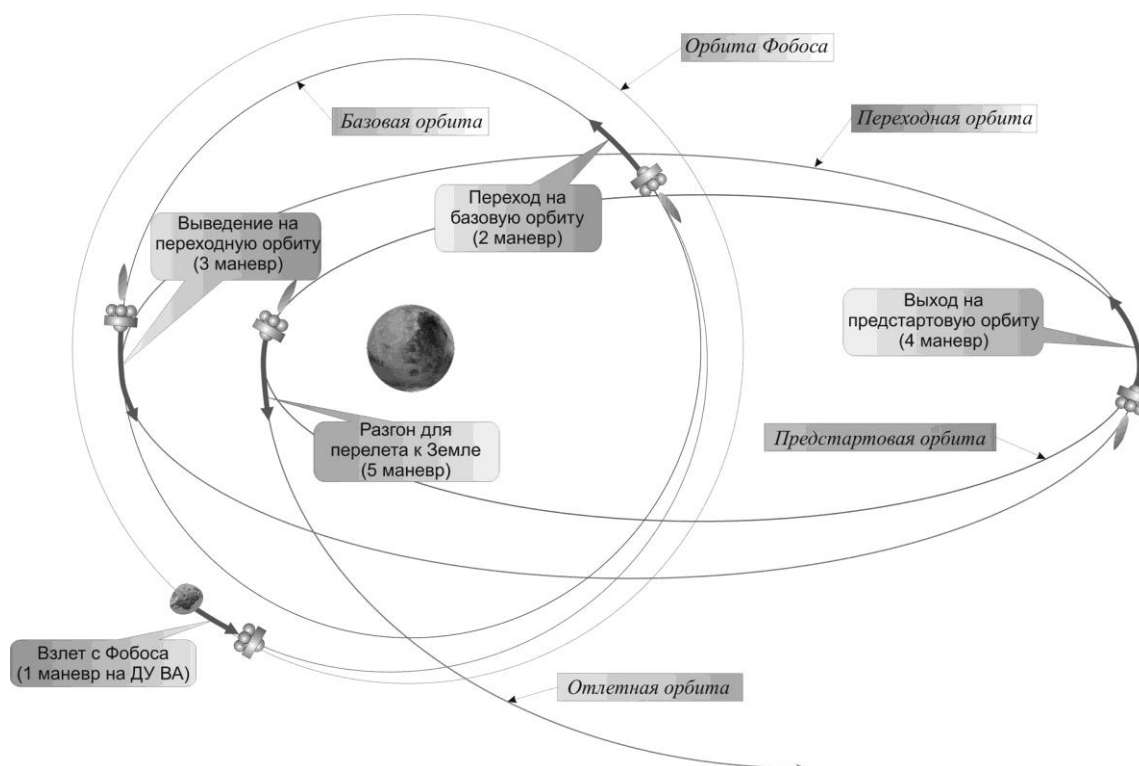


Рисунок 4. Схема выхода на траекторию полета к Земле

– апогейный маневр с помощью ДУ ВА для понижения высоты перигея до 1000 - 500 км и изменение наклона до значения, требуемого для последующего разгона к Земле (эта орбита именуется предстартовой);

– пассивный полет по предстартовой орбите (также не менее ~ 5 витков, или ~ 15 суток) с проведением траекторных измерений с Земли и уточнением ее параметров;

– разгон в выбранную дату на траекторию отлета к Земле, начало полета возвращаемого аппарата к Земле.

Схема отлетного участка показана на рисунке 4.

Суммарная характеристическая скорость перехода с базовой орбиты на траекторию возврата к Земле для всего стартового окна составляет 1630 м/с, в том числе: первый импульс - 740 м/с, второй импульс - 140 м/с и третий - 760 м/с.

## 2.2 Основные предположения для расчета вероятности входа КА и его частей в атмосферу Марса

Вход КА и его СЧ в атмосферу Марса при изложенной выше схеме экспедиции возможен при отказе КА и дальнейшем пассивном полете на следующих этапах:

- 1) на межпланетной траектории;
- 2) в результате эволюции начальной орбиты ИСМ;
- 3) в случае ошибочного исполнения маневра перехода с начальной орбиты на переходную;
- 4) в случае ошибочного исполнения маневра перехода ВА с переходной орбиты на предстартовую.

На остальных этапах вход в атмосферу Марса невозможен по следующим причинам:

- 1) отказ в работе КА на этапе выведения на межпланетную траекторию может привести только к входу в атмосферу Земли;
- 2) отказ в работе КА после проведения маневра выхода на орбиту наблюдения не приводит к входу в атмосферу Марса, т.к. эволюция круговой орбиты радиусом порядка 10 тыс. км под влиянием гравитационных возмущений от Солнца, планет (в основном Юпитера), нецентрального поля Марса и солнечного давления не приводит к понижению высоты перигея до высот, хотя бы сравнимых с высотой плотных слоев атмосферы;
- 3) попадание КА в атмосферу Марса при отказе в работе КА на околофобосных орбитах и при нахождении на поверхности Фобоса возможно только вместе с Фобосом;
- 4) попадание КА в атмосферу при отказе во время маневров, переводящих КА на переходную орбиту и траекторию перелета к Земле, невозможно, т.к. маневры проводятся в перигеях орбит.

Эволюция минимальной высоты орбиты наблюдения за 50 лет приведена на рисунке 5.

## 2.3 Вероятность входа КА в атмосферу с подлетной траекторией

Вероятность входа КА в атмосферу Марса с подлетной траекторией  $P_1$  рассчитывалась по следующей формуле

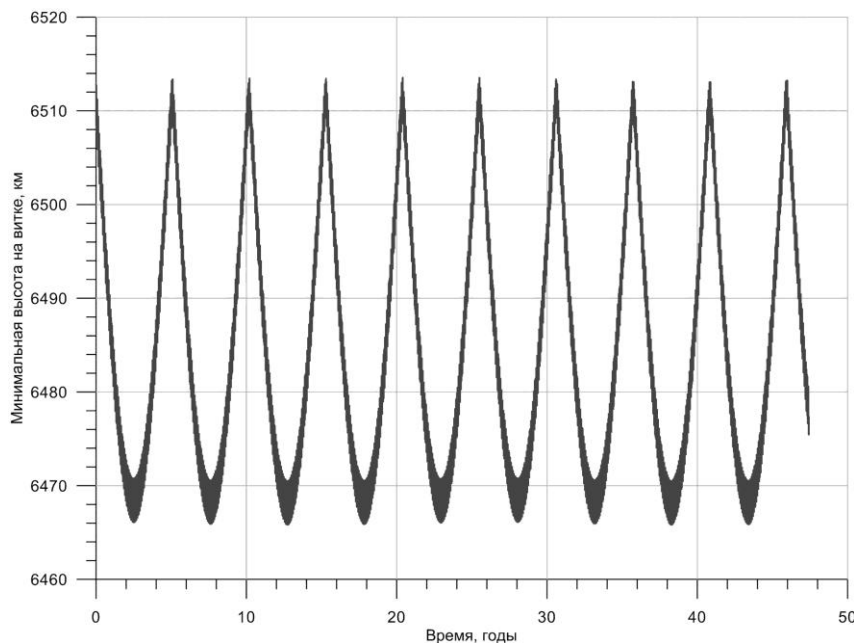


Рисунок 5. Изменение высоты орбиты наблюдения за 50 лет

$$P_1 = q_{i0} P_{A0} + q_{E1} P_{A1} + q_{E2} P_{A2} + q_{E3} P_{A3},$$

где  $q_{i0}$  – вероятность отказа КА на этапе между выводением на траекторию перелета к Марсу и проведением коррекции, т.е. вероятность дальнейшего чисто пассивного полета;

$P_{A0}$  – вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса (с учетом атмосферы) при отсутствии коррекций;

$q_{E1}$  – вероятность отказа КА на этапе между проведениями первой и второй коррекции, т.е. вероятность дальнейшего чисто пассивного полета;

$P_{A1}$  – вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса при проведении только первой коррекции;

$q_{E2}$  – вероятность отказа КА на этапе между проведениями второй и третьей коррекции;

$P_{A2}$  – вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса (с учетом атмосферы) при проведении первой и второй коррекции;

$q_{E3}$  – вероятность отказа КА на этапе между окончанием проведения третьей коррекции и маневром выхода на начальную орбиту ИСМ;

$P_{A3}$  – вероятность пересечения эллипса рассеивания межпланетной траектории с диском Марса после проведения третьей коррекции.

Вероятность отказа КА на  $i$ -м этапе определяется по формуле

$$q_i = 1 - P_i, \quad i = \bar{0}, 1, 2, 3,$$

где  $P_{i0}$ ,  $P_{1E}$ ,  $P_{2E}$  и  $P_{3E}$  – вероятности безотказной работы (ББР) на соответствующих этапах полета КА, взятые из работы [2], содержащей анализ надежности функционирования КА.

Вероятность попадания КА на Марс на каждом из этапов полета по межпланетной траектории оценивалась как интеграл по плотности вероятности пересечения диска Марса в картинной плоскости

$$P_{Ai} \in (\xi_M, \eta_M) = \int_{XY} f_{\xi, \eta}(xy) dx dy, \quad i = 0, 1, 2, 3,$$

где  $f_{\xi, \eta}$  – плотность вероятности эллипса рассеивания межпланетной траектории;

$\xi_M, \eta_M$  – модули координат границ атмосферы Марса в картинной плоскости.

Плотность вероятности эллипса рассеивания межпланетной траектории на  $i$ -м этапе определяется методом Монте-Карло – по ковариационной матрице на  $i$ -м этапе и статистической обработке 100 000 вариантов траектории на данном этапе полета. В результате расчетов было определено, что  $P_1 \approx 0.01\%$ .

Также существует вероятность попадания КА в Марс на последующих витках гелиоцентрической траектории, в результате отсутствия маневра перехода на орбиту ИСМ и наступающего вследствие этого близкого пролета с эффектом гравитационного маневра. Но вероятность такого события на три порядка ниже  $P_1$  для 20 лет и на четыре – для 50 лет. По-

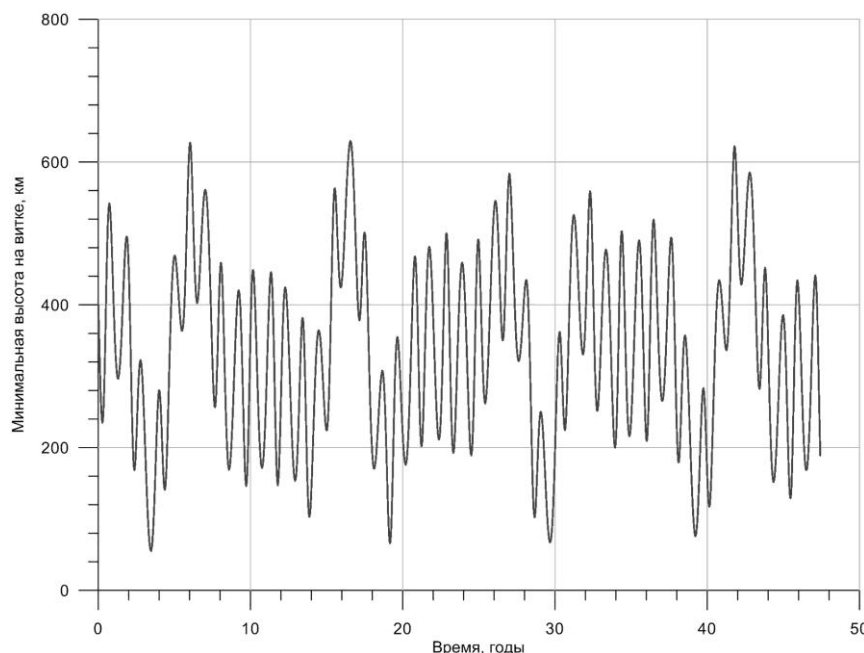


Рисунок 6. Изменение минимальной высоты орбиты с высотой перицентра 400 км

этому в дальнейших оценках возможность такого развития событий не учитывается.

#### 2.4 Вероятность попадания КА в атмосферу в результате эволюции начальной орбиты ИСМ

Шанс попадания КА или его частей в атмосферу Марса в основном определяется высотой перицентра орбиты и его дальнейшей эволюцией в результате гравитационного влияния третьих тел (Солнца, Юпитера и др.).

Номинальная высота начальной орбиты равна 800 км с максимальной ошибкой  $\pm 400$  км ( $3\sigma$ ).

Были проанализированы различные варианты эволюции начальной орбиты при различных комбинациях параметров и определено, что вход в атмосферу (понижение минимальной высоты до 100 км) возможен примерно через четыре года при величине начальной высоты перицентра, равной 400 км. График эволюции орбиты при  $h_{\pi 0} = 400$  км представлен на рисунке 6.

Было определено пороговое значение высоты перицентра, при которой происходит снижение минимальной высоты до 100 км. Такое событие наступает при  $h_{\pi 0} = 430$  км.

Вход КА в атмосферу при условии его дальнейшего пассивного полета по начальной орбите произойдет с вероятностью

$$P_2 = q_{i \in \tilde{N}} \cdot p_{i \in \tilde{N}} (h_0 < h_0^*),$$

где  $q_{i \in \tilde{N}} = 1 - P_{i \in \tilde{N}}$  – вероятность потери КА после выхода на начальную орбиту ИСМ;

$p_{i \in \tilde{N}} (h_0 < h_0^*)$  – вероятность формирования начальной орбиты с высотой перицентра менее  $h_0^* = 430$  км.

В результате расчетов было получено, что  $P_2 \approx 0.03\%$ .

#### 2.5 Вероятность попадания КА в атмосферу Марса в случае ошибки исполнения маневра перехода между орбитами

Такой вход в атмосферу Марса возможен при наступлении двух событий:

- выдача импульса скорости в неверном направлении (наихудшим вариантом является направление, обратное заданному);
- отказ в работе системы управления КА, приводящий к отсутствию выдачи команды на выключение ДУ, т.е. все топливо, находящееся в баках на этот момент, будет потрачено на изменение орбиты.

Вероятность первого события оценивается как 0.05%, второго – 0.001%.

#### 3 Суммарная вероятность попадания КА в атмосферу Марса

Вероятность входа КА в атмосферу Марса с учетом надежности КА на различных этапах полета приведена в итоговой таблице 2. Таким образом, в результате количественной оценки всех выявленных рисков, траекторного и надежностного анализа этапов полета КА были получены следующие значения вероятности существования КА и непопадания его в марсианскую среду:

- для первых 20 лет полета КА  $99.86\% > 99\%$ ;
- для 50 лет полета КА  $99.79\% > 95\%$



Таблица 2 - Суммарная вероятность входа КА в атмосферу Марса

| Этап полета, на котором возможен вход<br>в атмосферу             | Значение<br>вероятности<br>для 20 лет | Значение<br>вероятности<br>для 50 лет |
|------------------------------------------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|
| С подлетной траектории                                           | 0.01%                                 | 0.01%                                 |
| В результате эволюции начальной орбиты                           | 0.03%                                 | 0.1%                                  |
| При формировании переходной орбиты                               | 0.05%                                 | 0.05%                                 |
| При формировании предстартовой орбиты                            | 0.05%                                 | 0.05%                                 |
| Общая вероятность попадания КА в<br>атмосферу Марса              | 0.14%                                 | 0.21%                                 |
| Превышение требований КОСПАР                                     | 7х                                    | 24х                                   |
| <b>Вероятность того, что КА не попадет в<br/>атмосферу Марса</b> | <b>99.86%</b>                         | <b>99.79%</b>                         |

(соответственно для последних 30 лет  $\geq 99.79\% > 95\%$ ).

Полученные результаты позволяют сделать важный вывод о том, что требования КОСПАР по защите Марса от загрязнения земными микроорганизмами, которые могут быть занесены КА или его составными частями, в экспедиции «Фобос-Грунт» выполняются.

#### Список литературы

1 Принципы планетарного карантина экспедиции «Фобос-Грунт» / М.Б. Мартынов [и др.] // Вестник ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина, 2009. № 2. С. 8-12.

2 Main Aspects of the Program of «Phobos-Grunt» Mission Planetary Protection / S.N. Aleksashkin [et al.] // 17th IAA Humans in Space Symposium, Moscow, Russia, June 7 – 11, 2009, Book of Abstracts. P. 5.

3 Хамидуллина Н.М., Колобов А.Ю. Обеспечение планетарной защиты Марса в экспедиции «Фобос-Грунт». Расчет надежности КА на различных этапах полета // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 2. С. 26-31.

4 COSPAR Planetary Protection Policy (October 20, 2002), approved by the Bureau and Council, WORLD SPACE COUNCIL, Houston, USA.

УДК 629.78:621.382.2

## СОЗДАНИЕ СВЕТОДИОДНЫХ ОПТИЧЕСКИХ МАЯКОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**БАГРОВ Александр Викторович**

доктор физико-математических наук, ведущий специалист\*,

E-mail: abagrov@inasa.ru;

**ВЕРНИГОРА Людмила Витальевна**

аспирант, инженер\*, E-mail: vlv@laspace.ru;

**ВЯТЛЕВ Павел Александрович**

кандидат технических наук, начальник отдела\*, E-mail: sysoev@laspace.ru;

**МАРТЫНОВ Максим Борисович**

кандидат технических наук, заместитель генерального конструктора – руководитель ОКБ\*,

E-mail: maxim.martynov@laspace.ru;

**ПАПЧЕНКО Борис Петрович**

старший научный сотрудник, Национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, E-mail: b.p.papchenko@gmail.com;

**СЫСОЕВ Валентин Константинович**

доктор технических наук, заместитель директора центра\*, E-mail: sysoev@laspace.ru

*Успешное развитие технологии полупроводниковых светодиодов сделало возможным создание высокоэффективных световых источников излучения с высоким уровнем мощности при малых массогабаритных параметрах. Технические характеристики таких светодиодов позволяют проектировать их применение в качестве оптических маяков на космических аппаратах. Применение светодиодных оптических маяков в комплексе с другими средствами позволит улучшить навигационное обеспечение космических программ.*

*Ключевые слова: светодиоды; оптические маяки; космические аппараты.*

### **DEVELOPMENT OF LIGHT-EMITTING DIODE (LED) OPTICAL BEACONS FOR SPACECRAFT**

**A.V. Bagrov, L.V. Vernigora, P.A. Vyatlev, M.B. Martynov, B.P. Papchenko, V.K. Sysoev**

*A successful progress of semiconducting LEDs technology enabled to obtain high effective light emission sources with high power level and small mass and size parameters. Technical specification of such LEDs enables to design their use as spacecraft optical beacons. Application of LED optical beacons together with other equipment allows improving navigation support of space programs.*

*Key words: LED; optical beacons; spacecraft.*

#### **Введение**

Прогресс в развитии элементной базы современной электроники позволяет создавать новые устройства в составе бортовой аппаратуры космических аппаратов (КА). Особое развитие получила область техники, основанная на физике полупроводников – оптоэлектроника. Прежде всего это проявилось в стремительном совершенствовании светодиодов – твердотельных полупроводниковых источников света. Еще недавно светодиоды были всего лишь устройствами индикации, а сегодня это уже высокоэффективные источники света [1;2].

Структура светодиода (рисунок 1) имеет размеры не более 1х1х1 мм, состоит из нескольких слоев различных

полупроводниковых материалов на сапфировой подложке; выполняется по современным технологиям изготовления полупроводниковых приборов, отличающихся массовостью и постоянным уменьшением их цены.

Успех в развитии данных источников света таков:

- изготовление светодиодов в спектральном излучении от ультрафиолетового диапазона (245 нм) до инфракрасного (>1 мкм);
- мощность излучения светодиодов достигла высоких уровней 100 лм/Вт, что позволяет заменять ими даже люминесцентные лампы.

Целью данной статьи является концептуальное предложение по использованию светодиодных источников света для применения в космических аппаратах.

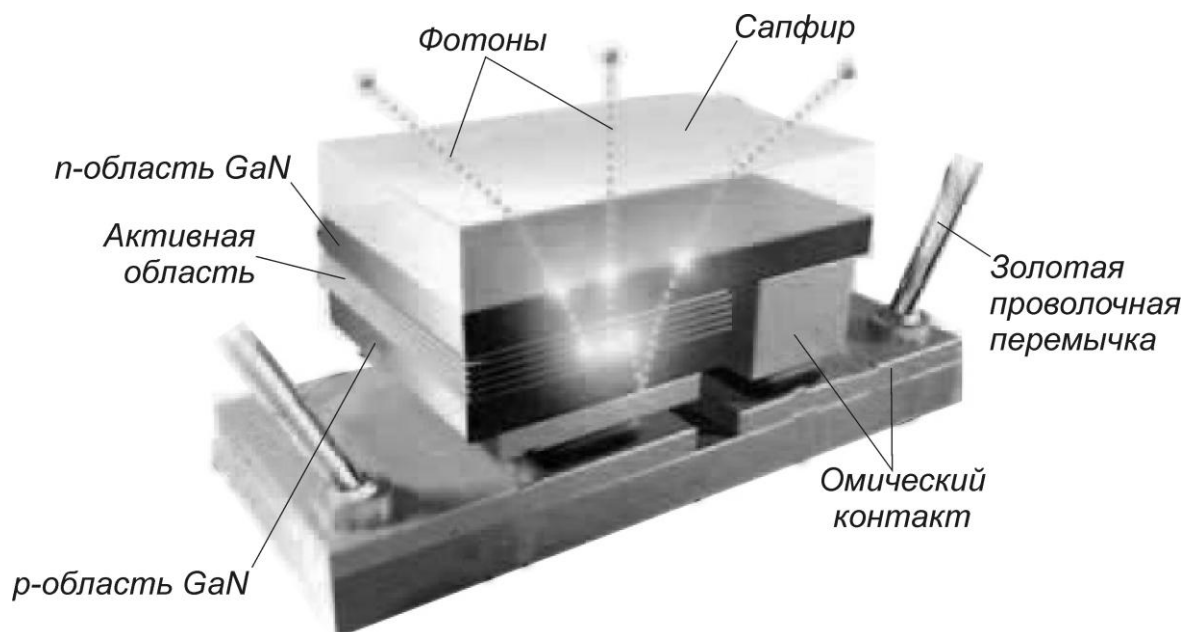


Рисунок 1. Структура высокомощного светодиода [1]

### Оптические маяки в космосе

Светодиодные маяки на борту КА могут быть использованы для двух целей – для высокоточных угломерных измерений и для уверенного обнаружения малоразмерных КА. Еще в 60-е годы XX века, когда только отрабатывались методы космической геодезии и еще не были разработаны технические возможности высокоточной лазерной локации КА, возникла потребность в бортовых импульсных источниках света. Они решали сразу две задачи: за время короткой (менее миллисекунды) вспышки КА не успевал переместиться более чем на несколько метров по своей орбите, и это позволяло связать позиционные наблюдения вспышек с наземных пунктов наблюдений с пространственным положением КА на орбите с высокой по тем временам точностью. Помимо этого, мощный источник света позволял проводить уверенную регистрацию вспышек на фотоматериалах, которые обладали очень сильным эффектом отклонения от «закона взаимозаменяемости» (т.е. на длинных и на коротких экспозициях чувствительность фотоматериалов падала на два-три порядка по сравнению с обычными для любительской фотографии экспозициями).

