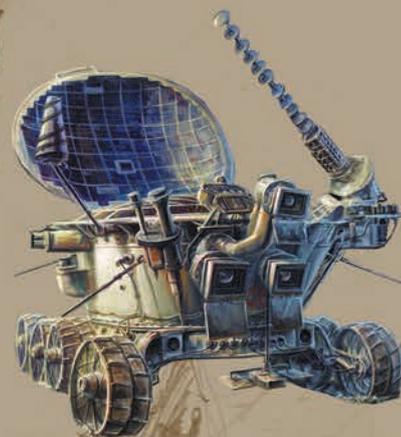
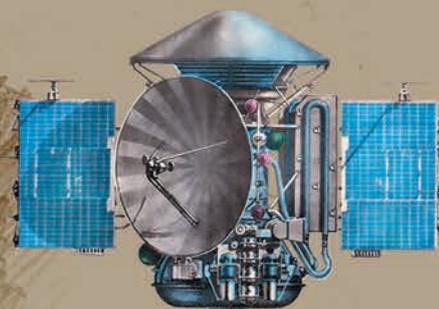
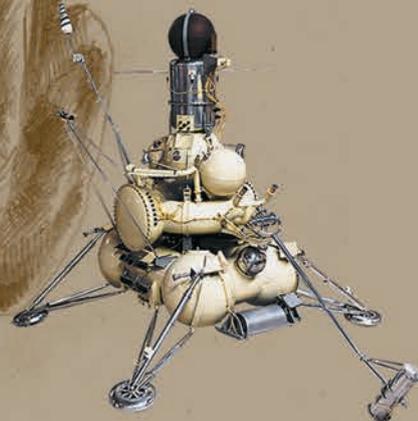
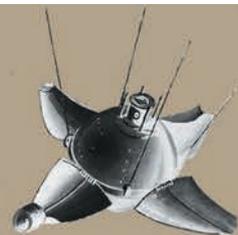


105 ЛЕТ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ ГЕОРГИЯ НИКОЛАЕВИЧА БАБАКИНА

13 ноября этого года исполнилось 105 лет со дня рождения выдающегося учёного и главного конструктора автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований, героя социалистического труда, лауреата Ленинской премии, члена-корреспондента АН СССР Георгия Николаевича Бабакина.

Созданные им уникальные межпланетные станции завоевали для страны мировые космические приоритеты:

- мягкая посадка на поверхность Луны («ЛУНА-9», 13 января 1966);
- искусственный спутник Луны («ЛУНА-10», 31 марта 1966);
- мягкая посадка на поверхность Венеры («ВЕНЕРА-7», 17 августа 1970);
- доставка на Землю образцов лунного реголита («ЛУНА-16», 12 сентября 1970);
- доставка автоматической мобильной лаборатории («ЛУНОХОД-1», 10 ноября 1970);
- мягкая посадка на Марс («МАРС-3», 28 мая 1971).



РОССИЙСКАЯ ЛУННАЯ ПРОГРАММА

реализуемая
НПО ЛАВОЧКИНА

ЛУНА-25

2021
отработка
мягкой посадки
в высоких широтах

ЛУНА-26

2024
высокодетальная съёмка Луны
с орбиты её искусственного
спутника, связь с посадочными
аппаратами, дистанционная
разведка лунных ресурсов

ЛУНА-27

2025
высокоточная
посадка
в окрестности
южных полярных
широт (~80°)
криогенное взятие
проб грунта
с глубины, где могут
сохраниться летучие
соединения

ЛУНА-28

2027+
стратегическая
миссия,
посвященная
криогенному
глубинному бурению
лунного реголита
в полярных широтах,
с луноходом
среднего класса
массой ~300 кг,
с облегченной ГЗУ
(~15 кг)

с о д е р ж а н и е

Редакционная статья:
Бабакин Георгий Николаевич 3
Шугаров А.С., Сачков М.Е., Саванов И.С., Сю Бочян, Ю Фунан, Гао Юан, Ванг Шуайхей, Жю Гуохао, Джанг Чюнюе
Проект китайско-российского телескопа, собираемого на орбите (OAST) 6
Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И., Порешнев А.Ю., Жумаханов Н.Б., Яковлев Б.Д.
Реализация концепции создания системы двойного запуска космических аппаратов в составе РБ типа «Фрегат» 11
Вернигора Л.В., Казмерчук П.В.
Оптимизация некомпланарных перелётов с малой тягой методом линеаризации 19
Назаров А.Е.
Обеспечение динамической устойчивости спутниковых систем непрерывного обслуживания на высокоэллиптических орбитах типа «Молния» 27
Моисеев А.А., Шостак С.В.
К вопросу создания трансформируемых конструкций космических телескопов 36
Малышев В.В., Разумов Д.А.
Концепция применения системно-ориентированного проектирования и виртуальных испытаний изделий в космической промышленности 41
Бабакон А.В., Финченко В.С.
Численное моделирование аэродинамики лобового аэродинамического экрана спускаемого аппарата проекта «ЭКЗОМАРС» и анализ структуры потока в донной области и ближнем следе 45
Колобов А.Ю., Блинов Д.С., Дикун Е.А.
Определение надёжности средств выведения с использованием априорной информации 52
Петров А.С., Прилуцкий А.А., Чиков В.А., Волченков А.С.
К вопросу расчёта геометрического разрешения и энергетического потенциала космического радиолокатора с синтезированной апертурой, расположенного на геосинхронной орбите и работающего в бистатическом режиме 56
Пономарев К.Е., Строганов А.М., Стрельников И.В.
Разработка технологии пайки трубопроводов малого диаметра из алюминиевых сплавов и разнородных материалов 67

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
- журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspaces.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать)
© АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

адрес редакции: 141402 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефоны: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
факс: (495) 572 00 68
адрес электронной почты: VESTNIK@LSPACE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

главный редактор –
к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**
заместитель главного редактора –
д.т.н., профессор **В.В. Ефанов**
редакционная коллегия
чл. СХ СССР, России **В.М. Давыдов**
д.т.н. **К.А. Занин**
д.т.н. **А.А. Иванков**
к.т.н. **А.А. Моисеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
А.В. Савченко
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет

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

журнал является рецензируемым изданием

у ч р е д и т е л ь

АО «НПО ЛАВОЧКИНА».

журнал зарегистрирован
в Федеральной
службе по надзору в сфере связи
и массовых коммуникаций.
адрес учредителя и издателя
совпадает с адресом редакции.
свидетельство ПИ № ФС 77-72311
от 01 февраля 2018 г.

ISSN 2075-6941



19004



9 772075 694002

chief editor –
c.sc. (ec.) **Kh.Zh. Karchayev**
 deputy chief editor –
d.eng., professor **V.V. Efanov**
editorial board
 member of
 UA USSR, URA **V.M. Davydov**
d.eng. **K.A. Zanin**
d.eng. **A.A. Ivankov**
c.sc. (eng.) **A.A. Moisheev**
d.eng. **A.E. Nazarov**
A.V. Savchenko
d.eng., professor **S.N. Shevchenko**
c.sc. (eng.) **A.E. Shirshakov**

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

**the journal is a reviewed
 publication**

f o u n d e r
 «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

the journal is registered
 in Federal Service
 for telecommunications and
 mass media oversight.
 address of the founder and
 the publisher is the same as of
 the editorial office.
 certificate ПИ № ФС 77-72311
 dated February 01, 2018

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

Editorial article:
 Babakin Georgy Nikolaevich 3
Shugarov A.S., Sachkov M.E., Savanov I.S., Xu Boqian, Yu Funan, Gao Yan, Wang Shuaihui, Ju Guohao, Zhang Chunyue
 The conceptual design of China-Russia On-orbit Assembling
 Space Telescope (OAST) 6
Ishin S.V., Vikulenkov V.P., Fedoskin D.I., Poreshnev A.Yu., Jumahanov N.B., Yakovlev B.D.
 Implementation of the spacecraft double launch system concept as
 a part of the Upper Stages of Fregat family 11
Vernigora L.V., Kazmerchuk P.V.
 Optimization of trajectories of low thrust spacecrafts
 by a linearization method 19
Nazarov A.E.
 Dynamic stability of the continuous service satellite systems
 on high-elliptical Molniya type orbits 27
Moisheev A.A., Shostak S.V.
 The issue of development of transformable
 space telescopes' structures 36
Malyshv V.V., Razumov D.A.
 The application concept of system-oriented engineering
 and virtual testing in space industry 41
Babakov A.V., Finchenko V.S.
 Numerical simulation of aerodynamics and analysis
 of flow pattern in near wake over descent vehicles frontal
 aerodynamic screen of project EXOMARS 45
Kolobov A.Yu., Blinov D.S., Dikun E.V.
 Determination of reliability of means of excretion with use
 of a priori information 52
Petrov A.S., Prilutskiy A.A., Chikov V.A., Volchenkov A.S.
 About calculation of geometric resolution and energy potential
 of space radar with synthesized aperture located in geosynchronous
 orbit and operating in bistatic mode 56
Ponomaryov K.E., Stroganov A.M., Strelnikov I.V.
 Development of technology for soldering small diameter
 pipelines from aluminum alloys and dissimilar materials 67