Современные оптические средства наблюдений за объектами в околоземном космическом пространстве (ОКП) используют в качестве приемников оптического излучения приборы с зарядовой связью (ПЗС-матрицы), которые имеют чрезвычайно высокую чувствительность и линейное разрешение в несколько раз более высокое, чем имели лучшие «астрономические» фотоэмульсии.

Все действующие системы контроля ОКП обязаны следить за всеми объектами, включая вышедшие из

строя спутники и элементы космического мусора, которые не имеют бортовых источников подсветки. В настоящее время их каталогизация основывается на измерении орбитальных параметров КА, благодаря которым удастся контролировать даже маневрирующие объекты. Поэтому до сих пор контроль околоземного пространства не требует наличия «опознавательных знаков», и на выводимых в космос КА никакие устройства сигнальной подсветки не ставятся. Что касается специализированных геодезических спутников, то самая высокая точность измерений их орбитальных параметров и их положений на орбитах теперь обеспечивается средствами лазерной локации [3]. Угловые позиционные измерения сейчас в десятки раз уступают по точности определения параметров орбит оптическому лоцированию, поэтому уже три десятилетия для точных измерений орбитальных параметров они не используются, и даже на борту геодезических КА источники оптической подсветки не устанавливаются.

Вместе с тем, у светодиодных маяков в космических исследованиях очень большие перспективы. Разработка различных малых и микро-спутников технически оправдана и технологически реализуема, и все космические державы активно развивают это направление. Как правило, научная значимость результатов, получаемых на борту таких КА, зависит от знания пространственного расположения аппаратов в момент измерений. Для малоразмерных аппаратов их наземные наблюдения могут оказаться трудно осуществимыми и очень ненадежными. Малоразмерные цели неуверенно контролируются радиолокаторами, имеют очень низкую видимую яркость, что затрудняет их наблюдение и оптическими средствами. Кроме



того, существуют специализированные спутники, которые находятся на «неудобных» для оптических наблюдений орбитах, например, на солнечно-синхронной. Когда спутник можно наблюдать только во время сумерек и при неблагоприятной фазе, его наблюдения в оптическом диапазоне спектра не могут быть гарантированы, и исследователям приходится довольствоваться результатами радиолокационных наблюдений, которые существенно уступают оптическим по точности измерений орбитальных параметров.

Установка на борту КА источника направленного на наблюдателя излучения может гарантировать как обнаружение объекта, так и его качественные позиционные измерения. Например, полупроводниковый источник света массой в несколько граммов, установленный на облучателе остронаправленной антенны КА, будет светить в том же направлении, в которое направлена антенна, и оптический инструмент, расположенный рядом с наземным пунктом радиосвязи, получит достаточно сильный световой поток, чтобы его регистрация была уверенной.

Особое значение световые маяки будут иметь для фиксации местоположения спускаемых аппаратов при исследовании Луны и Марса по наблюдениям с орбитальных аппаратов. Спускаемые модули могут иметь размеры, принципиально не позволяющие обнаружить их на снимках с орбитальных камер наблюдения, но световой сигнал от их маяков может быть рассчитан так, что будет уверенно регистрироваться бортовой аппаратурой орбитальных КА.

То же самое можно сказать и о любых возвращаемых аппаратах: снабженные бортовыми источниками света, они могут уверенно сопровождаться мобильными наблюдательными средствами вплоть до их баллистического входа в атмосферу, что позволит прогнозировать координаты места спуска с точностью до нескольких десятков метров.

Второй класс задач, который может быть разрешен с помощью оптических бортовых световых маяков, связан с предельно высокой точностью позиционных измерений, которую допускают законы оптики. Теория распространения электромагнитных волн однозначно показывает, что угловые и дистанционные измерения в оптическом диапазоне способны обеспечить точность на три порядка более высокую, чем при использовании радиодиапазона.

Разрабатываемые в России проекты интерференционных измерителей углов между оптическими реперами ориентированы на достижение точности измерений в единицы угловых микросекунд для задач фундаментальной астрометрии и порядка 0,1 миллисекунды – для прикладных исследований. В НПО им. С.А. Лавочкина проработан вариант малого

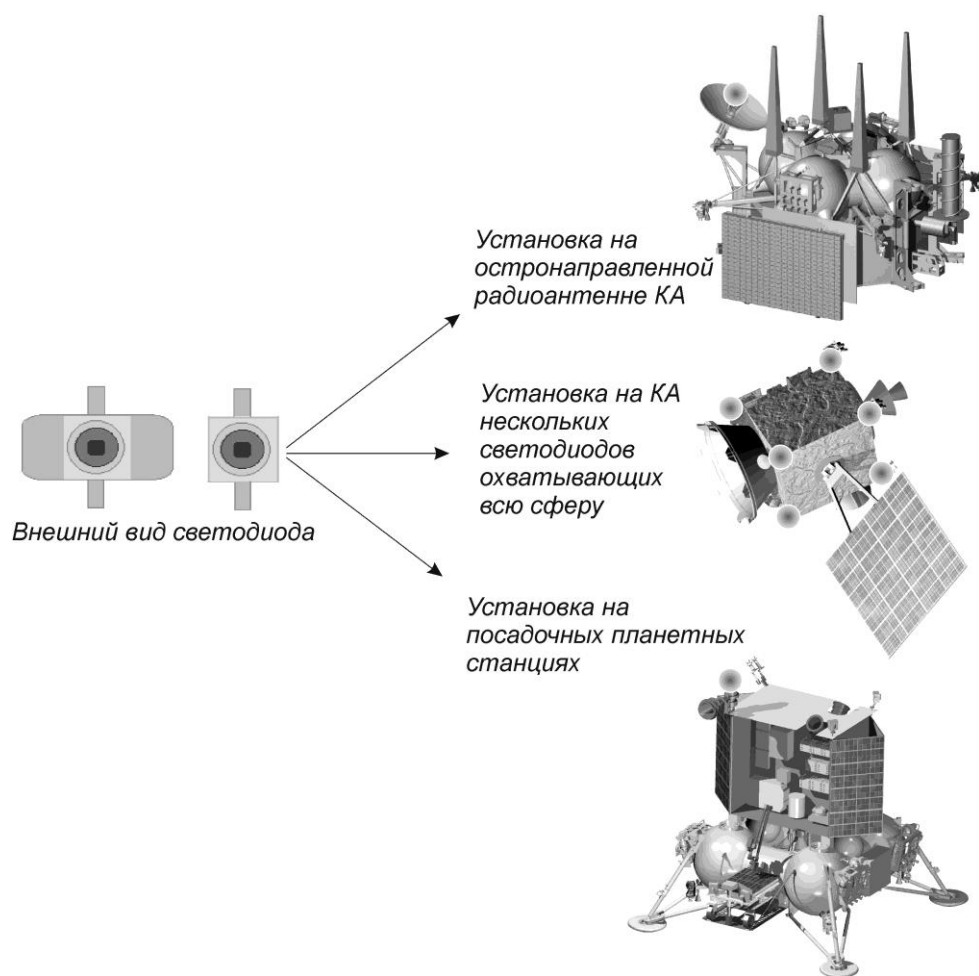
спутника с размещением на его борту [4] дугомера-интерферометра прикладного назначения, способного измерить угловое расстояние между светилами протяженностью до  $105^\circ$  с миллисекундной точностью за время 40 миллисекунд. Если такой аппарат будет размещен на геостационарной орбите, то он будет способен измерять расстояния между световыми маяками на Земле с сантиметровой точностью единичного измерения. Помимо этого, прибор позволит с такой же высокой точностью измерять положения снабженных маяками космических аппаратов, что повысит на два-три порядка точность космической навигации. Например, миллисекундная точность позиционных измерений соответствует ошибке по положению КА в ортогональном лучу зрения направлении на расстоянии 100 млн. км (в окрестностях Марса) не более 0,5 км. Поэтому оптический контроль движения КА в дальнем космосе будет иметь даже самостоятельное научное значение для уточнения масштабов Солнечной системы и экспериментального исследования существования в ней темной материи.

Помимо этих двух задач, которые могут быть решены через применение светодиодных маяков, в недалеком будущем появится еще одна, связанная с проблемой оптической связи. В космическом пространстве свет практически не рассеивается и не поглощается, и это является сильным стимулом для создания систем лазерной связи. Единственным природным ограничением на световые потери между излучателем сигнала и приемником является расходимость светового луча. Она может быть доведена до дифракционного предела, который составляет  $0,15''$  для 1-метровой апертуры излучателя, но использование предельно узкого связного луча потребует столь же высокой точности его наведения на приемник. Очевидно, что наличие светового маяка на приемнике позволит использовать оптику передающего телескопа для наведения передающего луча с нужной точностью.

Поскольку переход на субмиллисекундный уровень точности оптических угломерных измерений в космосе в ближайшее время является неизбежным, а применение бортовых светодиодных маяков позволит существенно повысить точность измерения орбитальных параметров снабженных маяками КА, можно ожидать массового применения маяков на вновь разрабатываемых аппаратах. Малые массо-габаритные характеристики маяков и их невысокое энергопотребление позволяют дооснащать уже готовые к запуску аппараты световыми маяками, не выходя за пределы экономии массы конструкции КА.

Возможная структура применения светодиодных источников показана на рисунке 2.

Что же представляет собой световой маяк? Это – полупроводниковый светоизлучающий диод,



**Рисунок 2. Схема возможных применений светодиодных маяков**

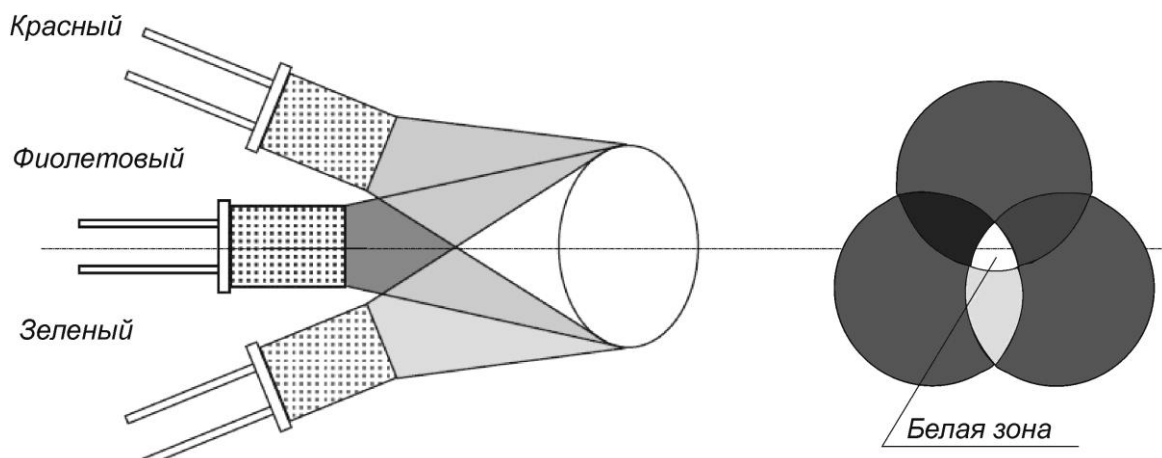
потребляющий от единиц милливатт до единиц ватт электроэнергии. Длина волны и ширина полосы излучения светодиода могут быть подобраны в очень широких пределах – от монохроматического излучения в полосе шириной от долей нанометра до сотен нанометров, с максимумом как в оптическом диапазоне, так и в инфракрасном. С помощью встроенной или дополнительной оптики ширина расходимости светового пучка может быть выбрана от  $120^\circ$  до долей градуса. Самый наглядный пример практического применения светоизлучающего диода – современные цветные мощные фонари светофоров, а твердотельных лазеров с диодной накачкой – «лазерная указка», создающая при ничтожном энергопотреблении яркий луч малой расходимости.

Автономный световой маяк на основе светодиода может быть выполнен в виде стандартного модуля, состоящего из цилиндра, образованного элементами солнечных батарей (СБ), и размещенного внутри цилиндра светодиодом. Для обеспечения энергетики уровня несколько Вт достаточно использовать СБ площадью всего несколько квадратных сантиметров

(рисунок 3). При любой ориентации цилиндра, при которой его поверхность освещена солнцем, маяк будет излучать свет в направлении оси цилиндра, причем цветовые параметры, яркость и угол расходимости светового излучения могут быть выбраны в широких пределах. Ни СБ, ни светодиоды не нуждаются в специальной термостабилизации, а время их наработки на отказ составляет не менее нескольких десятков тысяч часов. Полная масса подобного модуля вместе с крепежными элементами не превысит 0,1 кг.

Конечно, изготовление такого светодиодного маяка потребует отказаться от применения полимерной оптики, которая широко применяется в земных условиях.

Установка светового маяка возможна не только на выводимом в космос КА с полезной нагрузкой, но и на отделяемых при запуске крупных элементах. Характер светового сигнала маяка может быть дополнен кодировкой по цвету, продолжительности и частоте его вспышек, что позволит обеспечить уверенную идентификацию космического объекта искусственного происхождения.

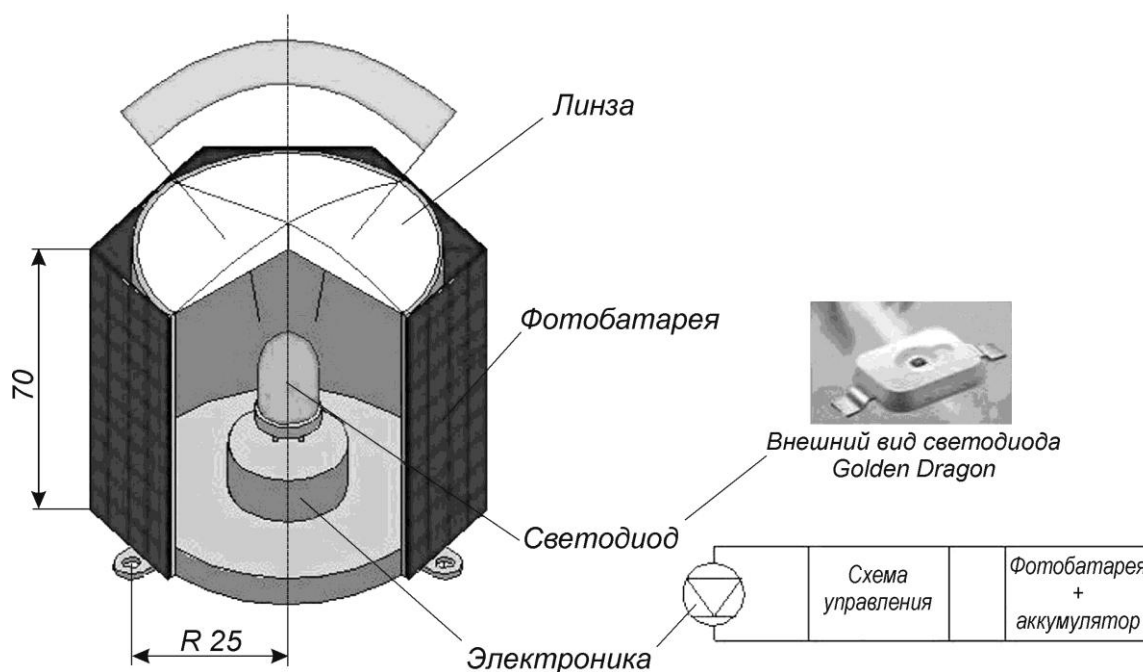


**Рисунок 3. Структура трехцветного светодиодного автономного маяка**

Все космические аппараты в каналах радиосвязи имеют остроуправляемые антенны (ОНА). При характерном размере диаграммы направленности ОНА порядка градуса для ее работы требуется система ориентации антенны той же точности. Поэтому установка на наружной (нерабочей) части облучателя антенны автономного модуля оптического маяка позволяет использовать узкий световой луч, например в качестве его излучателя использовать лазерный диод. Оценки показывают, что свет такого маяка можно будет зарегистрировать с помощью 1-метрового телескопа на расстоянии 100 млн. км за время экспозиции 1 сек. При использовании телескопа большего диаметра или при увеличении вре-

мени накопления это расстояние может быть увеличено в несколько раз, что позволит наблюдать за любым КА в пределах Солнечной системы, если он оснащен лазерным маяком.

Разнообразие схемотехнических решений для светодиодных маяков на космических аппаратах весьма велико. Одним из примеров может служить схема маяка, показанная на рисунке 4, когда световой маяк формируется из трех цветных светодиодов (фиолетовый, красный, голубой), при этом центральная его часть дает белый цвет, а края дают свои собственные цвета, что можно использовать для расчета отклонения.



**Рисунок 4. Схема цвето-светодиодного маяка**



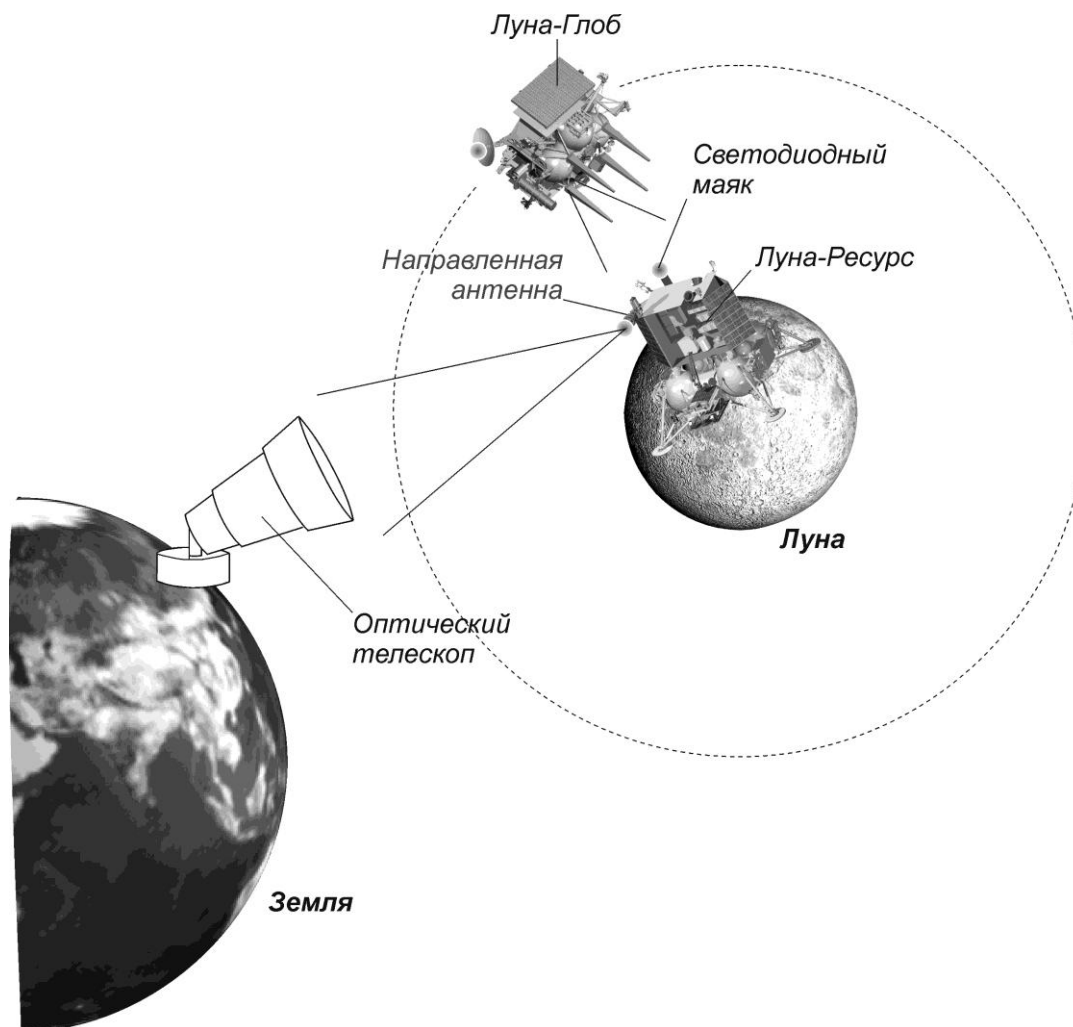


Рисунок 5. Схема использования светодиодного маяка для экспедиции «Луна-Ресурс»

Техническая реализация концепции светодиодных маяков будет проведена в рамках выполнения проекта «Луна – Ресурс» на двух направлениях:

- ТВ камера орбитального лунного аппарата – светодиодный маяк на лунной посадочной станции;
- наземный оптический телескоп – светодиодный маяк на остроуправленной антенне лунной посадочной станции (рисунок 5).