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, in the group of the scientific categories 05.07.00 aviation and rocket-space technologies
- the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA»
- post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspacе.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)
 © «LAVOCHKIN ASSOCIATION» © article writers

**scientific and technical quarterly journal
 published since 2009**

editorial office address: 141402 Moscow region, Khimki,
 Leningradskaya str., 24
 phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
 fax: (495) 572 00 68
 e-mail: VESTNIK@LSPACE.RU
 internet: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

В 2014 году в связи со 100-летием со дня рождения Георгия Николаевича Бабакина в журнале «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» № 4 была опубликована статья о его творческом пути, написанная академиком РАН Михаилом Яковлевичем Маровым. Эта публикация актуальна и в настоящее время, поэтому приводим её по случаю 105-летия со дня рождения Георгия Николаевича практически без сокращений.

ГЕОРГИЙ НИКОЛАЕВИЧ БАБАКИН

Чем дальше в историю уходит удивительный по своей насыщенности дерзновенными проектами и выдающимися открытиями период 1960–70-х годов прошлого столетия, тем острее осознаешь свою счастливую сопричастность этому незабываемому времени и радость общения со многими замечательными людьми – учёными и конструкторами, с кем довелось вместе работать над решением сложнейших научных и технических проблем. К таким людям, несомненно, принадлежал Георгий Николаевич Бабакин.

Период нашего знакомства и тесного общения пришёлся на чрезвычайно активную и плодотворную пору в изучении Луны и планет Солнечной системы с середины 1960 года до конца 1970 года, когда государство энергично поддерживало эти исследования, и Советский Союз занимал здесь ведущие позиции. Возглавляя отдел планетных исследований и аэронавтики в Институте прикладной математики АН СССР (ныне ИПМ им. М.В. Келдыша РАН), я одновременно активно участвовал в разработке и осуществлении программы космических исследований в стране, будучи Учёным секретарём Межведомственного научно-технического совета по космическим исследованиям (МНТС по КИ при АН СССР), на который были возложены эти ответственные задачи. Возглавлял Совет Президент Академии наук СССР академик М.В. Келдыш, он же был директором созданного им в начале 1950-х годов ИПМ. В состав МНТС по КИ входили крупные учёные и Главные конструкторы, в их числе был Г.Н. Бабакин.

Он, можно сказать, стремительно «ворвался в космос», когда в 1965 году распоряжением Правительства работы по лунно-планетным исследованиям были переданы из ОКБ С.П. Королева в НПО им. С.А. Лавочкина, а Г.Н. Бабакин был назначен Главным конструктором. Громадный технический опыт и высокая производственная культура авиационного предприятия – создателя легендарных истребителей «Ла», а затем беспилотного комплекса «Буря», позволили в кратчайшие сроки успешно продолжить лунную программу Е6, и уже в январе 1966 года автоматическая станция «ЛУНА-9» осуществила



мягкую посадку на Луну, передав на Землю высококачественную панораму её поверхности и определив механические свойства лунного грунта. Следующей после «ЛУНЫ-9» крупной вехой в изучении Луны стало создание и успешный запуск её первого искусственного спутника – станции «ЛУНА-10», с борта которой был определён характер поверхностных лунных пород путём измерения естественной радиоактивности содержащихся в них урана, тория и калия. По своему составу лунные породы оказались хорошо известными аналогами земных базальтов, в отличие от предполагавшихся распространённых на земле гранитов. В совокупности с данными по отражательной способности (альбедо) различных областей Луны это позволило существенно уточнить лунную геологическую карту.

Особую остроту вопросы отечественной лунной программы приобрели после того, как стал очевидным наш проигрыш США в гонке за высадку человека на Луну. Надо было что-то срочно противопоставить американцам, поскольку это имело важное политическое значение. И здесь на первое

место вышло КБ Г.Н. Бабакина. По его предложению, активно поддержанному М.В. Келдышем и получившему одобрение руководства страны, срочно стало создаваться новое поколение лунных аппаратов для автоматического забора лунного грунта и дистанционного управления с Земли самоходной тележкой. Полёты наших автоматических станций «ЛУНА-16, -20, -24», доставивших образцы лунных пород из морских и материковых районов Луны, многомесячная работа передвижных лабораторий «ЛУНОХОД-1, -2», внесли громадный вклад в изучение нашего естественного спутника и системы Земля-Луна. Сами же аппараты по своему техническому совершенству оказались уникальными, эксперимент по автоматическому забору лунного вещества до сих пор не повторен нигде в мире.

День 24 сентября 1970 года, когда автоматическая станция «ЛУНА-16» доставила на Землю контейнер с образцами лунных пород из Моря Изобилия, стал поистине историческим. Помню сияющие счастьем глаза Георгия Николаевича, проведшего у себя в кабинете несколько бессонных ночей, его слегка растерянный голос, когда ему позвонил и позддравил с успехом Секретарь ЦК КПСС Д.Ф. Устинов.

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

Наша успешная многолетняя программа исследований Венеры началась с исторического полёта автоматической станции «ВЕНЕРА-4» в октябре 1967 года, спускаемый аппарат которой совершил спуск на парашюте в атмосфере этой планеты на ночной стороне. Впервые в мире были измерены и переданы на Землю уникальные научные данные о температуре, давлении, плотности

и химическом составе её газовой оболочки. Они привели к открытию у Венеры чрезвычайно плотной горячей атмосферы, состоящей почти целиком из углекислого газа, практически лишённой кислорода и воды, с температурой у поверхности около 500°C и давлением почти 100 атм. Таким образом, вопреки существовавшим ожиданиям, к Земле планета оказалась совершенно не похожей на Землю.

Станции «ВЕНЕРА-4...-6» были рассчитаны на ориентировочные значения давления и температуру атмосферы Венеры, которые были неизвестны и оказались значительно выше ожидаемых. Поэтому спускаемые аппараты были попросту раздавлены чудовищным давлением окружающей среды, заканчивая научные измерения на высоте около 20 км над поверхностью. Первым аппаратом, успешно достигшим поверхности, была «ВЕНЕРА-7». С этого полёта, который был не совсем удачным из-за неполного раскрытия парашюта, начались посадки наших спускаемых аппаратов на дневную сторону Венеры. На необходимости решения этой сложной научно-технической задачи настаивал М.В. Келдыш, и я несколько раз обсуждал пути её решения с Г.Н. Бабакиным. Помню, как в один из своих приездов в его КБ осенью 1969 года, где я в те годы бывал практически ежедневно, зайдя в кабинет Георгия Николаевича, я застал его склонившимся над чертежами в окружении сотрудников. Увидев меня, он выпрямился и произнес: «Ну, есть тебе дневная сторона!». Решение проблемы, упиравшееся в обеспечение надёжности радиосвязи с Землёй посадочного аппарата из района утреннего терминатора почти на краю диска планеты (у лимба), было нетрадиционным и найдено специалистами благодаря объявленному Г.Н. Бабакиным денежному вознаграждению за лучшую идею. И она была найдена – предложена дополнительная (дублирующая основную) антенна почти с горизонтальной диаграммой направленности, отстреливаемая от аппарата после его посадки – мы называли её «сковородкой». Аналогичная конструкция использовалась и в 1972 году на «ВЕНЕРЕ-8», полностью выполнившей намеченную программу исследований.

Оригинальные конструкторские разработки и технические решения обеспечили на многие годы вперёд наше безусловное лидерство в исследованиях Венеры, в том числе с использованием космических аппаратов нового поколения. Во многом это было predetermined огромным вниманием, которое Г.Н. Бабакин уделял тщательной наземной отработке изделий. По нашей с В.С. Авдуевским инициативе, при всесторонней поддержке Г.Н. Бабакина, на территории ОКБ и завода был создан специальный стенд (своего рода автоклав), на котором полностью

имитировались условия спуска посадочного аппарата атмосфере Венеры. Это обеспечило, в частности, вместе с комплексом целого ряда оригинальных мероприятий, выдающееся техническое достижение – работу посадочных аппаратов на поверхности Венеры в исключительно тяжёлых условиях окружающей среды. В результате удалось передать на Землю сперва чёрно-белые, а затем и цветные панорамы поверхности, измерить элементный состав и физические свойства поверхностных пород, освещённость и скорость ветра, а в процессе спуска аппаратов изучить свойства и состав облаков.

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

В 1971 году в Москве М.В. Келдышем и заместителем Администратора НАСА Дж. Лоу было подписано Соглашение между АН СССР и НАСА о сотрудничестве в исследованиях космического пространства, Луны и планет Солнечной системы. Его практическая реализация началась с оперативного обмена данными измерений на «МАРСЕ-3» и «МАРИНЕРЕ-9». В один из дней проведения этой встречи, 4 августа 1971 года, когда в здании Академии наук обсуждались программа и пути сотрудничества, пришла трагическая весть о внезапной кончине Г.Н. Бабакина. Незадолго до этого, на одном из приёмов, он сидел рядом с моей женой и долго с ней беседовал. Она мне потом сказала, что вид Георгия Николаевича её крайне обеспокоил.