Точка посадки посадочного аппарата, определенная по баллистическим расчетам, может быть задана с точностью в сотни метров. После спуска посадочный модуль в силу малости своих геометрических размеров не может быть обнаружен бортовыми телекамерами орбитального КА, и его положение не может быть уточнено без привлечения дополнительных средств. «НПО им. С.А. Лавочкина» в качестве такого дополнительного средства предполагает установку на спускаемом аппарате светодиодного маяка, который может быть легко обнаружен бортовой телекамерой по признаку существенного превышения светового потока над уровнем фоновой засветки. Расположение маяка будет при этом зафиксировано

с точностью, соответствующей пространственному разрешению бортовой телекамеры (для камеры КА «Луна-Глоб» это около 6 метров), хотя собственный размер светящегося тела маяка составляет не более 2х2 мм. Аналогом этого являются обычные астрономические наблюдения звезд, координаты которых измеряются с аппаратурной точностью порядка 0,1", тогда как собственные угловые размеры звезд при этом могут быть на несколько порядков меньше. Наличие светового маяка на спускаемом КА будет обеспечивать постоянный контроль орбиты КА на окололунной орбите, так как на каждом витке будет измеряться прицельное расстояние до маяка от траектории подспутниковой точки. Измерение этого прицельного расстояния даст возможность определить наклон орбиты КА с точностью до единиц метров относительно физического полюса Луны, и для определения селенографических координат полюса Луны с точностью до 1 метра (или даже точнее) за период измерений в 1 лунный месяц. Кроме того, будет измеряться продолжительность периода обращения орбитального КА на каждом витке с точно-

стью до 0,03 сек, что может быть использовано для анализа характера гравитационного поля в подспутниковой траектории, в частности, для картографии масконов.

Оптический маяк на поверхности Луны будет первым в истории Луны неподвижным репером с собственным размером в доли сантиметра, относительно которого может быть задана сетка селенодезических координат. До сих пор селенодезические координаты определяются относительно лунного экватора и направления линии «центр Луны – центр Земли» с точностью порядка сотен метров. Установка аналогичного светового маяка в районе лунного экватора позволила бы полностью задать систему селенодезических координат метровой точности на существующей базе технических средств с возможностью достижения субмиллиметровой точности при использовании интерферометрической измерительной техники, но эта установка программой «Луна-Глоб» не предусмотрена.

Изготовление и испытание светодиодных маяков для данного проекта проводятся в ЦКБ ИУС (г. Зеленоград).

### **Заключение**

Таким образом, размещение светодиодных маяков на космических аппаратах является перспективным методом поддержки научных и прикладных коммерческих исследований.

Данная работа выполнена в рамках ФЦН «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 гг.» № П-775.

### **Список литературы**

- 1 Давыденко Ю. Высокоэффективные современные светодиоды // Современная электроника, 2004. № 10. С. 36-43.
- 2 Коган Л.М. Светодиоды с повышенной мощностью излучения // Светотехника, 2000. № 2. С. 1-20.
- 3 Сайт ОАО Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения». URL: [www.niipp-moskva.ru](http://www.niipp-moskva.ru) (дата обращения: 17.08.2010).
- 4 Космический астрономический эксперимент ОЗИРИС Под ред. А.В. Рыхловой, К.В. Куимова. Фрязино: Век 2, 2005. 350 с.



**КАЗМЕРЧУК**

**Павел Владимирович**  
ведущий специалист ФГУП  
НПО им. С.А. Лавочкина,  
кандидат технических наук  
E-mail: mockus@mail.ru



**УСАЧОВ**

**Валерий Евгеньевич**  
профессор Московского авиа-  
ционного института (государ-  
ственного технического уни-  
верситета), профессор, доктор  
технических наук  
E-mail: usachov@inbox.ru

УДК 629.78.015:531.55.001.2

## ВЫЧИСЛЕНИЕ ПРОИЗВОДНЫХ ФРЕШЕ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ СЛОЖНЫХ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ

*П.В. Казмерчук, В.Е. Усачов*

*В работе рассматривается методика вычисления производных Фреше функционалов в задачах оптимизации траекторий космических аппаратов (КА) с малой тягой, включающих несколько стыкуемых участков. Полученные соотношения позволяют оценивать приращения функционалов при малых вариациях управления и параметров составной динамической системы.*

*Ключевые слова: малая тяга; оптимизация; производная Фреше.*

### **CALCULATION OF FRECHET DERIVATIVES FOR OPTIMIZATION OF COMPLEX TRAJECTORIES OF LOW THRUST SPACECRAFT P.V. Kazmerchuk, V.E. Usachov**

*The article covers the calculation procedure of functional Frechet derivatives for optimization of trajectories of low thrust spacecraft, including several joined parts. The obtained ratios enable estimating increments of functionals at small variations of control and parameters of compound dynamic system.*

*Key words: low thrust; optimization; Frechet derivative.*

#### **Введение**

С целью повышения эффективности межпланетных миссий КА в их траектории включаются гравитационные маневры (ГМ) у пролётных планет и относительно длительные участки управляемого движения КА с двигателями малой тягой. Это позволяет существенно улучшить энергетические характеристики перелета в целом (снизить затраты топлива, сократить время перелета).

Наличие малой тяги, множественных ГМ, необходимость совместной оптимизации баллистических и проектных параметров, а также необходимость учета фазовых ограничений и ограничений на управление, создают проблемы при решении краевой задачи, учитывающей все участки перелета. Исследователи, сталкивающиеся с такими задачами, вынуждены использовать многоуровневые циклические схемы оптимизации. Их основу составляет решение задачи оптимального управления на каждом участке независимо (здесь традиционно используется принцип максимума) с последующей стыковкой получен-

ных участков между собой и формирования задачи параметрической оптимизации (часто используется термин «сквозная» оптимизация). Решение последней осуществляется методами математического программирования. Недостатки такого подхода очевидны. Например, для независимой оптимизации отдельных участков приходится проводить декомпозицию исходной задачи с введением локальных критериев для каждого из участков. Связь этих критериев с целевым критерием исходной задачи зачастую лишь интуитивная. Каждое успешное решение такой задачи зачастую требует применения индивидуальных подходов [1;2;3].

Определенным продвижением на пути к регуляризации решения задач оптимизации миссий с малой тягой и многократными ГМ является предложенный авторами [4] модифицированный метод последовательной линеаризации Федоренко [5] (применяющийся, в общем случае, к оптимизации составных динамических систем (ДС)). Этот подход решает две основные проблемы.



Позволяет использовать на следующих друг за другом участках полета КА различные математические модели управляемого движения КА.

Позволяет учитывать «разрывы» первого рода функций в правых частях уравнений движения. Причем момент перехода и величина разрыва не фиксированы, а являются параметрами, которые определяются в процессе оптимизации. Именно таким образом оптимизируются даты и параметры гравитационных маневров, моменты включения и выключения двигателей.

Эти два важных для рассматриваемой задачи расширения метода Федоренко дают основание говорить о некотором новом методическом подходе к оптимизации сложных космических миссий, применяющих управляемую малую тягу и многократные гравиманевры у планет. Здесь отсутствуют циклические многоуровневые схемы оптимизации, о которых упоминалось выше. «Сквозная» оптимизация сложной траектории миссии вытекает естественным образом из формулировки задачи оптимизации траектории в целом. Успешное решение ряда конкретных задач траекторной оптимизации для электроракетных двигательных установок и солнечного паруса [4;6;7] подтверждает жизнеспособность и эффективность такого подхода.

### 1 Постановка задачи

Рассматривается составная ДС, т.е. динамическая система, моделирующая несколько последовательно стыкуемых между собой участков траектории, имеющих принципиальные отличия в составе действующих сил, в количестве и способах управления ими, в проектно-баллистических параметрах КА и даже в выборе независимой переменной. Причем размерность систем уравнений, описывающих движение на каждом конкретном участке траектории, может быть различной.

Составная ДС определяется совокупностью систем векторных дифференциальных уравнений

$$\frac{dx^i}{dt} = f^i[x^i(t^i), u^i(t^i), p^i, q^i, t^i]; \quad i=1...N \quad (1)$$

На траектории составной ДС определены функционалы вида

$$J[u(\cdot), p, q] = \sum_{i=1}^n \int_{t_0^i}^{t_k^i} \Phi^i[x^i(t^i), u^i(t^i), p^i, q, t^i] dt + F[x^n(t_k^n), p^n, q, t_k^n]. \quad (2)$$

где  $N$  – количество участков траектории;

$i$  – номер участка;

$n \leq N$  – номер участка, на котором вычисляется терминальная часть функционала. Под вектором

$p^i \in E_{w^i}$  (размерности  $w^i$ ) понимается ряд управляющих параметров, постоянных и уникальных для каждого участка составной системы (например, параметры и даты ГМ), а под вектором  $q \in E_s$  (размерности  $s$ ) ряд параметров постоянных и общих для всех участков составной системы (например, проектные параметры КА);

$u^i(\cdot) = (u^i(t^i), t_0^i \leq t^i \leq t_k^i) \in U^i$  – управляющая вектор-функция размерности  $r^i$ ;  $U^i, i = \overline{1, N}$  – множество возможных управлений, допускающих конечное число разрывов первого рода. Здесь и далее верхний индекс используется для обозначения номера участка.

$$u(\cdot) = \{u^i(\cdot), i = 1...N\}; \quad p = \{p^i, i = 1...N\}; \quad (3)$$

$$(\cdot) = \{x^i(\cdot), i = 1...N\}.$$

Вектор-функция управлений  $u(\cdot)$  и набор управляющих параметров  $p, q$  однозначно определяют траекторию  $x(\cdot)$  и, следовательно, значения функционалов.

Момент  $t_k^i$  окончания участка определяется следующим условием

$$\mu^i[x^i(t_k^i), p^i, q, t_k^i] = 0, \quad i = 1...N. \quad (4)$$

Начальные условия для каждого участка, кроме первого имеют вид

$$t_0^i = \tau^i[x^{i-1}(t_k^{i-1}), p^{i-1}, q, t_k^{i-1}], \quad i = 2...N; \quad (5)$$

$$x^i(t_0^i) = \varphi^i[x^{i-1}(t_k^{i-1}), p^{i-1}, q, t_k^{i-1}], \quad i = 2...N. \quad (6)$$

Соотношения (4)÷(6) позволяют описать разрывы уравнений движения (включение, выключение тяги, гравитационные маневры). Так момент разрыва определяется моментом достижения нуля функции (4), а величина разрыва функциями (5), (6). Начальные условия для первого участка представляются в виде

$$t_0^1 = \tau^1(p^0, q), \quad (7)$$

$$x^1(t_0^1) = \varphi^1(p^0, q, t_0^1). \quad (8)$$

Допустимые вариации управления  $u(\cdot)$  и параметров  $p, q$  (3) позволяют изменять значения функционалов (2).

Ставится задача: разработать методики оценки влияния вариаций управляющих функций  $u(\cdot)$  и управляющих параметров  $p, q$  на функционалы  $J$  вида (2).

## 2 Чувствительность функционалов к вариациям управления

Метод последовательной линеаризации Федоренко [5] позволяет численно решать многие задачи оптимального управления, включая задачи с ограничениями на управление и фазовое состояние ДС, в частности, задачи оптимизации межпланетного полета КА, располагающих управляемой малой тягой, с учетом многократных гравиманевров у пролётных планет (ограничения на фазовое состояние) [4;6;7]. Основной идеей метода является применение для численной оптимизации производной Фреше, дающей возможность получать линейные оценки вариаций функционалов по вариациям функций управления и параметров.

Чувствительностью функционала к малой вариации одного из  $r$  управлений в момент времени  $t$  или производной Фреше принято называть функцию

$$\omega_{u_j}(t) = \frac{\delta J}{\delta u_j(t)},$$

где  $\frac{\delta J}{\delta u_j(t)}$  - условное обозначение производной

Фреше функционала  $J$  по вариации управления  $u_j(\cdot)$  в момент времени  $t$ ,  $j=1..r$ .

При малых допустимых вариациях функции управления  $\delta u_j(\cdot) \in U_j$  (например, по норме

$$\|u_j(\cdot)\| = \max_{t \in [t_0, t_k]} |u_j(t)|, \quad j = 1..r) \text{ в окрестности}$$

некоторого опорного управления  $u_j(\cdot) \in U_j$ , численная оценка приращения функционала в результате малой допустимой вариации управления  $u_j(\cdot) + \delta u_j(\cdot) \in U_j$  может быть получена с помощью производной Фреше

$$\Delta J_j[u_j(\cdot), \delta u_j(\cdot)] \approx \int_{t_0}^{t_k} \omega_{u_j}(t) \delta u_j(t) dt, \quad (9)$$

$j = 1..r$ .

Если траектория состоит из одного участка и функционал имеет терминальный вид, производные Фреше вычисляются по формулам [5]

$$\omega_{u_j}(t) = \Psi(t)^T \mathbf{f}_{u_j}(t), \quad j = 1..r, \quad (10)$$

где  $\mathbf{f}_{u_j}(t)$  - вектор частных производных правых

частей ДС по управлению  $u_j$ ;

$\Psi(t)$  - сопряженный вектор-функция, удовлетворяющий системе уравнений

$$\dot{\Psi} = -\mathbf{f}_x^T \Psi; \quad \Psi(t_k) = \frac{\partial J[\mathbf{x}(t_k)]}{\partial \mathbf{x}(t_k)}. \quad (11)$$

Процедура оценки влияния различных управлений на функционалы, существенно усложняется при наличии нескольких участков движения ДС, т.е. для случаев составной ДС. Пересчет сопряженного вектора  $\Psi(t)$  в момент перехода от одного участка модельного движения к другому участку, в общем случае означающий переход от одной ДС к другой, требует для каждого конкретного управления ДС тщательного анализа связывающих участки формул. Наличие разрывов (первого рода) при переходе между участками ДС еще больше усложняют всю процедуру.

## 3 Оценка вариаций функционалов по управлениям и управляющим параметрам для составных траектории КА

Для функционалов вида (2), включающих как терминальную, так и интегральную составляющие, которые определяют качество траектории составной ДС, оценка их вариации по управлениям и управляющим параметрам строится на нескольких допущениях.

Считается, что вариации управления и управляющих параметров  $\{\delta \mathbf{p}^i, \delta \mathbf{q}, \delta \mathbf{u}^i(\cdot)\}$  малы по следующим нормам

$$\|\delta \mathbf{p}^i\| = \max_{l=1..p} |\delta p_l^i|; \quad \|\delta \mathbf{q}\| = \max_{v=1..q} |\delta q_v|; \quad (12)$$

$$\|\delta \mathbf{u}^i(\cdot)\| = \max_{k=1..r} |\delta u_k^i(t)|; \quad t^i \in [t_0^i, t_k^i].$$

Вариация интегральной части функционала (2) на  $i$ -м участке траектории движения КА может быть оценена как результат линеаризации функции  $\Phi^i[\mathbf{x}^i(t^i), \mathbf{u}^i(t^i), \mathbf{p}^i, \mathbf{q}, t^i]$  по всем своим аргументам в окрестности управления  $\mathbf{u}^i(\cdot)$  и соответствующей траектории  $\mathbf{x}^i(\cdot)$ , а также управляющих параметров  $\mathbf{p}^i, \mathbf{q}$ .

Для произвольного  $i$ -ого  $i \neq n$  участка траектории малые вариации управления  $\delta \mathbf{u}^i(\cdot)$ ,  $\delta \mathbf{p}^i$ ,  $\delta \mathbf{q}$  приведут к вариации фазового вектора  $\mathbf{x}^i(\cdot)$ , вариации момента окончания участка  $\delta t_k^i$  и момента начала следующего

участка  $\delta t_0^{i+1}$ . После линейризации функции  $\Phi^i$  по её аргументам и сокращения слагаемых второго порядка малости оценка вариации интегральной части функционала имеет вид

$$\delta J_{\text{инт}}^i \approx \int_{t_0^i}^{t_k^i} (\Phi_x^i \delta \mathbf{x}^i + \Phi_u^i \delta \mathbf{u}^i + \Phi_p^i \delta \mathbf{p}^i + \Phi_q^i \delta \mathbf{q}) dt + \Phi^i(t_k^i) \delta t_k^i - \Phi^{i+1}(t_0^{i+1}) \delta t_0^{i+1}. \quad (13)$$

Нижний индекс  $x, u, p, q, t$  обозначает частную производную по соответствующему параметру, нижний индекс  $0, k$  обозначает, что значение функции берется в момент времени  $t_0, t_k$ . Для  $i = n$  участка траектории кроме интегральной части присутствует и терминальная часть функционала.

Вариацию терминальной части (2) можно представить в виде

$$\delta J_{\text{терм}}[\mathbf{u}^i(\cdot), \mathbf{p}^i, \mathbf{q}] \approx (\mathbf{F}_x \mathbf{f}_n^k + F_t) \delta t_k^n + \mathbf{F}_x \delta \mathbf{x}_k^n + \mathbf{F}_p \delta \mathbf{p}^n + \mathbf{F}_q \delta \mathbf{q}, \quad i = 1 \dots n.$$

Вариации  $\delta t_k^i, i = 1 \dots n; \delta t_0^{i+1}, i = 1 \dots n-1$  моментов окончания участков траектории оцениваются с помощью линейризации (4), (5)

$$\delta t_k^i = a^i (\mu_x^i \delta \mathbf{x}_k^i + \mu_p^i \delta \mathbf{p}^i + \mu_q^i \delta \mathbf{q}); \quad (14)$$

$$\delta t_0^{i+1} \approx (\tau_x^{i+1} + b^i \mu_x^i) \delta \mathbf{x}_k^i + (\tau_p^{i+1} + b^i \mu_p^i) \delta \mathbf{p}^i + (\tau_q^{i+1} + b^i \mu_q^i) \delta \mathbf{q},$$

$$\text{где } a^i = -1/(\mu_x^i \mathbf{f}_k^i + \mu_t^i);$$

$$b^i = a^i (\tau_x^{i+1} \mathbf{f}_k^i + \tau_t^{i+1}).$$

Используя (14) линейную часть приращения функционала на  $i$ -ом и  $n$ -ом участке траектории можно представить в виде

$$\delta J \approx \int_{t_0^i}^{t_k^i} (\Phi_x^i + \mathbf{S}_x^i \delta(t - t_k^i)) \delta \mathbf{x}^i dt + \int_{t_0^n}^{t_k^n} (\Phi_x^n + [\mathbf{S}_x^n + (\mathbf{F}_x + d\mu_x^n)]) \delta(t - t_k^n) \delta \mathbf{x}^n dt +$$

$$+ \int_{t_0^i}^{t_k^i} (\Phi_u^i \delta \mathbf{u}^i + \Phi_p^i \delta \mathbf{p}^i + \Phi_q^i \delta \mathbf{q}) dt + \int_{t_0^n}^{t_k^n} (\Phi_u^n \delta \mathbf{u}^n + \Phi_p^n \delta \mathbf{p}^n + \Phi_q^n \delta \mathbf{q}) dt + \quad (15)$$

$$+ \mathbf{S}_p^i \delta \mathbf{p}^i + [\mathbf{S}_p^n + (\mathbf{F}_p + d\mu_p^n)] \delta \mathbf{p}^n + \mathbf{S}_q^i \delta \mathbf{q} + [\mathbf{S}_q^n + (\mathbf{F}_q + d\mu_q^n)] \delta \mathbf{q}.$$

$$\text{где } \mathbf{S}_x^i = \Phi_k^i a^i \mu_x^i - \Phi_0^{i+1} (\tau_x^{i+1} + b^i \mu_x^i);$$

$$\mathbf{S}_p^i = \Phi_k^i a^i \mu_p^i - \Phi_0^{i+1} (\tau_p^{i+1} + b^i \mu_p^i);$$

$$\mathbf{S}_q^i = \Phi_k^i a^i \mu_q^i - \Phi_0^{i+1} (\tau_q^{i+1} + b^i \mu_q^i);$$

$$d = (\mathbf{F}_x \mathbf{f}_k^n + F_t) a^n;$$

$\delta(t - t_k^i)$  -  $\delta$ -функция с полюсом в  $t_k^i$ . Выражение для производной Фреше, можно получить, исключив вариации фазового вектора  $\delta \mathbf{x}$  из (15) (это следует из определения производной Фреше см.(9)). Исключение  $\delta \mathbf{x}$  можно осуществить с помощью уравнения в вариациях и тождества Лагранжа. Для случая двух  $n=N=2$  последовательных участков с номерами  $1, n$ , справедливо тождество

$$\int_{t_0^1}^{t_k^1} \Psi^1 T \left( \frac{d\delta \mathbf{x}^1}{dt} - \mathbf{f}_x^1 \delta \mathbf{x}^1 \right) dt + \int_{t_0^1}^{t_k^1} \left( \frac{d\Psi^1}{dt} + \mathbf{f}_x^1 T \Psi^1 \right) \delta \mathbf{x}^1 dt + \int_{t_0^n}^{t_k^n} \Psi^n T \left( \frac{d\delta \mathbf{x}^n}{dt} - \mathbf{f}_x^n \delta \mathbf{x}^n \right) dt + \quad (16)$$

$$+ \int_{t_0^n}^{t_k^n} \left( \frac{d\Psi^n}{dt} + \mathbf{f}_x^n T \Psi^n \right) \delta \mathbf{x}^n dt = \Psi^T \delta \mathbf{x} \Big|_{t_0^1}^{t_k^1} - \Psi^T \delta \mathbf{x} \Big|_{t_0^n}^{t_k^n}.$$

Детали построения этого тождества можно найти в [5]. Сопряженный вектор  $\Psi(t)$  определяется как решение следующих краевых задач

$$\frac{d\Psi^1}{dt} + \mathbf{f}_x^1 T \Psi^1 = -\mathbf{Y}^1 T; \quad (17)$$

$$\frac{d\Psi^n}{dt} + \mathbf{f}_x^n T \Psi^n = -\mathbf{Y}^n T.$$

В качестве правых частей системы (17) выбирают подынтегральные выражения при вариациях  $\delta\mathbf{x}$  из (15)

$$\mathbf{Y}^1 = \Phi_x^1 + \mathbf{S}_x^1 \delta(t - t_k^1); \quad (18)$$

$$\mathbf{Y}^n = \Phi_x^n + [\mathbf{S}_x^n + (\mathbf{F}_x + d\mu_x^n)] \delta(t - t_k^n).$$