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

ведущиеся по многу лет, с постоянной корректировкой планов запусков, выглядят просто бледно.

Георгий Николаевич был, несомненно, талантливым учёным, но, в первую очередь, он был великолепным инженером и отличным организатором. Его инженерное чутьё, громадный опыт создания сложных и уникальных автоматических систем, способность находить нетрадиционные решения и смелость в их осуществлении обеспечили успех многих проектов. Его отличали широта интересов, глубина мышления, доброе и уважительное отношение к людям. Заносчивость, высокомерие были ему просто чужды, и он совсем не изменился, когда пришли признание, внимание высокого начальства, награды и премии. Общаться с ним всегда было по-настоящему интересно. Он юношески загорался, когда возникали интересные задачи, оригинальные решения. Иногда мне приходилось обсуждать с Г.Н. Бабакиным возникавшие спорные вопросы, связанные с обеспечением порой противоречивых требований к программе совместной работы научных приборов и служебных систем на борту космического аппарата, и он всегда помогал найти приёмлемое решение.

Свои задумки и планы Георгий Николаевич стремился, прежде всего, обсудить с М.В. Келдышем, к которому относился с глубочайшим уважением. В свою очередь, М.В. Келдыш высоко ценил талант и энтузиазм Г.Н. Бабакина и оказывал ему всяческую поддержку. Мы постоянно ездили с Мстиславом Всеволодовичем в НПО им. С.А. Лавочкина, и там непосредственно на месте проводилось обсуждение новых проектов, принимались ответственные решения. В свою очередь, Георгий Николаевич очень часто бывал в ИПМ, где в кабинете М.В. Келдыша проходили наиболее доверительные беседы.

Георгий Николаевич Бабакин прожил короткую, но чрезвычайно ёмкую и яркую жизнь. Он оставил неизгладимый след в памяти тех, с кем вместе создавал уникальные космические аппараты, и его имя всегда будет среди имён космических первопроходцев. Мне посчастливилось достаточно близко знать этого замечательного человека, к которому я сохранил чувство глубочайшего уважения. Вскоре после его кончины в Издательстве «Наука» была опубликована моя книга «Физика планеты Венера», написанная совместно с А.Д. Кузьминым. Она посвящена светлой памяти Г.Н. Бабакина, благодаря которому были получены выдающиеся научные результаты, обогатившие мировую науку, и одновременно ещё раз наглядно продемонстрирован выдающийся вклад нашей страны в научно-технический прогресс человечества. Я всегда вижу его, как живого, слышу мягкий, неторопливый голос, когда посещаю сейчас предприятие, которому он принёс мировую славу.

ПРОЕКТ КИТАЙСКО-РОССИЙСКОГО ТЕЛЕСКОПА, СОБИРАЕМОГО НА ОРБИТЕ (OAST)

Сю Бочян¹,
PhD,
ciomp_xubq@126.com;
Xu Boqian

Ю Фунан¹,
847378033@qq.com;
Yu Funan

И.С. Саванов²,
доктор физико-
математических наук,
isavanov@inasan.ru;
I.S. Savanov

Гао Юан¹,
PhD,
ynogg@163.com;
Gao Yan

Джанг Чюнюе¹,
zhangchunyue1992@163.com;
Zhang Chunyue

Куанг Юе¹,
kuangyuecn@foxmail.com;
Kuang Ye

Космические астрономические телескопы с большими апертурами различных спектральных диапазонов стали одним из основных инструментов для изучения Вселенной. Использование традиционных технологий не позволяет увеличить апертуру космического телескопа выше нескольких метров. Представлена концепция телескопа с апертурой 10 м оптического, УФ- и ИК-диапазонов, собираемого на орбите (OAST, On-orbit Assembling Space Telescope). В отличие от традиционных телескопов, OAST будет модульно спроектирован и изготовлен, после чего собран и отъюстирован в космосе.

Ключевые слова: космический телескоп; сегментированное зеркало.

DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.001

ВВЕДЕНИЕ

Одной из главных тенденций развития наземных телескопов является строительство телескопов с сегментированным тонким главным зеркалом очень больших апертур. Использование технологии сегментированных зеркал позволило существенно снизить удельную стоимость единицы собираемой площади главного зеркала и перешагнуть 10-метровый рубеж. Например, бюджет строящегося наземного оптического телескопа ELT (Extremely Large Telescope, чрезвычайно большой телескоп) с апертурой главного зеркала 39,3 м, состоящего

THE CONCEPTUAL DESIGN OF CHINA- RUSSIA ON-ORBIT ASSEMBLING SPACE TELESCOPE (OAST)

А.С. Шугаров²,
shugarov@inasan.ru;
A.S. Shugarov

М.Е. Сачков²,
доктор физико-
математических наук,
msachkov@inasan.ru;
M.E. Sachkov

Ванг Шуайхей¹,
wshcan912@hotmail.com;
Wang Shuaihui

Жю Гуохэо¹,
PhD,
juguohao@ciomp.ac.cn;
Ju Guohao

Space astronomical telescopes with large apertures are one of the main instruments to discover the Universe. The use of traditional technologies does not allow to increase the aperture of the space telescope above a few meters. The conceptual design of a 10-meter aperture On-orbit Assembling Space Telescope (OAST) was presented. Unlike traditional telescopes, OAST will be modularly designed and manufactured, after which the telescope will be assembled and adjusted in Space.

Key words: Space telescope; segmented mirror.

из 798 сегментов, после завершения строительства оценивается в 1,5 млрд. евро. Для сравнения: стоимость оптического широкоугольного телескопа LSST (Large Synoptic Survey Telescope, большой обзорный телескоп) с цельным главным зеркалом с апертурой 8,4 м оценивается в 0,6 млрд. долл.

Несмотря на существенный прогресс в создании наземных телескопов, присущие им ограничения не могут удовлетворить всем современным требованиям астрономов. Системы адаптивной оптики наземных телескопов способны эффективно корректировать

¹ Институт оптики, точной механики и физики, Китайская Академия Наук, Китай, Чанчунь.

Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, China, Changchun.

² ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, г. Москва.

Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

изображение лишь в очень ограниченном поле зрения, а наличие атмосферы ограничивает фотометрическую точность наземных наблюдений во всех спектральных диапазонах. Наличие атмосферы Земли не позволяет проводить изучение объектов ранней Вселенной с большим красным смещением, для чего необходимы наблюдения в инфракрасном диапазоне, который сильно поглощается атмосферой Земли. Ультрафиолетовый диапазон, который также поглощается атмосферой, несёт большое количество информации, также он может быть использован для поиска биомаркеров в атмосферах экзопланет.

По этим и другим причинам необходимо создавать новые космические телескопы с большими апертурами оптического, УФ- и ИК-диапазонов, а для уменьшения стоимости космических телескопов необходимо внедрять новые технологии.

Использование классических технологий ограничивает апертуру космического телескопа несколькими метрами. Общий бюджет космического телескопа HST (Hubble Space Telescope, космический телескоп «ХАББЛ») с цельным зеркалом с апертурой 2,4 м начиная с 1990-х годов составляет поистине астрономическую сумму.

Очень дорогим является космический телескоп JWST (James Webb Space Telescope, телескоп имени Джеймса Уэбба) несмотря на использование технологии сегментированного зеркала (*Lightsey P.A. et al., 2012*).

Сегментированное главное зеркало с апертурой 6,5 м состоит из 12 сегментов центрального блока и двух боковых складных блоков по три сегмента каждый.

Чрезмерная стоимость JWST, по-видимому, связана с тем, что этот проект является промежуточным решением между классической технологией телескопа с цельным зеркалом и телескопами, полностью собираемыми на орбите.

На международной космической станции (МКС) длительное время успешно работают роботы-манипуляторы, пригодные для сборки крупных конструкций в космосе. Стремительное развитие робототехники позволит в будущем перейти к новой концепции построения орбитальных телескопов с крупными апертурами – сборка телескопов в космосе с помощью роботов-манипуляторов из относительно дешёвых унифицированных модулей, возможность замены вышедших из строя компонентов.

В статье представлена концепция телескопа OAST (On-orbit Assembling Space Telescope, телескоп, собираемый на орбите) – относительно новой идеи для будущих космических телескопов с большой апертурой. Ключевые элементы концепции – модульное проектирование и отработка, возможность модульного запуска, обслуживание на орбите, юстировка телескопа и инструментов после запуска на орбите.

Реализация проекта предполагается при участии международного консорциума.

1. Научные задачи проекта OAST и научная аппаратура

Набор научной аппаратуры перспективного космического телескопа большой апертуры должен включать в свой состав:

- универсальные многоцелевые приборы, способные решать широкий спектр актуальных и перспективных научных задач (*Boyarchuk A.A. et al., 2016*). Наличие таких приборов обусловлено требованием удовлетворить максимально большой круг пользователей;
- уникальные приборы, оптимизированные для решения узких научных задач, которые не могут быть оптимально решены универсальными приборами, но ввиду их особой важности заслуживают изготовления отдельного научного прибора.

Примером универсального многоцелевого прибора является изображающий спектрограф STIS космического телескопа HST. Данный спектрограф – один из старейших инструментов HST, который был установлен во время второй миссии по обслуживанию (SM2) в 1997 году и доказал свою эффективность, до сих пор удерживая до 13% заявок.

В качестве спектрального прибора УФ- и оптического диапазона телескоп OAST может быть оснащён универсальным орбитальным спектрографом (UOS, Universal Orbital Spectrograph), созданным по типу спектрографа STIS. Спектрограф должен иметь спектральный диапазон не хуже 115–1100 нм, пространственное разрешение не хуже 0,1 угл. с, несколько детекторов (МКП, ПЗС, КМОП), несколько режимов работы с разным разрешением от $R=1000$ до $R=200000$. Особо следует подчеркнуть моду высокого разрешения, которая позволит существенно превзойти параметры УФ-спектрографов HST.

К числу научных задач, решение которых станет возможным с помощью спектрографа UOS, относятся: динамика звёзд и газа в окрестностях ядер галактик и чёрных дыр; абсорбционные линии в спектрах квазаров, ядер активных галактик; туманности и сопутствующие объекты (НН объекты, НП области); спектроскопия межзвёздной среды; протопланетные диски; экзопланеты; аворы в Солнечной системе; звёздная активность; лучевые скорости звёзд и отождествление новых линий, профили линий звёзд со сверхвысоким разрешением и др.

На борту OAST необходимо иметь камеру ближнего УФ- и оптического диапазона (UOC, Universal Orbital Camera) высокой информационной ёмкости на основе КМОП или ПЗС детектора (см. *Shugarov A. et al., 2014*) формата не менее 9×9 к с согласованным масштабом пикселя (не хуже 0,02 угл. с/пиксель). Данная камера будет иметь преимущества перед самыми современными наземными телескопами в части поля зрения, углового разрешения, фотометрической точности и долговременной стабильности

получаемых фотометрических и астрометрических данных. Основные научные задачи – получение прямых снимков разнообразных астрофизических объектов с использованием светофильтров, проведение сверхглубоких обзоров с очень высоким прониканием и разрешающей способностью (Ultra-Deep Field).

Инфракрасный диапазон (ИК) может быть разбит на два диапазона в соответствии с чувствительностью ИК-детекторов – ближний ИК и дальний ИК. Для каждого диапазона необходимо наличие спектрографа и камеры получения прямых снимков.

В условиях прогнозируемой недоступности ИК-детекторов производства США одной из основных проблем при проектировании ИК-каналов будет комплектация ИК-детекторами большого формата с приемлемыми для астрофизических исследований характеристиками, а также проблема охлаждения. Мощное развитие китайской промышленности в этом направлении в последние годы позволяет надеяться, что китайско-российский проект будет оснащён самыми современными и эффективными приёмниками излучения.

Среди уникальных научных приборов могут быть рассмотрены приборы для изучения экзопланет (*Fossati L. et al., 2014*) и классических задач спектроскопии высокого разрешения (*Sachkov M. et al., 2004; Sachkov M., 2010; Sachkov M., 2014*). Не вызывает сомнений, что количество обнаруженных экзопланет, в т.ч. в области потенциального зарождения жизни, в ближайшие десятилетия будет непрерывно увеличиваться. На борту OAST может быть установлен специализированный спектрограф УФ-диапазона, аналогичный спектрографу WUVS проекта «СПЕКТР-УФ» (*Sachkov M. et al. WSO-UV project..., 2014; Sachkov M. et al. Instrumentation..., 2014*). Данный УФ-спектрограф может успешно использоваться для изучения атмосфер экзопланет, подобных Земле и Венере, используя транзитные кривые соотношения интенсивности H-Lyman alpha (122 нм) и O I (130 нм). Ввиду сочетания сложности детектирования атмосферы у экзопланет и очень высокой значимости данной научной задачи, данный прибор должен быть максимально оптимизирован и иметь отдельное поле зрения на фокальной поверхности телескопа OAST.

Среди специализированных приборов стоит упомянуть мультизрачковые спектрографы или/или спектрографы с длинной щелью, в т.ч. УФ-диапазона (см. *Panchuk V. et al., 2014*). Техническая реализуемость подобного спектрографа требует более детальной проработки.

В настоящее время проектируются специализированные космические миссии для изучения экзопланет, например, проект HabEx (*Martin S., 2018*), максимально оптимизированный для работы в режиме коронографа. Эффективность работы OAST в режиме коронографа является предметом отдельного изучения.