Подставим в (16) уравнение в вариациях, которое имеет вид

$$\frac{d\delta\mathbf{x}^i}{dt} - \mathbf{f}_x^i \delta\mathbf{x}^i = \mathbf{f}_u^i \delta\mathbf{u}^i + \mathbf{f}_p^i \delta\mathbf{p}^i + \mathbf{f}_q^i \delta\mathbf{q}, \quad (19)$$

$i = 1...N.$

Его можно получить, линеаризуя уравнения движения ДС (1) в окрестности опорной траектории. В дальнейшем потребуются начальные условия для уравнения в вариациях. Их можно получить, линеаризуя (5)÷(8)

$$\delta\mathbf{x}_0^i \approx \mathbf{X}^{i-1} \delta\mathbf{x}_k^{i-1} + \mathbf{P}^{i-1} \delta\mathbf{p}^{i-1} + \mathbf{Q}^{i-1} \delta\mathbf{q}, \quad (20)$$

$$i = 2...N$$

$$\delta\mathbf{x}_0^1 \approx \mathbf{P}^0 \delta\mathbf{p}^0 + \mathbf{Q}^0 \delta\mathbf{q}, \quad (21)$$

$$\text{где } \mathbf{X}^{i-1} = \Phi_x^i + \mathbf{c}^{i-1} \mu_x^{i-1} - \mathbf{f}_0^i (\tau_x^i + b^{i-1} \mu_x^{i-1});$$

$$\mathbf{P}^0 = \Phi_p^1 + (\Phi_t^1 - \mathbf{f}_0^1) \tau_p^1;$$

$$\mathbf{P}^{i-1} = \Phi_p^i + \mathbf{c}^{i-1} \mu_p^{i-1} - \mathbf{f}_0^i (\tau_p^i + b^{i-1} \mu_p^{i-1});$$

$$\mathbf{Q}^{i-1} = \Phi_q^i + \mathbf{c}^{i-1} \mu_q^{i-1} - \mathbf{f}_0^i (\tau_q^i + b^{i-1} \mu_q^{i-1});$$

$$\mathbf{Q}^0 = \Phi_q^1 + (\Phi_t^1 - \mathbf{f}_0^1) \tau_q^1;$$

$$\mathbf{c}^{i-1} = a^{i-1} (\Phi_x^i \mathbf{f}_k^{i-1} + \Phi_t^i).$$

Из правой части тождества (16) вариации  $\delta\mathbf{x}$  исключаются выбором  $\Psi_k^n = 0$ ,  $\Psi_k^1 = \mathbf{X}^1 T \Psi_0^n$  с учетом (20), (21). Тогда, тождество (16) примет вид

$$\begin{aligned} & \int_{t_0^1}^{t_k^1} \mathbf{Y}^1 \delta\mathbf{x}^1 dt + \int_{t_0^n}^{t_k^n} \mathbf{Y}^n \delta\mathbf{x}^n dt = \\ & \int_{t_0^1}^{t_k^1} \Psi^1 T (\mathbf{f}_u^1 \delta\mathbf{u}^1 + \mathbf{f}_p^1 \delta\mathbf{p}^1 + \mathbf{f}_q^1 \delta\mathbf{q}) dt + \\ & + \Psi_0^1 T [\mathbf{P}^0 \delta\mathbf{p}^0 + \mathbf{Q}^0 \delta\mathbf{q}] + \end{aligned} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} & + \int_{t_0^n}^{t_k^n} \Psi^n T (\mathbf{f}_u^n \delta\mathbf{u}^n + \mathbf{f}_p^n \delta\mathbf{p}^n + \mathbf{f}_q^n \delta\mathbf{q}) dt + \\ & + \Psi_0^n T \mathbf{P}^1 \delta\mathbf{p}^1 + \Psi_0^n T \mathbf{Q}^1 \delta\mathbf{q}. \end{aligned}$$

Подставив в (22) в (15), и обобщая результат на все участки, получим

$$\begin{aligned} \delta J \approx & \sum_{i=1}^n \int_{t_0^i}^{t_k^i} (\Phi_u^i + \Psi^i T \mathbf{f}_u^i) \delta\mathbf{u}^i dt + \\ & + \sum_{i=1}^n \int_{t_0^i}^{t_k^i} (\Phi_p^i + \Psi^i T \mathbf{f}_p^i) \delta\mathbf{p}^i dt + \\ & + \sum_{i=1}^n \mathbf{S}_p^i \delta\mathbf{p}^i + \sum_{i=0}^{n-1} \Psi_0^{i+1} T \mathbf{P}^i \delta\mathbf{p}^i + \\ & + (\mathbf{F}_p + d\mu_p^n) \delta\mathbf{p}^n + \\ & + \sum_{i=1}^n \int_{t_0^i}^{t_k^i} (\Phi_q^i + \Psi^i T \mathbf{f}_q^i) \delta\mathbf{q} dt + \\ & + \sum_{i=1}^n \mathbf{S}_q^i \delta\mathbf{q} + \sum_{i=0}^{n-1} \Psi_0^{i+1} T \mathbf{Q}^i \delta\mathbf{q} + \\ & + (\mathbf{F}_q + d\mu_q^n) \delta\mathbf{q}. \end{aligned}$$

Заметим, что вектор варьируемых параметров  $\mathbf{q}$  является обобщением  $\mathbf{p}^i$ ,  $i=0...n$  в случае влияния вектора  $\mathbf{p}$  на все участки траектории. Это позволяет отказаться от рассмотрения вектора  $\mathbf{q}$  на траектории составной системы и работать только в терминах



параметров  $\mathbf{p}$ . Особенности в виде  $\delta$ -функций удобно учесть не в правых частях (18), а в начальных условиях. Окончательно получим

$$\begin{aligned}\frac{d\psi^i}{dt} &= -\Phi_x^i - \mathbf{f}_x^i \psi, \quad i = 1 \dots n; \\ \psi_k^n &= (\mathbf{S}_x^n + \mathbf{F}_x + d\mu_x^n)^T, \\ \psi_k^i &= \mathbf{X}^i \psi_0^{i+1} + \mathbf{S}_x^i, \quad i = 1 \dots n-1.\end{aligned}\quad (23)$$

Таким образом, решая систему (23), можно определить производные Фреше по следующим соотношениям

$$\begin{aligned}\omega_u^i(t^i) &= \Phi_u^i + \psi^i \mathbf{f}_u^i, \quad i = 1 \dots n; \\ \omega_p^0(t^1) &= \psi_0^1 \mathbf{P}^0; \\ \omega_p^i(t^i) &= \psi_0^{i+1} \mathbf{P}^i + \mathbf{S}_p^i + (\Phi_p^i + \psi^i \mathbf{f}_p^i), \\ i &= 1 \dots n-1 \\ \omega_p^n(t^n) &= \mathbf{F}_p + d\mu_p^n + \mathbf{S}_p^n + (\Phi_p^n + \psi^n \mathbf{f}_p^n),\end{aligned}$$

где  $\mathbf{P}^0 = \Phi_p^1 + (\Phi_t^1 - \mathbf{f}_0^1) \tau_p^1$ ;

$$\begin{aligned}c^i &= a^i (\Phi_x^{i+1} \mathbf{f}_k^i + \Phi_t^{i+1}); \\ b^i &= a^i (\tau_x^{i+1} \mathbf{f}_k^i + \tau_t^{i+1}); \\ \mathbf{S}_x^i &= \Phi_k^i a^i \mu_x^i - \Phi_0^{i+1} (\tau_x^{i+1} + b^i \mu_x^i); \\ \mathbf{S}_p^i &= \Phi_k^i a^i \mu_q^i - \Phi_0^{i+1} (\tau_q^{i+1} + b^i \mu_q^i); \\ \mathbf{X}^i &= \Phi_x^{i+1} + c^i \mu_x^i - \mathbf{f}_0^{i+1} (\tau_x^{i+1} + b^i \mu_x^i); \\ \mathbf{P}^i &= \Phi_p^{i+1} + c^i \mu_p^i - \mathbf{f}_0^{i+1} (\tau_p^{i+1} + b^i \mu_p^i); \\ a^i &= -\frac{1}{\mu_x^i \mathbf{f}_k^i + \mu_t^i}; \\ d &= (\mathbf{F}_x \mathbf{f}_k^n + F_t) a^n; \\ \mathbf{S}_x^n &= \Phi_k^n a^n \mu_x^n; \quad \mathbf{S}_p^n = \Phi_k^n a^n \mu_q^n.\end{aligned}$$

### Заключение

В работе рассмотрена техника вычисления производных Фреше для функционалов, определяемых на траектории составной ДС. Полученные соотношения позволяют эффективно (по сравнению, например, с методом конечных разностей) вычислять указанные производные в задачах, где размерность вектора управления существенно превышает количество функционалов (критерий и ограничения). Такая ситуация характерна для тех задач оптимизации траекторий КА с двигателями малой тяги, в которых высокая размерность вектора управления связана с конечномерной аппроксимацией исходного непрерывного управления. Полученные соотношения позволяют обобщить модифицированный метод Федоренко на широкий класс дифференцируемых по Фреше функционалов (интегральных, терминальных, смешанных).

Данная работа выполнена в рамках ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009 – 2013 гг.» № П1512.

### Список литературы

- 1 Федотов Г.Г. Оптимизация траекторий полета КА с ЭРД при использовании гравитационного маневра // Космические исследования, 2004. Т. 42, № 4. С. 404–413.
- 2 Григорьев И.С., Заплетин М.П. Об одной задаче оптимизации траекторий // Космические исследования, 2008. Т. 46, № 3. С. 238–242.
- 3 Федотов Г.Г. Об использовании гравитационного потенциала Земли для межпланетных полетов // Космические исследования, 2007. Т. 45, № 2. С. 169–179.
- 4 Усачов В.Е., Тычинский Ю.Д. Оптимизация составных динамических систем. Полет солнечного зонда с электрореактивными двигателями и гравитационными маневрами у планет. Деп. в ВИНТИ № 1967-В99, 17.06.1999.
- 5 Федоренко Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. С. 488.
- 6 Малышев В.В., Усачов В.Е., Казмерчук П.В. Методика оптимизации траекторий, включающих гравиманевры КА с солнечным парусом // Известия РАН Теория и системы управления, 2007. № 1. С. 194–205.
- 7 Казмерчук П.В. Оптимизация траекторий с гравиманеврами КА, оснащенных солнечным парусом «роторного» типа // Труды МАИ, 2006. № 24.



**РОДИН**

**Александр Львович**  
главный конструктор  
направления ФГУП «НПО  
им. С.А. Лавочкина»  
E-mail: rodin@laspace.ru



**ПРИЛУЦКИЙ**

**Андрей Алексеевич**  
заместитель генерального  
конструктора - начальник НТЦ \*,  
кандидат технических наук  
E-mail: pril\_59@mail.ru



**ДЕТКОВ**

**Александр Николаевич**  
главный научный сотрудник  
НТЦ \*, доктор технических  
наук, профессор  
E-mail: detkov\_an@mail.ru



**НИЦАК**

**Дмитрий Анатольевич**  
докторант ВУНЦ ВВС «ВВА  
им. профессора Н. Е. Жуков-  
ского и Ю. А. Гагарина»,  
кандидат технических наук  
E-mail: dima nitsak@mail.ru

УДК 621.396.96+51.001.57

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПОЛЯРИМЕТРИЧЕСКОЙ РСА ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ» НА ФОНЕ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

*А. Л. Родин, А.А. Прилуцкий, А.Н. Детков, Д.А. Ницак*

*Представлены радиолокационные поляризационные портреты спускаемого аппарата (СА) проекта «Фобос-Грунт», полученные математическим моделированием с различной степенью детализации и в широком диапазоне длин волн зондирующих сигналов: от метровых (МВ) до миллиметровых (ММВ). Показана эффективность обнаружения СА поляриметрической РСА по сравнению с локатором, имеющим антенну с фиксированной поляризацией.*

*Ключевые слова: радиолокационный поляризационный портрет (РЛПП); поляризационная матрица рассеяния (ПМР); РЛС с синтезированной апертурой антенны (РСА).*

### **USE OF AIRBORNE POLARIMETRIC SAR FOR DETECTION OF «PHOBOS-GRUNT» DESCENT VEHICLE AGAINST THE EARTH BACKGROUND A.L. Rodin, A.A. Prilutskiy, A.N. Detkov, D.A. Nitsak**

*The article deals with radar polarimetric images of «Phobos-Grunt» descent vehicle, gained by mathematical modeling with various degrees of specification and in broad range of probing signals wavelength: from metric waves to millimetric ones. It shows effectiveness of descent vehicle detection by means of polarimetric SAR in comparison with locator with fixed polarization antenna.*

*Key words: radar polarimetric image; polarization scattering matrix; synthetic aperture radar (SAR).*

В связи с началом реализации уникальной и масштабной программы «Фобос-Грунт» остро стоит задача поиска спускаемого аппарата, который будет содержать капсулу с грунтом Фобоса. Сложность задачи состоит в том, что спускаемый аппарат не имеет традиционно используемого для этих поисковых целей радиомаяка, обладает на фоне земной поверхности низкой контрастно-

стью в оптическом диапазоне электромагнитных волн (ЭМВ) и малыми значениями эффективной поверхности рассеяния (ЭПР) в радиодиапазоне ЭМВ, обусловленными собственно формой и небольшими геометрическими размерами.

Анализ развития средств и систем поиска показывает, что решение подобных задач невозможно без

привлечения радиолокационных средств, которые включают, прежде всего, наземные РЛС траекторных измерений и бортовые РСА беспилотных и пилотируемых летательных аппаратов [1]. Радиолокационные изображения, полученные на разных поляризациях для различных участков земной поверхности, повышают информативность РСА, которую необходимо использовать, например, в задачах обнаружения малоразмерных искусственных объектов. Особенностью обнаружения таких объектов на фоне пассивной помехи является невозможность улучшения качества обнаружения объекта за счёт увеличения мощности передатчика РСА, т. к. такое увеличение одинаково сказывается на уровне отражений от обоих видов целей - обнаруживаемой и мешающей. Поэтому поляризационная обработка, несомненно, является одним из ключевых решений улучшения качества обнаружения [2].

Алгоритмы обработки векторных наблюдений при обнаружении радиолокационных целей являются обобщением аналогичных алгоритмов скалярной радиолокации для гауссовой модели отражений. В частности, основой теории обнаружения стабильных и флуктуирующих целей на фоне пассивной помехи является теория обнаружения детерминированных и стохастических сигналов на фоне коррелированных помех. В случае векторных наблюдений эта теория использует более общие математические объекты, но статистическое и физическое содержание итоговых результатов сохраняется [3]. Разработке алгоритма обнаружения предшествует анализ поляризационных характеристик сигналов, полученных в результате математического моделирования.

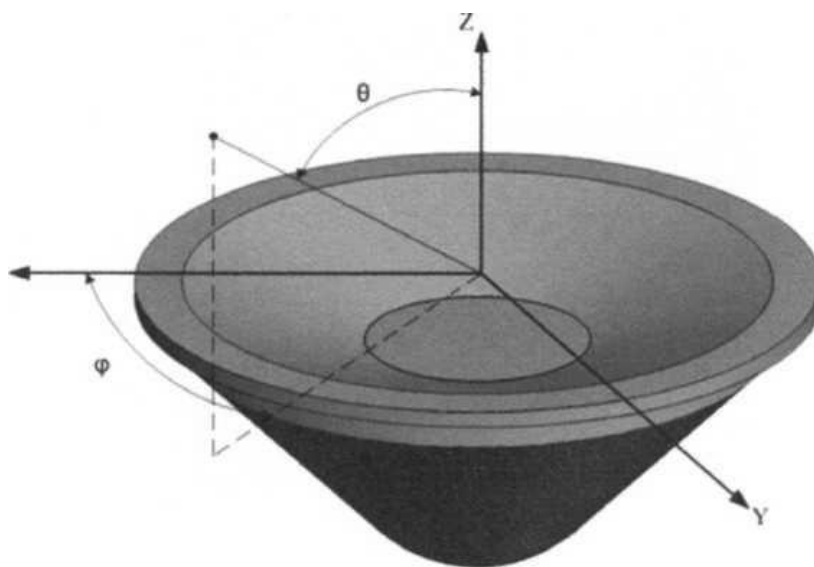
В статье предлагается использовать результаты математического моделирования РЛПП спускаемого аппарата для его эффективного обнаружения на фоне подстилающей земной поверхности по векторным наблюдениям поляриметрической РСА, расположенной на борту беспилотного летательного аппарата.

#### **Моделирование поляризационных портретов СА как малоразмерного искусственного объекта**

Математическое моделирование РЛПП СА, основанное на методике [4], в целом должно осуществляться в рамках модели, включающей формирование и оценку функции радиолокационного рельефа (ФРР) с помощью обработки траекторного сигнала РСА.

Геометрическое моделирование поверхности СА (рисунок 1) целесообразно производить по алгоритму, приведенному на рисунке 2, до пункта А. Далее при определении видимых факетов модели искусственного объекта и точек пересечения их ребер в плоскопараллельной проекции можно воспользоваться экономичной в вычислительном плане методикой [5].

В качестве эталонного объекта для проверки результатов решения задачи дифракции удобно использовать модель поверхности сферы. Как сосредоточенная радиолокационная цель сфера поляризационно-изотропна, а как распределенная цель она является объектом исследования явления деполяризации в пределах различных участков её поверхности. Использование строгих методов решения задачи дифракции с использованием соответственно факетных и проволоочно-сеточных аппроксимаций требует, чтобы линейные размеры ячейки не превышали  $(0,05...0,1)\lambda$  [4].



**Рисунок 1. 3D модель спускаемого аппарата**

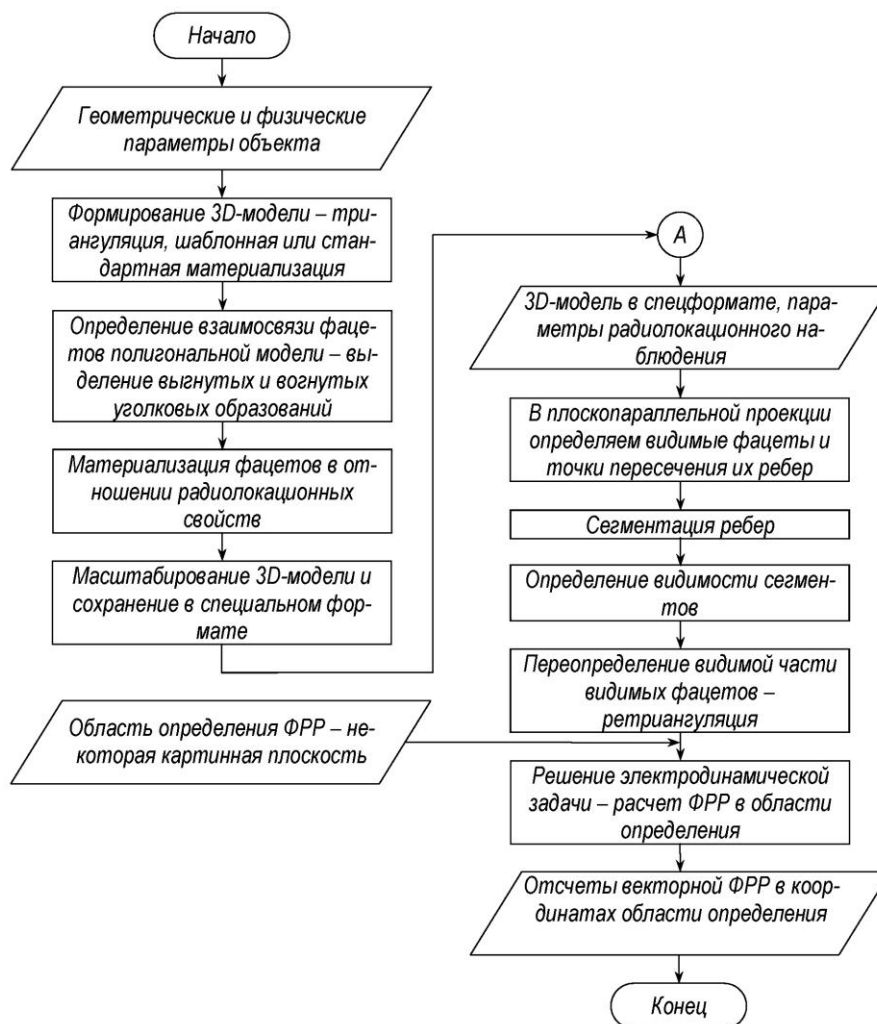


Рисунок 2. Алгоритм формирования ФРП в рамках упрощенной математической модели формирования РЛПП

При использовании аналитического решения для однопозиционной ПМР факта, учитывающего равномерную часть тока факта в составе квазигладкой поверхности, требуется лишь, чтобы ошибка аппроксимации не превышала установленного значения  $\alpha\lambda$ .

Количественную и качественную оценку деполяризующих свойств объектов радиолокации в пределах элемента разрешения можно выполнить с помощью поляризационных портретов, формируемых на основе оценки элементов ПМР или вектора Стокса. Поляризационные портреты  $X(\Sigma)$  являются функциями углов  $\varphi, \theta$  (рисунок 1) и могут быть определены как сумма элементов матрицы  $X(\varphi, \theta)$ , которая получается в результате линейного преобразования

$$X(\varphi, \theta) = M \circ R(\alpha, \beta), \quad (1)$$

где  $\circ$  – знак диадного произведения;  $M = A(S \otimes S^*)$   $A^{-1}$  – матрица Мюллера;  $A$  – матрица связи;  $S$  –

ПМР;  $\otimes$  и  $*$  – символы кронекерова произведения и комплексного сопряжения, соответственно;  $\alpha = 2\varphi, \beta = 2\theta$  – углы, определяющие положение точки на сфере Пуанкаре [3];  $R(\alpha, \beta)$  – матрица поворота. Измерительные поляризационные базисы матриц  $A$  и  $S$  должны быть равны.

Если в (1) вместо матрицы Мюллера использовать операторы Стокса [6] для согласованного и кроссполяризованного каналов, соответствующие поляризационные портреты  $X_{sr}(\Sigma)$  и  $X_{sg}(\Sigma)$  позволяют определить преимущественный вид поляризации для конкретного типа объекта, а также оценить потери мощности при использовании антенны с фиксированной поляризацией.



Таблица 1 - Параметры полигональных моделей

| № п/п | Объект  | Число вершин | Число (фацетов) многоугольников |
|-------|---------|--------------|---------------------------------|
| 1     | «СА-1»  | 7622         | 15232                           |
| 2     | «СА-2»  | 4345         | 8642                            |
| 3     | «Сфера» | 4514         | 9024                            |

### РЛПП спускаемого аппарата проекта «Фобос-Грунт»

Параметры наблюдения и основные характеристики модели цифровой РСА, используемые в расчётах для режима бокового обзора, определяли потенциальную разрешающую способность РСА, сохраняющие исследуемые объекты в классе малоразмерных. Исходные рабочие частоты  $\{\lambda_n\}, n = 1, 12$  равнялись следующим значениям зондирующих сигналов: МВ - 1215, 1265, 1315; ДМВ - 2800, 3000, 3200; СМВ - 8450, 8600, 8750; ММВ - 35 200, 36 500 и 37 800 МГц.

Модель спускаемого аппарата «СА-1» выполнена с учётом основных особенностей конструкции и расположения проводящих элементов объекта. Модель спускаемого аппарата «СА-2» была упрощена для снижения вычислительных затрат и определения необходимой степени детализации моделирования. Параметры полигональных моделей сведены в таблицу 1.

Результаты моделирования показали, что аппроксимация выпуклой поверхности сферы фацетами со стороной  $l_{\phi} > \lambda/5$  не приводит к существенным ошибкам в определении ЭПР. Однако ЭПР объектов и коэффициент корреляции между основными компонентами поля (ГГ и ВВ) стабилизируется только в диапазонах СМВ и ММВ волн. Для объекта «СА-2» относительный уровень кросскорреляции равен минус 12,5 дБ для СМВ-диапазона и резко убывает с переходом в ММВ-диапазон. Более детальный объект «СА-1» имеет в СМВ-диапазоне относительный уровень кроссовых составляющих минус 17 дБ, но с переходом в ММВ-диапазон по сравнению с аналогичными кривыми объекта «СА-2» этот уровень снижается незначительно и составляет минус 22 дБ.

Эффективная поверхность рассеяния объектов «СА-1» и «СА-2» в СМВ- и ММВ-диапазонах в 1,3-1,45 раз выше ЭПР «Сферы» с таким же радиусом. Удельная ЭПР «Сферы» в указанных диапазонах точно совпала с теоретическим значением  $\sigma_0 = \pi r_{\text{сф}}^2$ , зависящим только от радиуса сферы  $r_{\text{сф}}$ .

На рисунках 3, 4 представлены фацетные модели объектов «СА-1» и «СА-2» соответственно (рисунки 3,4а) и их поляризационные характеристики, по-

строенные в соответствии с линейным преобразованием (1) матрицы Мюллера и соответствующих операторов рассеяния Стокса для канала с горизонтальной поляризацией на излучение.

Поляризационные характеристики СА включают распределения мощности в каналах с горизонтальной и вертикальной поляризацией и нормированы с учётом полного поляризационного зондирования. Основываясь на анализе результатов моделирования, для исследования были оставлены два диапазона волн: СМВ (рисунки 3, 4б) и ММВ (рисунки 3, 4в). Несмотря на низкий уровень кроссовой составляющей, объекты можно считать поляризационно-изотропными лишь в СМВ диапазоне. В диапазоне ММВ в целом характер поляризационной избирательности объектов совпадает (суммарные мощности), однако детальность (точность) моделирования проявилась в отличиях для мощностей кроссовых каналов.

На рисунке 5а показаны зависимости распределения мощности от ракурса и диапазона частот в каналах с согласованной поляризацией (ГГ) для объекта «СА-1». Зависимости кроссполаризационных составляющих приведены на рисунке 5б. Объекты типа «СА» обладают осевой симметрией и в наблюдаемом ракурсе являются достаточно гладкими, поэтому уровень кроссовых составляющих достаточно низкий - в среднем более чем на 20 дБ ниже уровня мощности основных составляющих ПМР. Для наглядности кроссовые компоненты отображаются с увеличением динамического диапазона. Каждая кривая представленных диаграмм получена усреднением трех измерений для каждого диапазона волн - МВ, ДМВ, СМВ, ММВ, - полученных на указанных ранее фиксированных частотах.

Эффект деполаризации отраженного сигнала, обусловленный неравномерной частью тока, хорошо наблюдается на диаграммах, представленных на рисунке 5б. Уровень отражений на кроссовых поляризациях всегда был ниже уровня отражений на согласованных поляризациях и в среднем для СА составил минус (11,2-23) дБ.

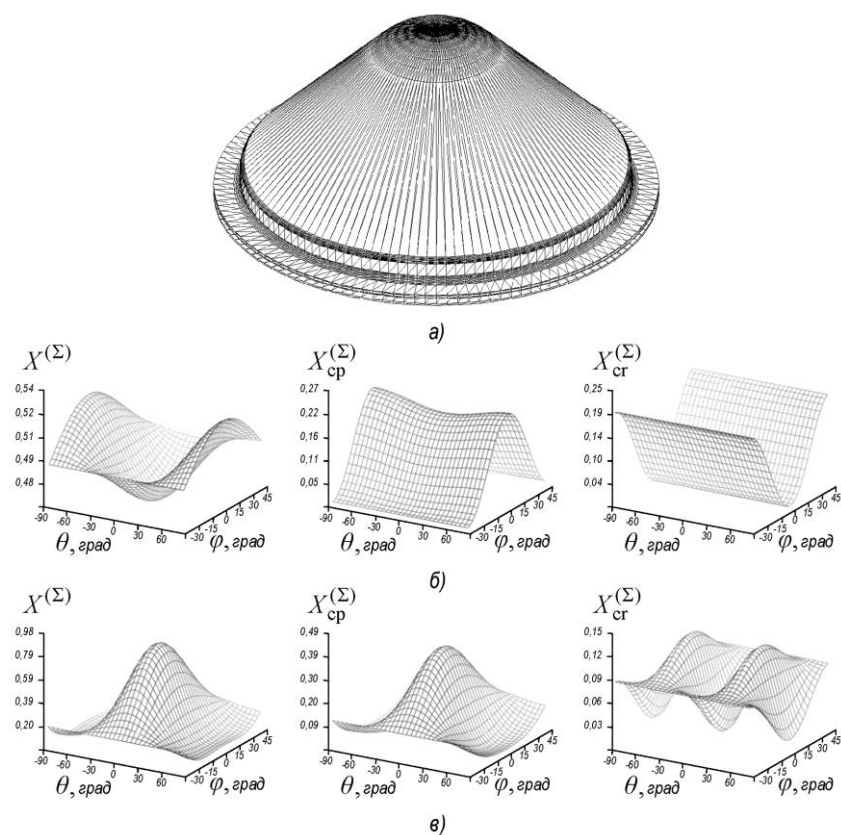


Рисунок 3. Факетная модель и поляризационные характеристики объекта «СА-1»

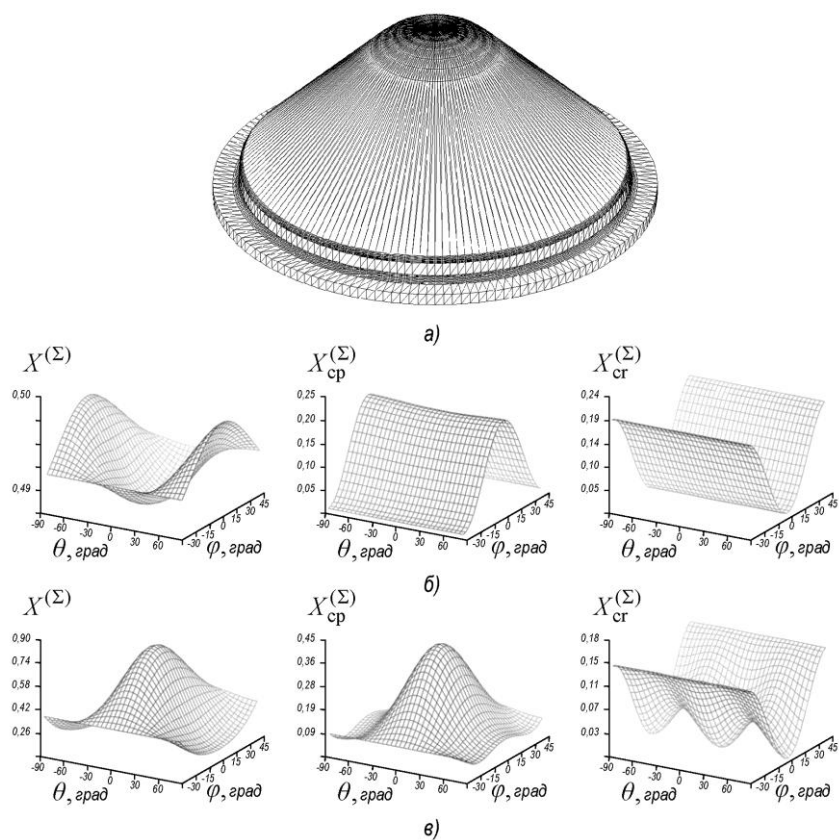


Рисунок 4. Факетная модель и поляризационные характеристики объекта «СА-2»

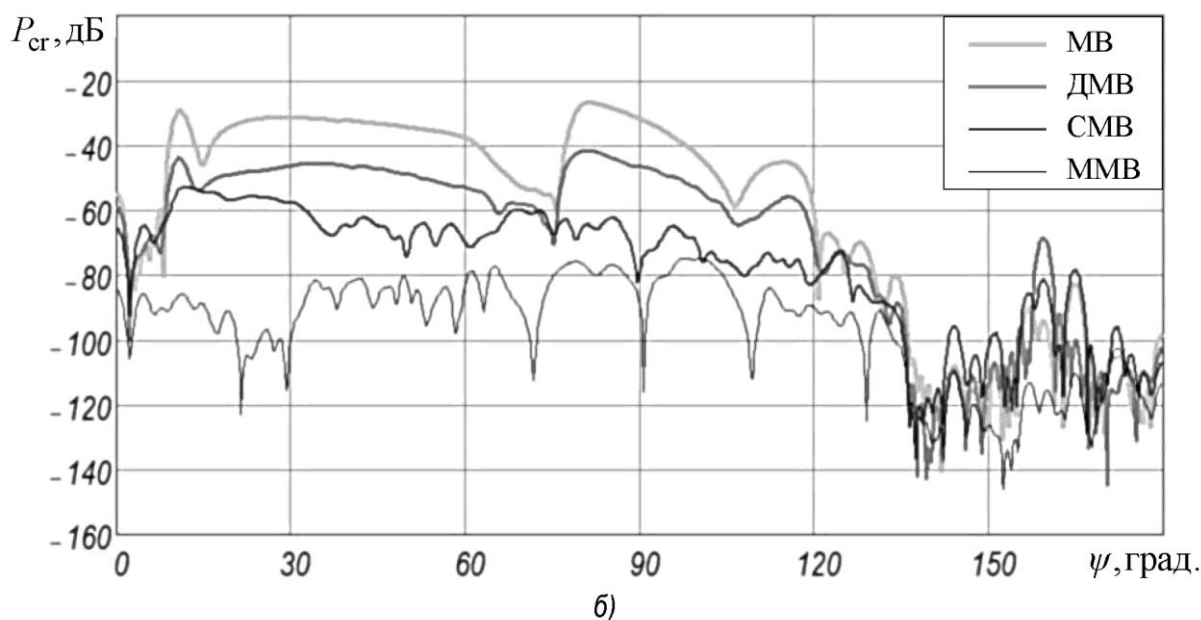
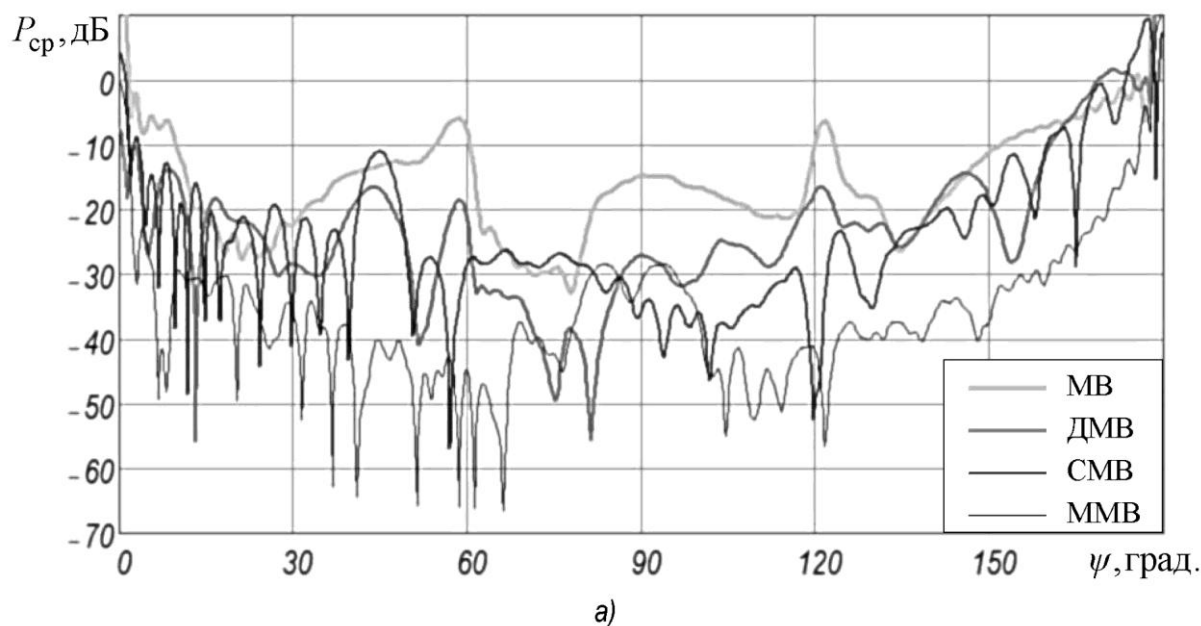


Рисунок 5. Объект «СА-1». Зависимости мощности основных (а) и кроссполаризационных (б) каналов от ракурса наблюдения  $\psi$

**Анализ характеристик обнаружения спускаемого аппарата в качестве стабильной мало-размерной цели поляризметрической РСА**

По поведению поляризационного коэффициента улучшения (ПКУ)  $\mu_0^x(\rho, \theta)$  в области  $\cos\theta \rightarrow 1$  можно судить о снижении коэффициента поляризметрического согласования при учёте статистической связи между абсолютными значениями основных ГГ- и ВВ-компонент вектора рассеяния (для области наиболее вероятных значений коэффициент корреляции  $\rho_{13} = 0,2 \dots 0,6$ ).

На рисунке 6 в виде функций двух аргументов представлены значения ПКУ для двух частотных

диапазонов (1 - СМВ, 2 - ММВ) при обнаружении стабильной (квазистабильной) цели на фоне пассивной помехи. Значения  $\mu_0$  в случае пассивной помехи общего вида «пересеченная местность», полученной в результате моделирования, для цели «СА-1» составили: в СМ-диапазоне 3,8 дБ, в ММ-диапазоне 6,5 дБ; для цели «СА-2» - 3,6 дБ и 7,4 дБ соответственно. Качественный анализ рис. 6 отмечает различия в пространственной структуре сигнала, отраженного от более детальной модели объекта в миллиметровом диапазоне волн.

Анализ двумерных диаграмм рисунка 6 показывает, что обработка с учётом фазовых параметров в целом оправдана, т. к. в случае стабильной (квази-

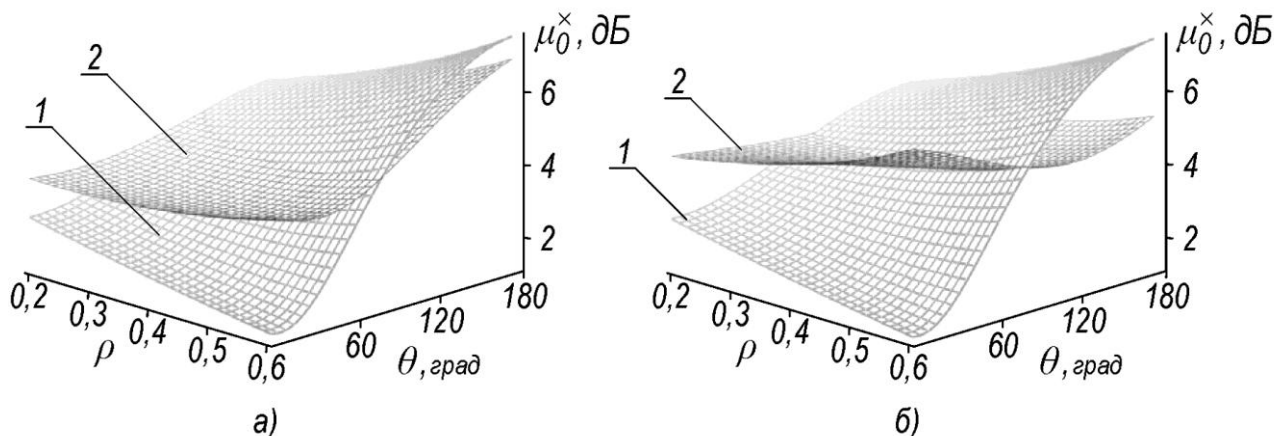


Рисунок 6. Функции  $\mu_0^x(\rho, \theta)$  для цели «СА-1» - а и «СА-2» - б

стабильной) цели значения коэффициента поляризационного согласования  $\mu_0^x(\rho, \theta)$ , полученные при реализации многолучевой обработки ( $n > 1$ ), практически не зависят от номера субапертуры. Учёт при моделировании системного шума РСА (минус 20 дБ) вызвал снижение ПКУ не более чем на 0,3 дБ и, следовательно, не оказал заметного влияния на коэффициент поляризационного согласования.

Необходимость наличия единственного энергетического показателя при обнаружении стабильной цели на фоне пассивной помехи позволяет из всех возможных стабильных целей извлечь две специфические (сингулярные) цели - максимально видимую и наиболее скрытую в данной пассивной помехе и таким образом определить границы вероятной эффективности обнаружения стабильных целей в пассивной помехе с матрицей когерентности.

Согласно [3], границы вероятной эффективности определяются как

$$1/\lambda_{\max} \leq \mu_0 \leq 1/\lambda_{\min} \quad (2)$$

где  $\lambda_{\max}$ ,  $\lambda_{\min}$  - максимальное и минимальное значения собственных чисел матрицы когерентности, нормированной к своему следу. Причем в соответствии со свойством эрмитовых квадратичных форм  $\lambda_{\min}$ ,  $\lambda_{\max} > 0$ .

Расстояние между границами в (2) есть цена поляризационного портрета стабильной цели.

Значения границ вероятной эффективности, рассчитанные для типовой пассивной помехи, когда радиолокационный сигнал отражается растительными (преимущественно травяными) покровами, приведены на рисунке 7. Кривые 1.1 определяют верхнюю и нижнюю границы ПКУ без учета системного шума при  $m = 3$ . Кривые 1.2 построены с учетом системного шума РСА (минус 20 дБ) также для  $m = 3$ . Границы 2.1 и 2.2 соответственно учитывают вероятное

снижение размерности задачи до  $m = 2$  при вырождении матрицы когерентности.

Анализ данных для типового фона показал, что снижение размерности задачи, впрочем, как и наличие системного шума РСА, не оказывает существенного влияния на сужение и снижение границ эффективности. Минимальное расстояние наблюдается при слабой корреляции основных компонент поля (2,0 дБ) и плавно увеличивается с ростом корреляции (в среднем до 6,0 дБ). Трансформация входной статистики лишь снижает границы, определенные при  $m = 3$ , но не более чем на 0,4 дБ.

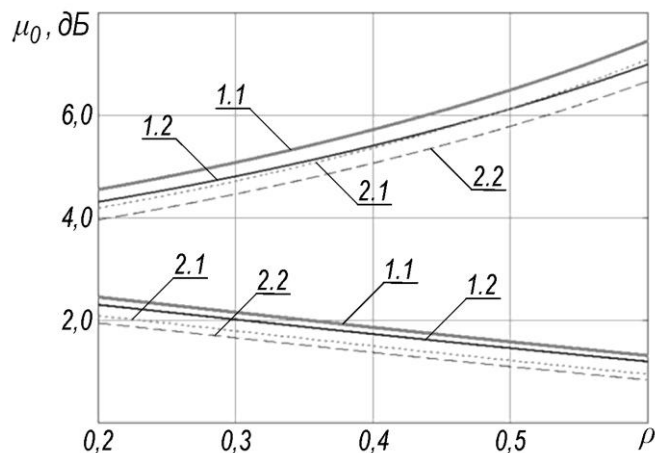


Рисунок 7. Границы вероятной эффективности обнаружения

На рисунке 8 представлены вероятности правильного обнаружения для максимально возможного в решаемой задаче числа некогерентных усреднений  $n = 6$  и вероятности ложного обнаружения  $P_{\text{ло}} = 10^{-4}$  (критерий значимости  $\alpha = 0,01$ ). Видно, что в отсутствие поляризационной обработки (кривая 1) вероятность правильного обнаружения,  $P_{\text{по}} = 0.5$  когда входное отношение цель/фон равняется 1,97 дБ.



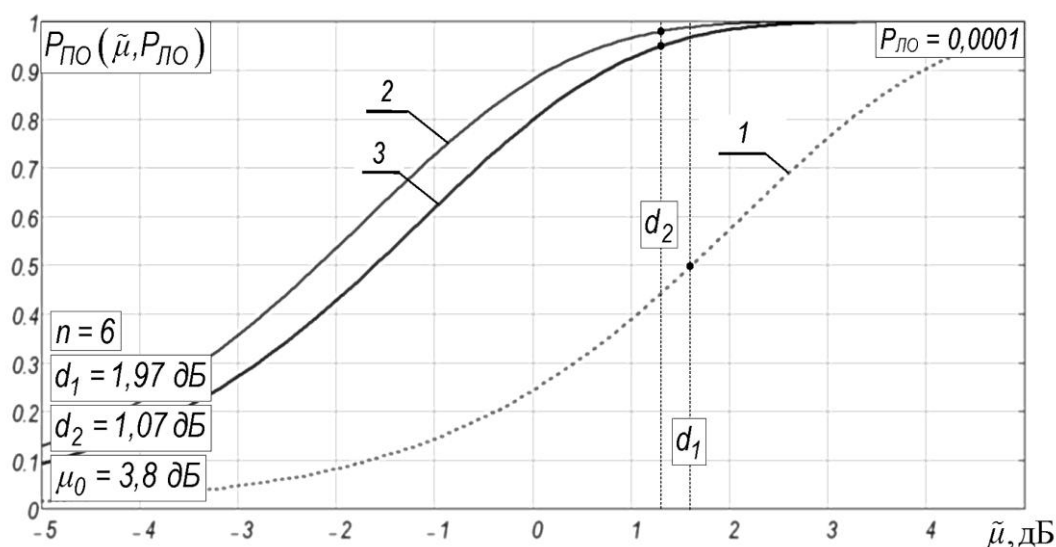


Рисунок 8. Зависимость  $P_{по}$  от отношения цель/фон для числа некогерентных усреднений  $n=6$

При обработке векторных сигналов, с учётом помехи общего вида, входное отношение цель/фон ухудшается и становится равным 1,07 дБ. Однако, как показывают результаты моделирования, за счёт поляризационной обработки удастся получить выигрыш в отношении сигнал/фон в среднем от 2,0 до 6,0 дБ, например 3,8 дБ (или 2,4 раза) для фона общего вида. Таким образом, можно достичь заданной вероятности правильного обнаружения при неизменном отношении цель/фон (кривая 2). Кривая 3 построена с учетом шума аппаратуры, относительный уровень которого – минус 20 дБ – сказывается в снижении коэффициента поляриметрического улучшения (согласования) примерно на 0,3 дБ.

Таким образом, для эффективного обнаружения СА на фоне земной поверхности необходимо использовать поляризационную структуру векторных радиосигналов РСА, которые позволяют в целом судить о радиолокационной контрастности СА в зависимости от определенного типа фона.

Использование адаптивного алгоритма обнаружения СА на фоне земной поверхности с учётом априорных результатов математического моделирования РЛПП СА и подстилающей поверхности повышает вероятность правильного обнаружения  $P_{по}$  СА на фоне различных подстилающих поверхностей. При этом улучшение входного отношения цель/фон  $\mu_0$  лежит в пределах 1,3-7,4 дБ для размерности вектора рассеяния  $m=3$  (1,2-7,0 дБ при учёте шума РСА) и 0,9-7,0 дБ – для размерности вектора рассеяния  $m=2$  (0,8-6,6 дБ при учёте шума РСА), что соответствует 2-4 некогерентным накоплениям при вероятности ложной тревоги  $P_{ло} = 10^{-3}$ .

Кроме того, реализация полного поляризационного зондирования и приёма с использованием радиосигналов с линейной частотной модуляцией повышает информационные возможности малогабаритных авиационных РСА непрерывного излучения, а поляризационные портреты и алгоритмы обработки векторных сигналов позволят решать широкий круг задач, таких, например, как поиск мин и формирование информационной базы данных, необходимой для удовлетворения потребностей важнейших отраслей народного хозяйства: топливно-энергетического комплекса, транспорта, природопользования, а также ряда других.

#### Список литературы

- 1 Вопросы перспективной радиолокации / Под ред. А. В. Соколова. М.: Радиотехника, 2003.
- 2 Распознавание целей по результатам радиолокационных измерений в сложной помеховой обстановке / Б.В. Храбростин [и др.] // Радиотехника, 2005. № 11. С. 34-39.
- 3 Киселев А. 3. Теория радиолокационного обнаружения на основе использования векторов рассеяния целей. М.: Радио и связь, 2002.
- 4 Анфиногенов А. Ю., Школьный Л. А. К вопросу о математическом моделировании радиолокационных портретов распределённых объектов // Радиотехника, 1996. № 10. С. 80-87.
- 5 Детков А. Н., Ницак Д. А. Метод математического моделирования поляризационных портретов искусственных распределённых объектов // Радиотехника, 2007. № 11. С. 77-81.
- 6 Канарейкин Д. Б., Потехин В. А., Шишкин В. А. Морская поляриметрия. Л.: Судостроение, 1968.

УДК 629.785



**САМОЙЛОВ**

**Сергей Юрьевич**

ведущий специалист ФГУП

«НПО им. С.А. Лавочкина»

E-mail: khsm@laspace.ru

*С.Ю. Самойлов*

## МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГЕОГРАФИЧЕСКИХ КООРДИНАТ ОБЪЕКТОВ ПО КОСМИЧЕСКИМ СНИМКАМ ПРИ ПОМОЩИ АНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДА

*В статье рассмотрена модель географической привязки сделанных с КА снимков при помощи аналитического метода; выявлены данные, необходимые для обеспечения координатной привязки. Представлена модель оценки погрешности, обусловленной параметрами КА, и модель учета рельефа снимаемой местности при привязке космических снимков. Рассмотрены основные составляющие погрешности привязки космических снимков. Выявлены параметры, влияющие на погрешность привязки снимков; приведены основные направления изменения погрешности привязки снимков.*

*Ключевые слова: географическая привязка; космический снимок; погрешность; модель; аналитический метод; точностные параметры.*

### **ANALYTIC MODEL OF OBJECTS' GEOGRAPHICAL COORDINATE DETERMINATION BY SPACE IMAGES S.Y. Samoilov**

*The article covers analytical model of geographical affixment of images acquired by the SC; data for coordinate gridding are defined. Error estimate model is given, driven by SC parameters and model considering relief of imaged area, while space images affixment. Main error components of space images affixment are analyzed. Parameters are defined, affecting the images gridding errors; main directions of variations of images' gridding errors are presented.*

*Key words: geographical affixment; space image; error; model; analytical approach; accuracy parameters.*

#### **Введение**

Многие задачи, решаемые при помощи космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ), требуют определения координат объектов по их изображениям на снимках, сделанных с КА.

Географическая привязка изображения заключается в установлении зависимости между координатами элемента изображения и географическими координатами соответствующей ему точки поверхности Земли. Например, прямая задача географической привязки состоит в построении функции

$$(\varphi, \lambda) = F(u, v),$$

где  $u$  и  $v$  - номер столбца и строки пикселя спутникового изображения;

$\varphi$  и  $\lambda$  - географические широта и долгота точки поверхности Земли.

Простейшие известные методы определения координат объектов основаны на использовании топографических карт. Согласно этому методу опознанный на снимке объект переносится (идентифицируется) на карту, и по ней определяются его координаты. Такой способ не может быть применен для определения координат объектов, находящихся на местности, на которую в данный момент нет достоверной картографической продукции. Этот метод непригоден для создания карт. В связи с этим метод определения координат объектов, основанный на использовании топографических карт, имеет узкую область применения.

Наиболее широкое распространение получили аналитические методы определения координат объектов [1]. Аналитические методы основаны на знании законов движения и конструктивных особенностей съемочной системы.

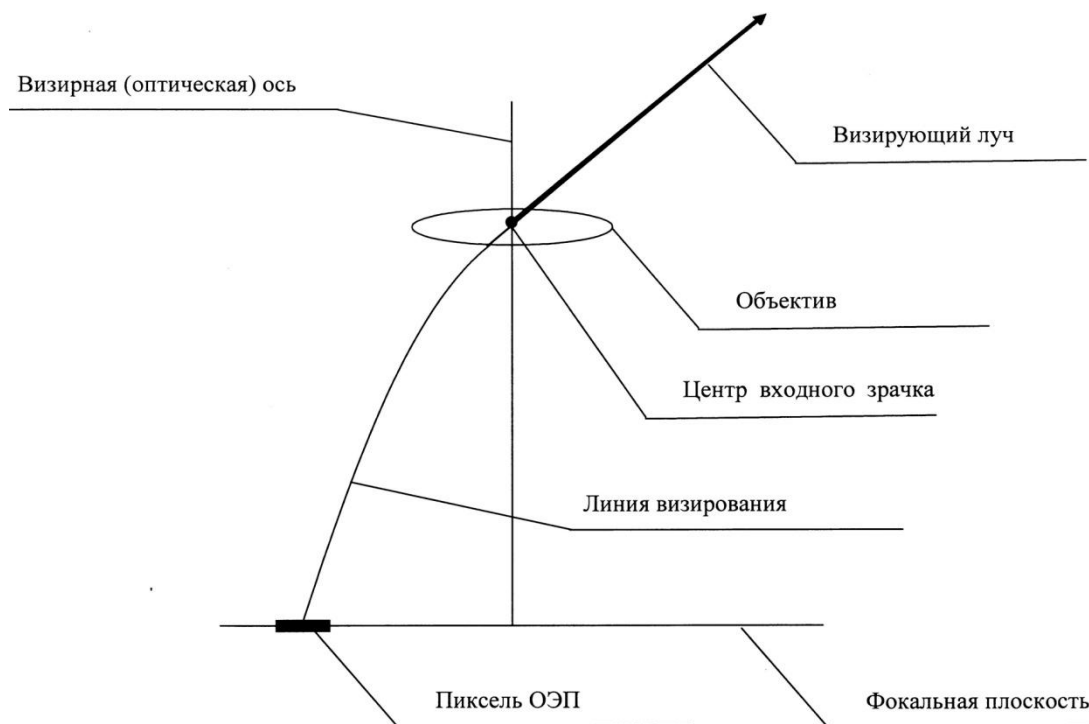


Рисунок 1. Визирующий луч оптической системы

Из аналитических методов наиболее простым и распространенным является фотограмметрический метод без использования опорных точек с учетом высоты местности. Рассмотрим некоторые модели этого метода.

### 1 Модель координатной привязки космических снимков

Для получения снимка с КА на его борту должна находиться целевая аппаратура, способная производить съемку заданного района земной поверхности с заданным качеством и в заданном спектральном диапазоне.

Рассмотрим целевую аппаратуру КА ДЗЗ на примере оптической системы (ОС). Для получения снимка объектив ОС формирует изображение снимаемого объекта в своей фокальной плоскости (ФП).

Для регистрации изображения в плоскости изображения ОС помещается какой-либо фотоприемник – оптикоэлектронный преобразователь (ОЭП). В фотокамере – это фотопластинка или фотопленка, в видеокамере – это видикон или фотоприемная полупроводниковая матрица, в некоторых специальных камерах – электромеханический сканер. В общем случае зарегистрированное изображение дискретизировано, т. к. ОЭП состоит из набора элементарных приемных элементов. Эти элементы называются пикселями.

Каждому пикселю изображения соответствует свой визирующий луч. Под визирующим лучом будем понимать луч, выходящий из объектива ОС в

центре входного зрачка и направленный по прямой, касательной к линии визирования данного пикселя в центре входного зрачка. Линия визирования – линия хода оптического луча внутри объектива, соединяющая центр пикселя и центр входного зрачка объектива (с учетом всех aberrаций данного объектива). На рисунке 1 условно показана ОС, состоящая из объектива, фокальной плоскости и ОЭПа, линия визирования и визирующий луч конкретного пикселя.

Для определения географических координат какой-либо точки изображения (объекта) необходимо определить географические координаты оригинала этой точки на земной поверхности. Под оригиналом точки фокальной плоскости будем понимать точку из пространства предметов, сопряженную с данной точкой ФП.

Координаты точки  $i$  на изображении задаются в виде ее координат в ФП ( $y_i; z_i$ ). Точка пересечения визирующего луча  $e(y_i; z_i)$  точки  $i$  с поверхностью Земли является оригиналом точки  $i$ . Радиус земного эллипсоида в данной точке является радиус-вектором  $\vec{f}$  оригинала точки  $i$  (рисунок 2). Представим его в виде

$$\vec{f}(y_i; z_i) = \vec{R}(y_i; z_i) + D \cdot \vec{e}(y_i; z_i),$$

где  $\vec{R}(y_i; z_i)$  – вектор положения съёмочной системы в пространстве в момент формирования элемента изображения с координатами ( $y_i; z_i$ ), определяется из модели движения ИСЗ;

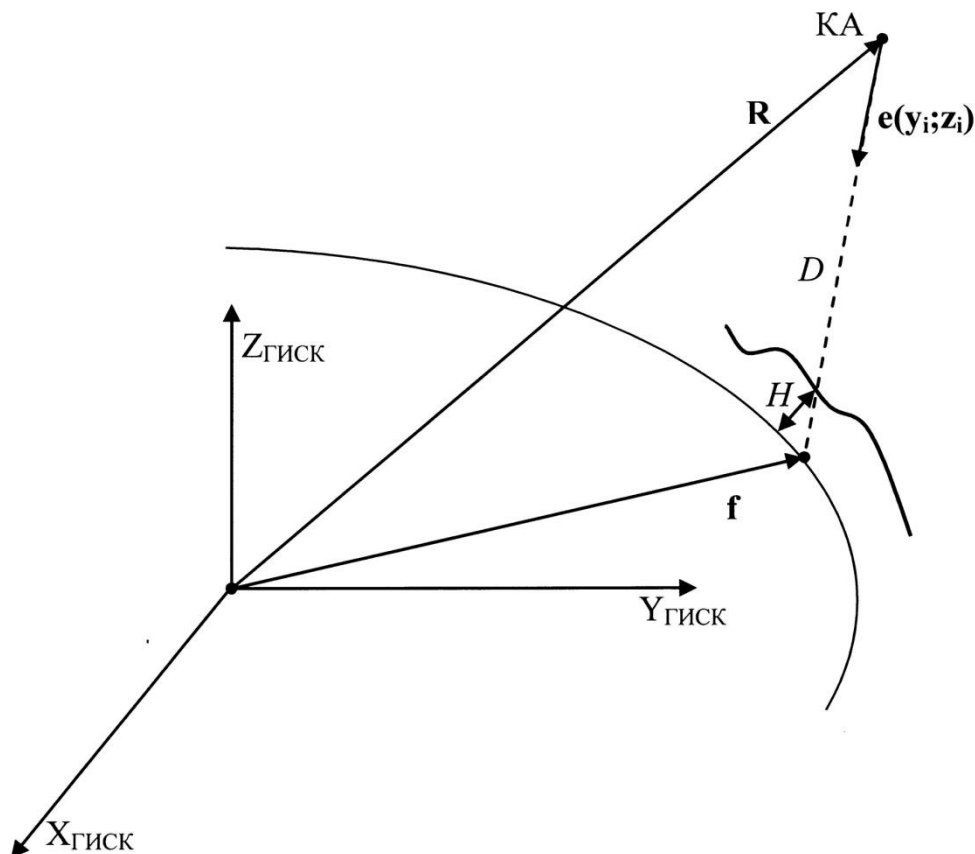


Рисунок 2. Определение геоцентрических координат точки снимка

$\vec{e}(y_i; z_i)$  – единичный вектор направления визирования. Вектор направлен на точку поверхности и находится из закона углового движения съёмочной системы и алгоритма, учитывающего геометрические искажения, возникающие при формировании изображения;

$D$  – расстояние от центра съёмочной системы до точки пересечения луча, направленного по вектору  $\vec{e}$ , с поверхностью земного эллипсоида. При определении  $D$  могут привлекаться данные о высоте местности  $H$ , которые можно взять с планово-высотной основы;

$\vec{f}$  – радиус-вектор точки съёмки в геоцентрической СК;

$y_i; z_i$  – координаты  $i$ -й точки фокальной плоскости в визирной системе координат.

Затем геоцентрические координаты  $\vec{f}$  переводятся в географические ( $\varphi, \lambda$ ), для чего привлекаются данные о моменте времени формирования изображения и параметры вращения Земли.

Чтобы определить проекции радиус-вектора  $\vec{f}$  на оси геоцентрической инерциальной системы координат (ГИСК), векторы  $\vec{R}$  и  $\vec{e}(y_i; z_i)$  должны быть заданы в той же системе координат.

Вектор  $\vec{e}(y_i; z_i)$  задается с учетом геометрических искажений, возникающих при формировании изображения, в том числе дисторсии, термодформации, флуктуации фокусного расстояния, погрешности установки приемника изображения, движения сканирующих элементов ОС и др.

Для ОС, лишенной аберраций, проекции радиус-вектора  $\vec{f}$  на оси ГИСК можно записать в следующем виде

$$\begin{pmatrix} f_x^i(t) \\ f_y^i(t) \\ f_z^i(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} R_x^i(t) \\ R_y^i(t) \\ R_z^i(t) \end{pmatrix} + D_i(t) \cdot \mathbf{A}(t) \times \underbrace{\frac{1}{\sqrt{y_i^2 + z_i^2 + F^2}} \cdot \begin{pmatrix} -y_i \\ -z_i \\ F \end{pmatrix}}_{\vec{e}(y_i, z_i)}, \quad (1)$$

где  $F$  – фокусное расстояние;

$\mathbf{A}$  – суммарная матрица ориентирования визирной системы координат;



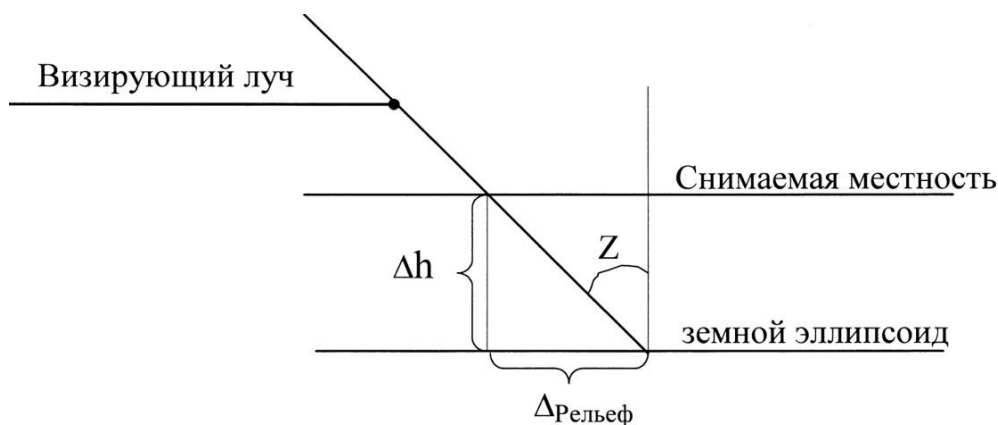


Рисунок 3. Ошибка привязки из-за погрешности высоты рельефа

$D_i$  – дальность от КА до точки визирования (оригинала  $i$ -й точки ФП);

$R_X^i; R_Y^i; R_Z^i$  – проекции радиус-вектора центра проецирования в момент формирования  $i$ -й точки изображения;

$t$  – время;

$e(y_i, z_i)$  – единичный вектор направления визирования;

$f_X^i; f_Y^i; f_Z^i$  – проекции радиус-вектора оригинала  $i$ -й точки ФП.

Матрицу  $A$  можно найти из закона углового движения съёмочной системы.

Визирную систему координат (ВСК) съёмочной системы будем строить следующим образом:

- Начало СК расположено в главной точке ФП;
- Одна из осей (например, ось  $OX$ ) направлена по оптической оси из объектива.

Плоскость  $ZOY$  совпадает с фокальной плоскостью.

## 2 Модель учета рельефа снимаемой местности

Если высота снимаемой местности над земным эллипсоидом известна с погрешностью  $\Delta h$ , то возникает ошибка определения координат точек снимка  $\Delta_{\text{Рельеф}}$  (рисунок 3). Значение ошибки  $\Delta_{\text{Рельеф}}$  вычисляется по формуле

$$\Delta_{\text{Рельеф}} = \Delta h \cdot \operatorname{tg}(Z), \quad (2)$$

где  $\Delta h$  – погрешность знания высоты снимаемой местности;

$Z$  – зенитный угол съёмки.

Для определения координат объектов по одиночному скану, полученному при углах съёмки отличных, от нуля, с использованием только орбитальных данных требуется информация о рельефе местности. Эту информацию можно получить по данным стереосъёмки местности, или используя данные о рельефе, которые известны по карте снимаемой местности.

Если информация о высоте рельефа снимаемой местности получается с топографических карт, то

значение  $\Delta h$  погрешности определения высоты местности будет зависеть от масштаба используемой карты. В таблице 1 приведены значения погрешности знания высоты снимаемой местности для карт различного масштаба для равнинной местности [2].

Таблица 1 - Ошибка высоты рельефа для карт разного масштаба для равнинной местности

| Масштаб карты            | Предельная ошибка высоты $\Delta h$ (м) |
|--------------------------|-----------------------------------------|
| 1:1 000 000              | 100                                     |
| 1:500 000                | 50                                      |
| 1:200 000                | 20                                      |
| 1: 100 000               | 10                                      |
| Цифровая карта местности | 5                                       |

## 3 Модель определения погрешности координатной привязки космических снимков

Для оценки погрешности определения координат точек снимка рассмотрим составляющие этой погрешности. Погрешность определения координат точек снимка складывается из двух составляющих:

- Погрешности, обусловленной неточностью знания высоты рельефа снимаемой местности;
- Погрешности, обусловленной параметрами КА.

Обе эти составляющие случайные и независимые, поэтому выразим значение погрешности определения координат точек снимка в виде

$$\Delta_m = \sqrt{\Delta_{\text{КА}}^2 + \Delta_{\text{Рельеф}}^2}, \quad (3)$$

где  $\Delta_{\text{КА}}$  – погрешность определения координат точек снимка, обусловленная параметрами КА;

$\Delta_{\text{Рельеф}}$  – погрешность определения координат точек снимка, обусловленная неточностью знания высоты рельефа (см. формулу (2)).

Для априорной оценки погрешности определения координат точек снимка, обусловленной параметрами КА, будем пользоваться выражениями [3]

$$\left. \begin{aligned} \Delta X_i &= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left( \frac{\partial f_x^i}{\partial P_j} \cdot \Delta P_j \right)^2} \\ \Delta Y_i &= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left( \frac{\partial f_y^i}{\partial P_j} \cdot \Delta P_j \right)^2} \\ \Delta Z_i &= \sqrt{\sum_{j=1}^N \left( \frac{\partial f_z^i}{\partial P_j} \cdot \Delta P_j \right)^2} \end{aligned} \right\}, \quad (4)$$

$$\Delta_{КА} = \sqrt{\sum_{j=1}^N \left\langle \left[ \left( \frac{\partial f_x^i}{\partial P_j} \right)^2 + \left( \frac{\partial f_y^i}{\partial P_j} \right)^2 + \left( \frac{\partial f_z^i}{\partial P_j} \right)^2 \right] \cdot \Delta P_j^2 \right\rangle}$$

где  $f_x^i; f_y^i; f_z^i$  – проекции радиус-вектора оригинала  $i$ -й точки ФП, вычисляются по формуле (1);

$P_j$  – параметр, влияющий на погрешность привязки снимка;

$\Delta P_j$  – погрешность  $j$ -го параметра;

$\Delta X_i, \Delta Y_i, \Delta Z_i$  – погрешности проекций радиус-вектора точки;

$N$  – количество учитываемых параметров, влияющих на погрешность привязки.

Установленный в ФП ОЭП может иметь ошибки установки: он может быть смещен по обеим координатам на величины  $y_0$  и  $z_0$ , а так же развернут относительно визирной оси на угол  $\psi$  (существенно для сканирующих систем). В этом случае координаты  $y_i, z_i$  в визирной СК будут вычисляться по формуле

$$\begin{cases} y_i = y_{ОЭП} \cdot \cos(\psi) - z_{ОЭП} \cdot \sin(\psi) + y_0 \\ z_i = z_{ОЭП} \cdot \cos(\psi) + y_{ОЭП} \cdot \sin(\psi) + z_0 \end{cases},$$

где  $y_0; z_0$  – координаты начала СК ОЭПа в ВСК (координаты главной точки ФП);

$y_i; z_i$  – метрические координаты в ВСК;

$y_{ОЭП}; z_{ОЭП}$  – метрические координаты в СК ОЭПа;

$\psi$  – угол между положительными направлениями осей  $OY_{ВСК}$  и  $OZ_{ОЭП}$ , отсчитываемый от оси  $OY_{ВСК}$  против часовой стрелки, если смотреть со стороны засветки ОЭПа (угол поворота ОЭПа относительно визирной оси).

В формуле (4) обозначим

$$K_{P_{ji}} = \sqrt{\left( \frac{\partial f_x^i}{\partial P_j} \right)^2 + \left( \frac{\partial f_y^i}{\partial P_j} \right)^2 + \left( \frac{\partial f_z^i}{\partial P_j} \right)^2}, \quad (5)$$

где  $f_x^i; f_y^i; f_z^i$  – проекции радиус-вектора оригинала  $i$ -й точки ФП, вычисляются по формуле (1);

$P_j$  – параметр, влияющий на погрешность привязки;

$K_{P_{ji}}$  – коэффициент влияния параметра  $P_j$  на погрешность географической привязки  $i$ -й точки снимка.

Тогда погрешность определения координат точки на местности (погрешность географической привязки), обусловленная параметрами КА, может определяться по формуле

$$\Delta_{КА} = \sqrt{\sum_{j=1}^N (K_{P_{ji}}^2 \cdot \Delta P_j^2)}, \quad (6)$$

где  $K_{P_{ji}}$  – коэффициент влияния точностного параметра  $P_j$  на погрешность географической привязки  $i$ -й точки снимка (см. формулу (5));

$\Delta P_j$  – погрешность  $j$ -го параметра;

$N$  – количество учитываемых точностных параметров.

Как видно из (4) и (6), погрешность привязки снимка, обусловленная параметрами КА, зависит от значения коэффициентов  $K_{P_{ji}}$  и значения погрешностей параметров  $\Delta P_j$ . Значения погрешностей параметров  $\Delta P_j$  будем называть *точностными параметрами КА*. Значения коэффициентов  $K_{P_{ji}}$  зависят от: положения КА на орбите; параметров орбиты (высоты); ориентации КА во время проведения съемки; параметров ОС (фокусного расстояния, длины ОЭПа); условий съемки (зенитного угла); координат привязываемой точки снимка в ФП.

Точностные параметры КА приведены в таблице 2.

Коэффициенты  $K_{P_{ji}}$  являются показателями меры влияния значения точностного параметра  $P_j$  на погрешность привязки изображения.

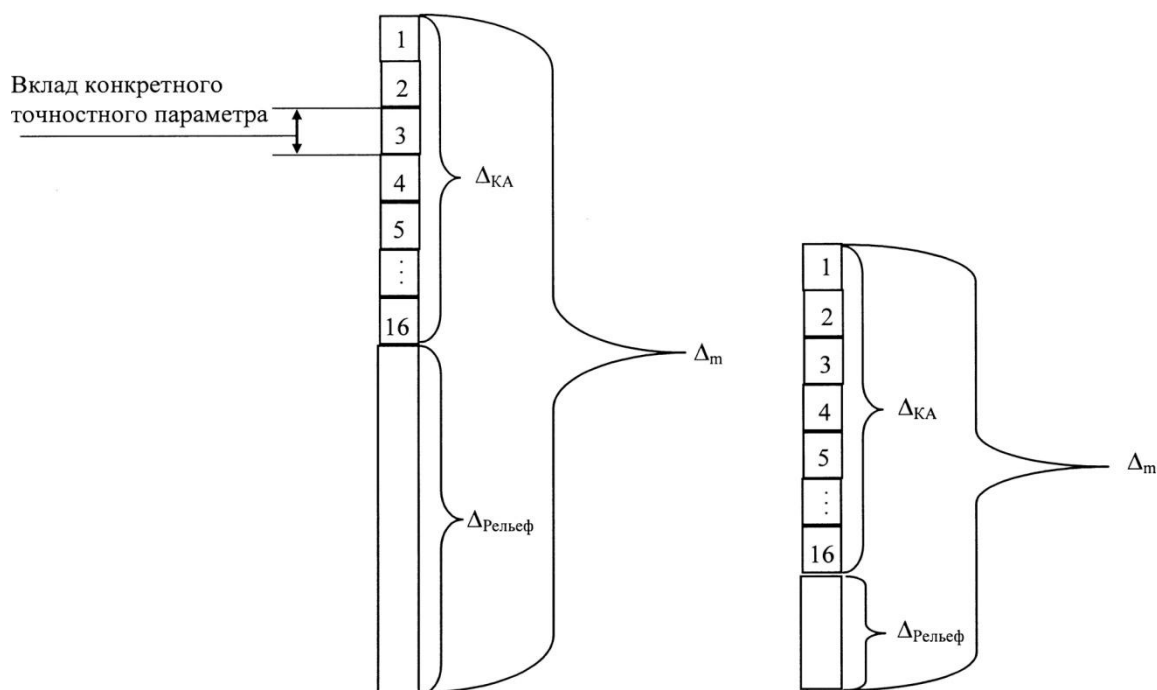
На рисунке 4 условно показаны составляющие погрешности привязки снимка. Так как при увеличении зенитного угла съемки значение  $\Delta_{Рельеф}$  возрастает, то при больших значениях зенитного угла составляющая  $\Delta_{Рельеф}$  может быть соизмерима, а порой и превышать ошибки, обусловленные бортовыми системами КА (рисунок 4а). При малых значениях зенитного угла значение  $\Delta_{Рельеф}$  уменьшается и может быть меньше значения  $\Delta_{КА}$  (рисунок 4б). При съемке в надир значение  $\Delta_{Рельеф}$  становится равным нулю.

Соотношение значений составляющих погрешности  $\Delta_{тв}, \Delta_{КА}, \Delta_{Рельеф}$  определяется выражением (3). Величина составляющей  $\Delta_{Рельеф}$  определяется формулой (2), а значение  $\Delta_{КА}$  – выражением (6).

В таблице 2 приведены значения коэффициентов влияния параметров, посчитанные для разных вариантов исходных данных (ИД) для сканирующей космической системы.

Таблица 2- Коэффициенты влияния точностных параметров для разных вариантов исходных данных

| №   | Точностной параметр                                                                                                   | Коэффициент влияния |        |        |      |
|-----|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------|--------|--------|------|
|     |                                                                                                                       | ИД 1                | ИД 2   | ИД 3   | ИД 4 |
| 1.  | Погрешность знания положения КА на орбите вдоль радиус-вектора КА                                                     | 0,5                 | 0,02   | 0,6    | 0,02 |
| 2.  | Погрешность знания положения КА на орбите вдоль вектора орбитальной скорости                                          | 1,001               | 1      | 1,001  | 1    |
| 3.  | Погрешность знания положения КА на орбите вдоль направления по бинормали к орбите КА                                  | 1,03                | 1      | 1,004  | 1    |
| 4.  | Погрешность знания ориентации КА относительно оси $X_{ВСК}$                                                           | 465,3               | 16,2   | 54,8   | 1,62 |
| 5.  | Погрешность знания ориентации КА относительно оси $Y_{ВСК}$                                                           | 1006,48             | 1000   | 100,23 | 100  |
| 6.  | Погрешность знания ориентации КА относительно оси $Z_{ВСК}$                                                           | 1267,3              | 1000,5 | 130,8  | 100  |
| 7.  | Погрешность привязки момента времени получения изображения, баллистической и информации СУОС к бортовой шкале времени | 0,39                | 0,45   | 1,18   | 0,45 |
| 8.  | Погрешность знания фокусного расстояния ОС                                                                            | 2,005               | 1,62   | 0,2    | 0,16 |
| 9.  | Погрешность знания угла разворота ОЭП относительно визирной оси                                                       | 18,5                | 16,2   | 1,92   | 1,62 |
| 10. | Погрешность знания координат главной точки ОЭП по оси $Y_{ВСК}$                                                       | 114,2               | 100    | 11,82  | 10   |
| 11. | Погрешность знания координат главной точки ОЭП по оси $Z_{ВСК}$                                                       | 123,8               | 100    | 12,77  | 10   |
| 12. | Погрешность определения координат точки снимка вдоль столбцов изображения                                             | 114,2               | 100    | 11,82  | 10   |
| 13. | Погрешность определения координат точки снимка вдоль строк изображения                                                | 123,8               | 100    | 12,77  | 10   |
| 14. | Погрешность знания дисторсии ОС                                                                                       | 114,2               | 100    | 11,82  | 10   |
| 15. | Неперпендикулярность оптической оси к ФП в плоскости $XOY$                                                            | 1141,5              | 1000   | 118,16 | 100  |
| 16. | Неперпендикулярность оптической оси к ФП в плоскости $XOZ$                                                            | 1237,8              | 1000   | 127,68 | 100  |



а - для съемки с большими зенитными углами; б - для съемки с малыми зенитными углами.

Рисунок 4. Составляющие погрешности привязки снимка

Вариант ИД 1: высота орбиты 1000 км, фокусное расстояние ОС 10 м, длина ОЭП 325 мм, зенитный угол  $Z=30^\circ$ ;

Вариант ИД 2: высота орбиты 1000 км, фокусное расстояние ОС 10 м, длина ОЭП 325 мм, зенитный угол  $Z=0^\circ$ ;

Вариант ИД 3: высота орбиты 100 км, фокусное расстояние ОС 10 м, длина ОЭП 325 мм, зенитный угол  $Z=30^\circ$ ;

Вариант ИД 4: высота орбиты 100 км, фокусное расстояние ОС 10 м, длина ОЭП 325 мм, зенитный угол  $Z=0^\circ$ .

Наибольшее влияние точностных параметров КА проявляется в точке снимка наиболее удаленной от главной точки ФП. Поэтому расчеты коэффициентов влияния точностных параметров, представленных в таблице 2, проводились для крайней точки ОЭП.

Как видно из таблицы 2 значения коэффициентов влияния различны для разных точностных параметров КА, следовательно, различным будет и влияние разных точностных параметров КА на погрешность привязки снимков. Кроме того, из таблицы видно, что коэффициенты влияния зависят от высоты орбиты КА, а также от зенитного угла наблюдения. В частности значения коэффициентов влияния точностных параметров системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС), целевой аппаратуры и системы синхронизации (№№ 4, 5, 6, 7, 15, 16 в таблице 2) возрастают при увеличении высоты орбиты и значения зенитного угла съемки. Отметим, что коэффициенты влияния параметров СУОС для различных вариантов ИД являются

наибольшими, а следовательно, точностные параметры СУОС наиболее сильно влияют на погрешность привязки космических снимков. Таким образом, можно заключить, что изменением параметров орбиты КА, условий проведения съемки и параметров целевой аппаратуры можно влиять на значение коэффициентов влияния различных точностных параметров КА, а следовательно, и на погрешность привязки космических снимков.

#### Заключение

1. Для координатной привязки космических снимков при помощи аналитического метода необходимо иметь: значение матрицы ориентации визирной системы координат целевой аппаратуры КА, значение радиуса-вектора КА, данных внутреннего ориентирования снимка (координаты главной точки в ФП, фокусное расстояние), расположение матриц ОЭП в ФП, а также данные о высоте рельефа снимаемой местности на момент формирования изображения привязываемого объекта.

2. Погрешность определения координат точек снимка определяется значениями точностных параметров КА, значениями коэффициентов влияния параметров и погрешностью знания высоты рельефа снимаемой местности.

3. Коэффициенты влияния параметров СУОС для различных вариантов ИД являются наибольшими, а следовательно, точностные параметры СУОС наиболее сильно влияют на погрешность привязки космических снимков.

4. Изменением параметров орбиты КА, условий проведения съемки и параметров целевой аппаратуры



ры можно влиять на значение коэффициентов влияния различных точностных параметров КА, а следовательно, и на погрешность привязки космических снимков.

5. Для изменения погрешности привязки снимка необходимо изменить величины компонентов этой погрешности, а именно величину погрешности привязки снимка, обусловленную параметрами КА  $\Delta_{КА}$ , и/или величину погрешности, обусловленную погрешностью знания рельефа местности  $\Delta_{Рельеф}$ . Изменения значения  $\Delta_{Рельеф}$  можно достичь либо изменением условий съемки (зенитного угла), либо изменением погрешности знания высоты рельефа снимаемой местности. Для изменения значения  $\Delta_{КА}$  можно

изменить либо значения точностных параметров, либо изменить значения коэффициентов влияния (изменением параметров орбиты, параметров ОС, условий наблюдения).

#### Список литературы

- 1 Тюфлин Ю. С. Космическая фотограмметрия при изучении планет и спутников. М.: Недра, 1986. С. 100-122.
- 2 Иванов П. А. Основы геодезии, топографии и картографии. М.: Просвещение, 1972. С. 48-50.
- 3 Зайдель А. Н. Ошибки измерений физических величин. Л.: Изд-во Наука, 1974. С. 61.

УДК 678.7:535.23

# ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАНОРАЗМЕРНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ НА ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА РАДИАЦИОННЫХ МОДИФИКАЦИЙ КОМПОЗИТОВ НА ОСНОВЕ ПОЛИТЕТРАФТОРЭТИЛЕНА

**КОНОВА Елена Михайловна**

научный сотрудник\*, E-mail: konova@nifhi.ru;

**ХАТИПОВ Сергей Американович**

доктор физико-математических наук, руководитель научно-технического центра материаловедения, заведующий лабораторией радиационной стойкости полимерных материалов\*,

E-mail: khatipov@nifhi.ru;

**ЦВЕЛЕВ Вячеслав Михайлович**

начальник отдела\*\*;

**АЛЕКСЕЕВ Сергей Владимирович**

кандидат технических наук заместитель начальника отдела\*\*;

**МАРКАЧЕВ Николай Александрович**

кандидат технических наук, начальник комплекса\*\*

*Проведено исследование физико-механических свойств радиационных модификаций композитов на основе политетрафторэтилена (ПТФЭ) с микро- и наноразмерными наполнителями в условиях циклического нагружения. Установлено, что для всех исследованных композитов наблюдается увеличение относительной доли обратимой (упругой) деформации (до двух раз) и увеличение модуля упругости (до двух раз). Получены зависимости суммарной  $\varepsilon_{\Sigma}$  и обратимой  $\varepsilon_{обр}$  деформации от числа циклов нагружения/разгрузки и температуры. Проведен анализ влияния природы наполнителя на физико-механические свойства композитов.*

*Ключевые слова: политетрафторэтилен; нанокompозиты; радиационные модификации; физико-механические свойства.*

## **STUDY OF IMPACT OF NANOFILLERS ON PHYSICAL AND MECHANICAL PROPERTIES OF RADIATION MODIFICATIONS OF COMPOSITES BASED ON POLYTETRAFLUOROETHYLENE**

**E.M. Konova, S.A. Khatipov, V.M. Tsvelev, S.V. Alekseev, N.A. Markachev**

*A study of physical and mechanical properties of radiation modification composites based on polytetrafluoroethylene (PTFE) with micro- and nanofillers under cyclic loading has been carried out. It has been found that all studied composites show an increase of relative proportion of reversible (elastic) deformation (up to 2 times) and increase of elastic modulus (up to 2 times). The dependencies of total and reversible strain on the number of cycles of loading/unloading and temperature was obtained. The impact of the filler's nature on the composites' physical and mechanical properties has been analyzed.*

*Key words: polytetrafluoroethylene; nanocomposites; radiation modifications; physical and mechanical properties.*

---

\*ФГУП «НИФХИ им. Л.Я. Карпова», Россия, г. Москва.

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

Радиационное модифицирование политетрафторэтилена (ПТФЭ) или фторопласта гамма-излучением позволяет получить радиационно-стойкие модификации [1-5]. Радиационные модификации ПТФЭ сохраняют антифрикционные, диэлектрические, термические и химические свойства на уровне исходного полимера, но приобретают высокую износостойкость, низкую ползучесть и высокую радиационную стойкость, что позволило применить указанный материал в конструкции КА «Спектр-Р», «Электро», «Спектр-УФ», МКА-ФКИ, и др. Все вышесказанное относится к ненаполненным модификациям ПТФЭ. С целью расширения областей применения новых материалов значительный интерес представляет получение композитов на основе радиационных модификаций ПТФЭ, которые обладали бы заданным и регулируемым набором вязкоупругих свойств. Это может решить проблему эластичных вытеснительных устройств двигательных установок, мембран и др.

В настоящей работе представлены результаты сравнительного исследования композитов на основе радиационных модификаций ПТФЭ, полученных с использованием микро- и наноразмерных наполнителей, различающихся как химическим, так и дисперсным составом.

## 1 Экспериментальная часть

**Объекты исследования.** Образцы композитов на основе ПТФЭ и наноразмерных частиц (ультрадисперсных детонационных наноалмазов, оксидов металлов  $ZrO_2$  и  $Al_2O_3$ ) изготавливали по стандартной технологии сухого смешения порошков, прессования по холоду (25-30 МПа) и спекания ( $380^{\circ}C$ ). Данная технология применяется в промышленном масштабе для получения композитов на основе ПТФЭ. Для приготовления композитов использовали порошки наноалмазов российского производства, синтезированные методом детонации взрывчатых веществ в замкнутом объеме в инертной среде с последующей экстракцией из углеродной шихты примесей и неалмазных форм углерода. Средний размер частиц порошка наноалмазов находится вблизи 5 нм. Порошки диоксида циркония и оксида алюминия также приобретены у российского производителя. Диоксид циркония представляет собой высокопористый порошок, частицы которого имеют сфероподобную форму с выраженной огранкой. Размер частиц 20-50 нм и связываются между собой перешейками в агломераты. Нанопорошок оксида алюминия также имеет сферическую форму частиц размером 50-300 нм, которые разделены между собой и не агломерируют.

Для исследования свойств композитов, наполненных микро- и наноразмерными частицами (кокса, углево-

локна, стекловолокна, графита и оксида кобальта), использовались промышленно выпускаемые стандартные композиты марок Ф4К20, Ф4С15, Ф4УВ15, АФГ80ВС и Ф4КС2, содержащие 20% кокса, 15% стекловолокна, 15% углеволокна, 20% графита и 2% оксида кобальта соответственно. Дисперсный состав порошков кокса, углеволокна, стекловолокна, графита и оксида кобальта при промышленном производстве не нормируется и находится в очень широком интервале значений - от десятков до сотен микрометров.

**Методы.** Исследование физико-механических характеристик проводили на универсальной испытательной машине Инстрон 3365. Для исследования деформационных кривых при циклическом нагружении изготавливали цилиндрические образцы диаметром 10 мм и высотой 15 мм. Максимальная и минимальная нагрузки в цикле составляли соответственно 25.0 и 0.1 МПа при скорости нагружения/разгрузки 5 МПа/мин.

Определение модуля упругости на сжатие проводили в соответствии с ГОСТ 9550-81. Геометрические размеры образцов перед испытанием измерялись микрометром МК С 25 с дискретностью показаний 1 мкм и пределом допускаемой погрешности 4 мкм. Скорость сближения площадок испытательной машины составляла 0.25 %/мин. Нагружение образцов проводилось до 1% относительной деформации.

Регистрация величин нагрузки и деформации на испытательной машине Инстрон 3365 и расчет измеряемых параметров осуществлялась в непрерывном автоматическом режиме с выводом на дисплей.

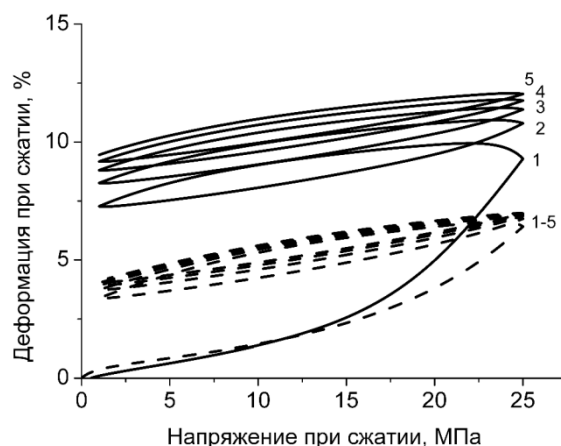
Радиационное модифицирование композитов проводили гамма-квантами ( $^{60}Co$ ) при температуре выше точки плавления кристаллитов ПТФЭ при поглощенной дозе 20 Мрад.

## 2 Результаты и обсуждение

### Композиты с микро- и наноразмерными наполнителями.

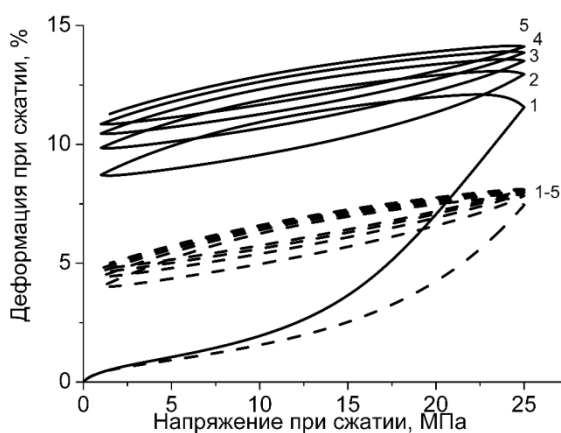
На рисунках 1-5 представлены деформационные кривые композитов для пяти циклов воздействия нагрузки/разгрузки.

Данный режим испытаний позволяет получить информацию о соотношении упругой и неупругой составляющих деформации при заданной нагрузке и, следовательно, о ползучести материала. Очевидно, что в области упругих деформаций кривые нагружения и разгрузки должны в точности совпадать друг с другом. При наличии неупругих деформаций накапливается остаточная деформация и соответствующие кривые расходятся. Из рисунков 1-5 видно, что все исследуемые материалы обладают ползучестью, приводящей к накоплению остаточной деформации. Деформационные кривые имеют вид восходящей спирали.



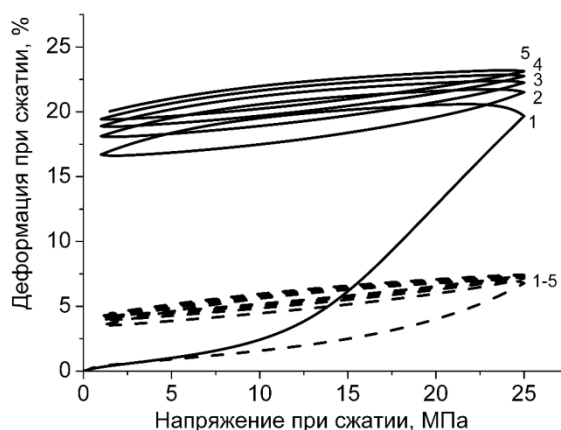
Сплошная кривая - исходный Φ4K20; пунктирная кривая - Φ4K20PM;  
1, 2, 3, 4, 5 - номера циклов.

Рисунок 1. Деформационные кривые при циклическом нагружении (5 МПа/мин) исходной и радиационно-модифицированной композиции Φ4K20



Сплошная кривая - исходный Φ4УВ15; пунктирная кривая - Φ4УВ15PM;  
1, 2, 3, 4, 5 – номера циклов.

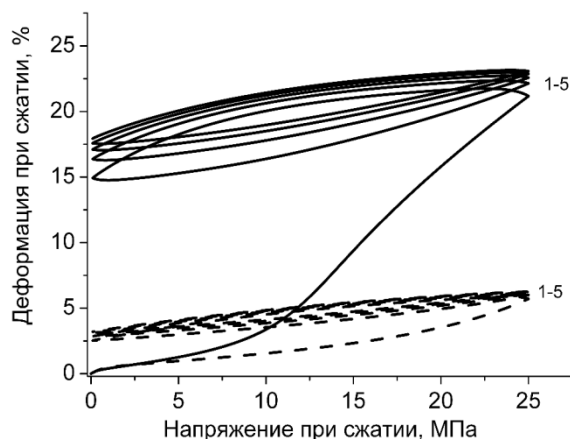
Рисунок 2. Деформационные кривые при циклическом нагружении (5 МПа/мин) исходной и радиационно-модифицированной композиции Φ4УВ15



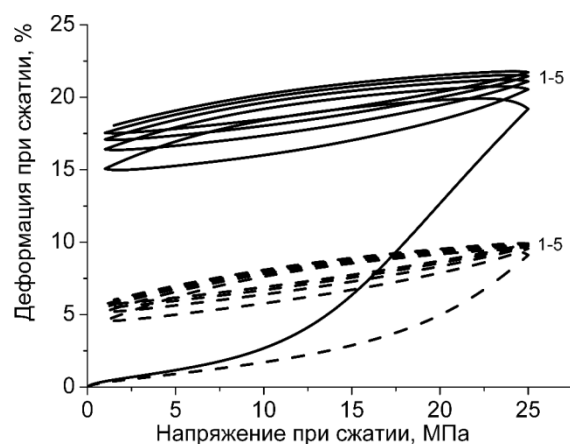
Сплошная кривая - исходный Φ4С15;  
пунктирная кривая - Φ4С15PM; 1, 2, 3, 4, 5 – номера циклов.

Рисунок 3. Деформационные кривые при циклическом нагружении (5 МПа/мин) исходной и радиационно-модифицированной композиции Φ4С15





Сплошная кривая - исходный АФГ80ВС; пунктирная кривая - АФГ80ВС-РМ; 1, 2, 3, 4, 5 – номера циклов.  
Рисунок 4. Деформационные кривые при циклическом нагружении (5 МПа/мин) исходной и радиационно-модифицированной композиции АФГ80ВС



Сплошная кривая - исходный Ф4КС2; пунктирная кривая - Ф4КС2РМ;  
1, 2, 3, 4, 5 – номера циклов.

Рисунок 5. Деформационные кривые при циклическом нагружении (5 МПа/мин) исходной и радиационно-модифицированной композиции Ф4КС2

После достижения максимальной деформации в процессе первого цикла нагружения и снижения нагрузки до минимального значения первоначальный размер образца не восстанавливается, т.е. возникает неупругая (или медленнообратимая) пластическая деформация.

На величину ползучести оказывают существенное влияние как тип наполнителя, так и радиационная обработка. Наибольшей суммарной  $\epsilon_{\Sigma}$  (и необратимой) деформацией после пяти циклов нагружения/разгрузки из представленных исходных (необлученных) композитов обладают Ф4КС2, АФГ80ВС, Ф4С15. Композиты Ф4К20 и Ф4УВ15 имеют приблизительно в два раза более низкие значения суммарной и остаточной деформации. Полученный результат объясняется тем, что композиты АФГ80ВС и

Ф4С15 содержат более мягкие (и хрупкие) наполнители (конструкционный графит и стекловолокно) по сравнению с Ф4К20 и Ф4УВ15 (кокс и углеволокно). Низкие деформационные характеристики Ф4КС2 объясняются малым содержанием наполнителя (2%). Деформационные кривые Ф4КС2 близки к таковым для исходного ненаполненного ПТФЭ [1]. Во всех случаях необратимая деформация накапливается, т.е. возрастает с увеличением количества циклов нагружения/разгрузки.

Воздействие радиации приводит к снижению  $\epsilon_{\Sigma}$  и ее необратимой части  $\epsilon_{необр}$  приблизительно в два раза. При этом относительная доля обратимой (упругой) деформации по отношению к суммарной деформации также увеличивается до 2 раз (таблица 1).

**Таблица 1- Деформационные характеристики композиционных материалов на основе ПТФЭ и микроразмерных наполнителей до и после радиационного модифицирования**

| Образец                                | $\varepsilon_{\Sigma}$ , % (после пяти циклов) | $\varepsilon_{обр}$ , % | $\varepsilon_{обр}/\varepsilon_{\Sigma}$ , % (после пяти циклов) | Модуль упругости при сжатии E, МПа |
|----------------------------------------|------------------------------------------------|-------------------------|------------------------------------------------------------------|------------------------------------|
| Исходные композиты                     |                                                |                         |                                                                  |                                    |
| Ф4К20 исходный                         | 12.1                                           | 2.6                     | 0.21                                                             | 720                                |
| Ф4УВ15 исходный                        | 14.1                                           | 2.9                     | 0.21                                                             | 600                                |
| Ф4С15 исходный                         | 23.1                                           | 3.2                     | 0.14                                                             | 560                                |
| АФГ80ВС исходный                       | 23.1                                           | 5.2                     | 0.23                                                             | 480                                |
| Ф4КС2 исходный                         | 21.7                                           | 3.8                     | 0.18                                                             | 370                                |
| Радиационно-модифицированные композиты |                                                |                         |                                                                  |                                    |
| Ф4К20РМ                                | 7.0                                            | 2.9                     | 0.41                                                             | 890                                |
| Ф4УВ15РМ                               | 8.1                                            | 3.2                     | 0.40                                                             | 870                                |
| Ф4С15РМ                                | 7.4                                            | 3.1                     | 0.42                                                             | 790                                |
| АФГ80ВСРМ                              | 6.2                                            | 3.0                     | 0.48                                                             | 890                                |
| Ф4КС2РМ                                | 9.9                                            | 4.0                     | 0.40                                                             | 600                                |

Деформационные характеристики радиационных модификаций Ф4К20, Ф4С15, Ф4УВ15, АФГ80ВС и Ф4КС2 в выбранном режиме испытаний мало отличаются между собой, за исключением несколько более низких значений  $\varepsilon_{\Sigma}$  и  $\varepsilon_{необр}$  для композитов с более мягкими наполнителями Ф4С15 и АФГ80ВС.

Влияние исследуемых микроразмерных наполнителей на величину модуля упругости для исходных необлученных композитов во многом сходно с рассмотренным выше влиянием на деформационные свойства при циклическом нагружении. Модуль упругости уменьшается в ряду Ф4К20, Ф4С15, Ф4УВ15, АФГ80ВС и Ф4КС2 (см. таблицу 1), так же, как суммарная деформация  $\varepsilon_{\Sigma}$  при циклировании. Вместе с тем, судя по виду деформационных кривых, основной вклад в величину  $\varepsilon_{\Sigma}$  вносит ее необратимая часть, т.е. ползучесть. Ползучесть и упругие свойства связаны с разными процессами: в первом случае это диссипативные (статистические) процессы, во втором – взаимодействие в поле потенциальных сил. Поэтому можно сделать вывод о том,

что обнаруженная корреляция должна быть опосредована каким-либо дополнительным фактором. Таким фактором может являться взаимодействие частиц наполнителя с полимерной матрицей, приводящее к снижению молекулярной подвижности и увеличению вязкости системы. Тогда наблюдаемая корреляция хорошо объясняется. Увеличение твердости частиц наполнителя приводит к увеличению одновременно и модуля упругости, и ползучести.

Радиационное модифицирование приводит к увеличению модуля упругости. При этом, в общем, следует отметить, что степень влияния радиации на упругие свойства композитов выше в случае более мягких наполнителей графита и стекловолокна.

Интересно отметить, что при повышенной температуре (+150° С) превосходство по вязкоупругим свойствам радиационно-модифицированного композита (Ф4К20РМ) по отношению к исходному, еще более увеличивается: доля обратимой деформации в общей увеличивается с 18 до 49% (таблица 2).

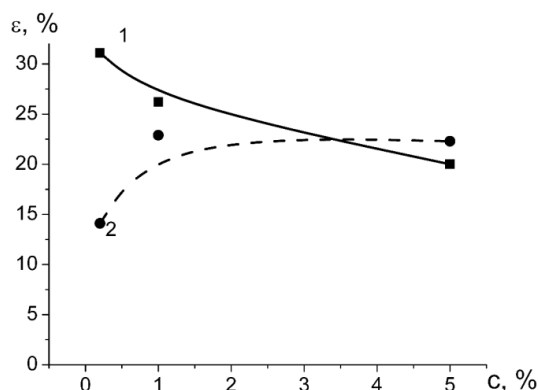
**Таблица 2 - Деформационные характеристики композита Ф4К20 при повышенной температуре (t = +250° С до и после радиационного модифицирования)**

| Образец                  | $\varepsilon_{\Sigma}$ , % (после пяти циклов) | $\varepsilon_{обр}$ , % | $\varepsilon_{обр}/\varepsilon_{\Sigma}$ (после пяти циклов) |
|--------------------------|------------------------------------------------|-------------------------|--------------------------------------------------------------|
| Ф4К20 исходный           | 49.5                                           | 8.7                     | 0.18                                                         |
| Ф4К20РМ модифицированный | 21.5                                           | 10.6                    | 0.49                                                         |

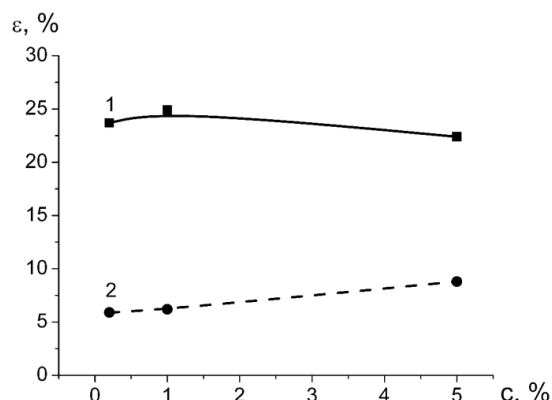
### Композиты с наноразмерными наполнителями.

На рисунках 6-8 представлены зависимости суммарной деформации  $\varepsilon_{\Sigma}$  композитов с ультрадисперсными наполнителями от их концентрации после воздействия на образец пяти циклов нагружения (максимальная нагрузка в цикле 25 МПа, скорость нагружения 5 МПа/мин).

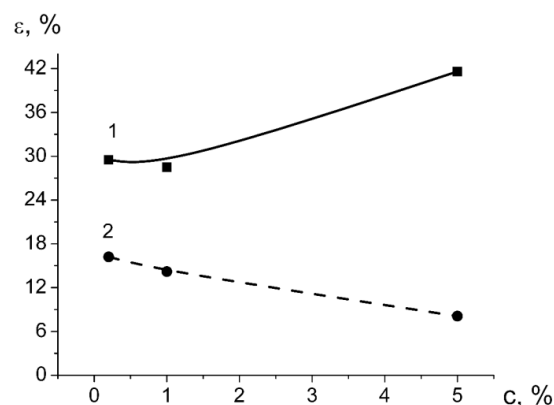
Для сравнения на рисунках приведены кривые для исходных и радиационно-модифицированных образцов. Видно, что увеличение концентрации наноалмазов в интервале 0.1-5% ведет к снижению  $\varepsilon_{\Sigma}$  и, соответственно, ползучести образца. В том же интервале концентраций оксид алюминия влияет незначительно, тогда как оксид циркония существенно увеличивает суммарную деформацию образца. Сравнение деформационных свойств нанокompозитов при концентрации 5% (таблица 3) показывает, что УДА/ПТФЭ и  $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{ПТФЭ}$  близки между собой, в то время как нанокompозит  $\text{ZrO}_2/\text{ПТФЭ}$  имеет приблизительно в два раза большие значения  $\varepsilon_{\Sigma}$  и в три раза меньшие значения относительной доли обратимой ее части.



1 – исходный; 2 – радиационно-модифицированный.  
Рисунок 6. Зависимость суммарной деформации  $\varepsilon_{\Sigma}$  при циклическом нагружении (5МПа/мин), достигаемой за пять циклов нагружения/разгрузки, для композита на основе ПТФЭ и ультрадисперсных наноалмазов (УДА/ПТФЭ) до и после радиационной обработки ( $^{60}\text{Co}$ , 20 Мрад)



1 – исходный; 2 – радиационно-модифицированный.  
Рисунок 7. Зависимость суммарной деформации  $\varepsilon_{\Sigma}$  при циклическом нагружении (5МПа/мин), достигаемой за пять циклов нагружения/разгрузки, для композита на основе ПТФЭ и ультрадисперсного оксида алюминия ( $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{ПТФЭ}$ ) до и после радиационной обработки  $^{60}\text{Co}$ , 20 Мрад)



1 – исходный; 2 – радиационно-модифицированный.  
Рисунок 8. Зависимость суммарной деформации  $\varepsilon_{\Sigma}$  при циклическом нагружении (5МПа/мин), достигаемой за пять циклов нагружения/разгрузки, для композита на основе ПТФЭ и ультрадисперсного оксида циркония ( $\text{ZrO}_2/\text{ПТФЭ}$ ) до и после радиационной обработки  $^{60}\text{Co}$ , 20 Мрад)

Таблица 3 - Деформационные характеристики композиционных материалов на основе ПТФЭ и наноразмерных наполнителей до и после радиационного модифицирования

| Параметр                                                                | Исходные композиции          |                                     |                            | Радиационно-модифицированные композиции |                                     |                            |
|-------------------------------------------------------------------------|------------------------------|-------------------------------------|----------------------------|-----------------------------------------|-------------------------------------|----------------------------|
|                                                                         | УДА/ПТФЭ                     | $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{ПТФЭ}$ | $\text{ZrO}_2/\text{ПТФЭ}$ | УДА/ПТФЭ                                | $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{ПТФЭ}$ | $\text{ZrO}_2/\text{ПТФЭ}$ |
|                                                                         | Концентрация наполнителя 5 % |                                     |                            |                                         |                                     |                            |
| $\varepsilon_{\Sigma}, \%$ (после пяти циклов)                          | 20.0                         | 22.1                                | 41.6                       | 14.9                                    | 9.6                                 | 8.1                        |
| $\varepsilon_{\text{обр}}, \%$                                          | 3.1                          | 3.6                                 | 2.2                        | 3.5                                     | 3.5                                 | 4.5                        |
| $\varepsilon_{\text{обр}} / \varepsilon_{\Sigma}$ , (после пяти циклов) | 0.16                         | 0.16                                | 0.05                       | 0.23                                    | 0.36                                | 0.56                       |
| Модуль упругости при сжатии E, МПа                                      | 450                          | 360                                 | 340                        | 610                                     | 600                                 | 590                        |

После радиационного модифицирования ползучесть и суммарная деформация исследуемых нанокомпозитов при циклической нагрузке резко снижается (см. рисунки 6-8). При этом обнаружено, что концентрационные зависимости  $\varepsilon_{\Sigma}$  радиационных модификаций зависят от природы наполнителя. Увеличение концентрации частиц наноалмазов и оксида алюминия ведет к увеличению ползучести, тогда как для оксида циркония эта зависимость противоположна: в интервале концентраций 0.1-5  $\varepsilon_{\Sigma}$  происходит снижение приблизительно в два раза. В отличие от исходных образцов нанокомпозит  $ZrO_2/ПТФЭ$  при содержании наполнителя 5% имеет наилучшие характеристики. Суммарная деформация при циклировании снижается, а доля обратимой деформации в ряду нанокомпозитов  $УДА/ПТФЭ$ ,  $Al_2O_3/ПТФЭ$ ,  $ZrO_2/ПТФЭ$  увеличивается.

В результате радиационного модифицирования модуль упругости нанокомпозитов увеличивается почти в два раза и не зависит от типа исследованных наночастиц наполнителя.

#### Выводы

Таким образом, воздействие радиации на исследуемые микро- и наноразмерные композиты при температуре выше точки плавления кристаллитов ПТФЭ приводит к значительному снижению параметров ползучести и увеличению модуля упругости.

Специфика влияния микроразмерных наполнителей на вязкоупругие свойства, проявляющаяся в исходных образцах промышленных композитов, нивелируется после радиационной обработки.

Скорость ползучести и упругие свойства радиационных модификаций  $Ф4К20$ ,  $Ф4С15$ ,  $Ф4УВ15$  и  $АФГ80ВС$  близки между собой, за исключением  $Ф4КС2$ , имеющего более низкие значения модуля упругости за счет пониженного содержания наполнителя. Особенностью влияния наноразмерных наполнителей является антибатная концентрационная

зависимость суммарной деформации (и ползучести) для исходных и радиационно-модифицированных композитов. Наилучшие вязкоупругие характеристики после радиационной модификации достигаются для промышленного композита  $АФГ80ВС$  и нанокомпозита  $ZrO_2/ПТФЭ$ .

Полученные радиационные модификации композитов на основе ПТФЭ являются перспективными материалами для использования в условиях космического пространства, поскольку обладают радиационной стойкостью не ниже, чем ненаполненные модификации ПТФЭ.

#### Список литературы

- 1 Хатилов С.А., Цвелев В.М., Алексеев С.В. Материалы нового поколения на основе радиационно-модифицированного политетрафторэтилена // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов/ под ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. М.: Блок-Информ-Экспресс, 2005. Вып. 6. 239 с.
- 2 Хатилов С.А. Радиационная стойкость полимеров в условиях космического пространства (обзор) // Модель космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: Изд-во Книжный дом Университет, 2007. С. 414 – 436.
- 3 Хатилов С.А., Конова Е.М., Артамонов Н.А. Радиационно-модифицированный политетрафторэтилен: структура и свойства // Российский химический журнал (Журнал Российского химического общества им. Д.И. Менделеева), 2008. Т. 52. № 5. С. 64–72.
- 4 Oshima A., Tabata Y., Kudoh H., Seguchi T. Radiation induced crosslinking of polytetrafluoroethylene // Rad. Phys. Chem., 1995. Vol. 45. № 2. P. 269–273.
- 5 Radiation-induced branching and crosslinking of poly(tetrafluoroethylene) (PTFE) / U. Lappan [et al.] // Nucl. Instrum. Methods Phys. Res., 2001. Vol. 185. Nos. 1–4. P. 178–183.

\*\*\*

Издатель

Ордена Ленина, дважды орденов Трудового Красного Знамени

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Редактор *Ефанов В.В.*

Технический редактор *Шевалев И.Л.*

Корректоры *Винниченко М.С., Пригородова Н.В.*

Оформление обложки: *Давыдов В.М., Шевалев И.Л.*

Подписано в печать 04.07.2011. Формат 60x84 /<sub>8</sub>.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Объем 8.0 печ. л.

Тираж 500 экз. Зак.....

Отпечатано с готового оригинал-макета

в типографии ООО «Полстар» (МАИ),

Волоколамское ш., д.4, Москва А-80, ГСП-3 125993