2. Концептуальный проект телескопа с апертурой 10 м, собираемого на орбите

Как показано в (*Lillie C.F. et al., 2010; Lillie C.F. et al., 2017*), переход на новые технологии проектирования космических телескопов больших апертур позволит изменить тренд, заданный традиционными телескопами с цельным зеркалом. Концепция телескопа OAST с апертурой 10 м была разработана для целей демонстрации нового подхода. На рисунке 1 показана трёхзеркальная осевая оптическая система OAST, аналогичная JWST. В оптический тракт могут быть добавлены дополнительные плоские зеркала для системы активной оптики или для переключения между разными научными приборами. Также возможна установка приборов в главный фокус телескопа рядом с третичным зеркалом.

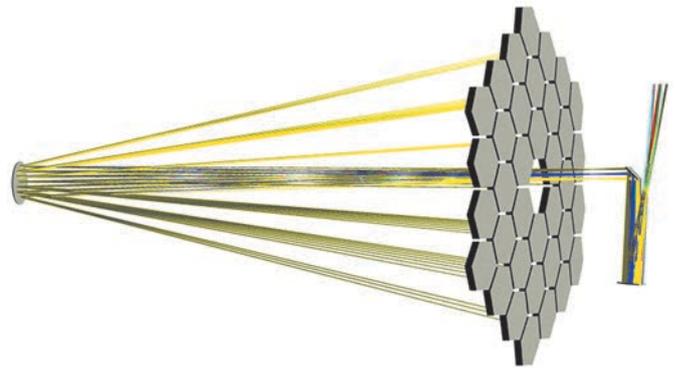


рисунок 1. Оптическая схема телескопа OAST с апертурой 10 м (вариант)

При выборе между осевой и внеосевой оптической схемой предпочтение было отдано первой, несмотря на то, что вторая позволяет достичь большего поля зрения. Основная проблема внеосевой схемы – несимметричные зеркальные элементы, что может вызвать трудности при обслуживании и ремонте OAST на орбите, поскольку зеркальные модули не будут взаимозаменяемыми.

Спектральный рабочий диапазон телескопа предполагается от ближнего ультрафиолета до среднего инфракрасного. Мы надеемся, что в будущем возможна разработка более эффективных покрытий, способных работать как в ближнем УФ, так и в ИК-области. Телескоп планируется разместить в точке L2 системы Земля – Солнце.

Результаты оценки ошибки волнового фронта (WFE) по полю зрения на длине волны 632,8 нм, с учётом ожидаемых погрешностей юстировки, приведены на рисунке 2.

Основные параметры обсерватории OAST приведены в таблице.

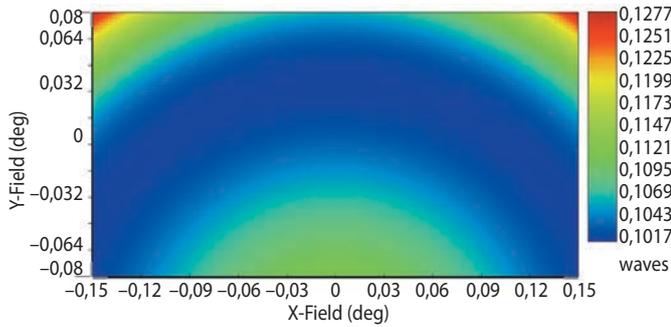


рисунок 2. Ошибка волнового фронта по полю зрения на длине волны 632,8 нм

таблица – Основные характеристики проекта OAST

параметр	значение
апертура, м	Ø10
эффективный фокус, м	200
эффективная собирающая поверхность, м ²	61,1
спектральный диапазон, мкм	0,2–29
поле зрения, угл. мин.	9,6×18 (WFE<65 нм)
масштаб изображения, угл. с/мкм	0,001
ошибка волнового фронта, СКО	$\lambda/10$
орбита	L2 Солнце – Земля
доступная область наблюдения	все небо в течение года
срок службы при обслуживании, лет	>30

Для создания крупного орбитального телескопа необходимо решить несколько ключевых проблем.

1. Изготовление зеркала с апертурой 10 м. Тонкое сегментированное зеркало с активным контролем формы каждого сегмента является, по-видимому, единственным возможным решением для космического телескопа с большой апертурой. Для решения проблемы прецизионного фазирования сегментов с нанометровой точностью необходима система измерения волнового фронта и система управления зеркалами (Contos A.R. et al., 2006), вероятно потребуются какие-либо робототехнические механизмы. Первичное зеркало телескопа состоит из 36 шестигранных сегментов, каждый из которых выполнен

в виде дискретного модуля. Солнцезащитный кожух и ферма вторичного зеркала выполнены в виде раскладывающихся конструкций, что позволит сэкономить место под обтекателем ракеты-носителя.

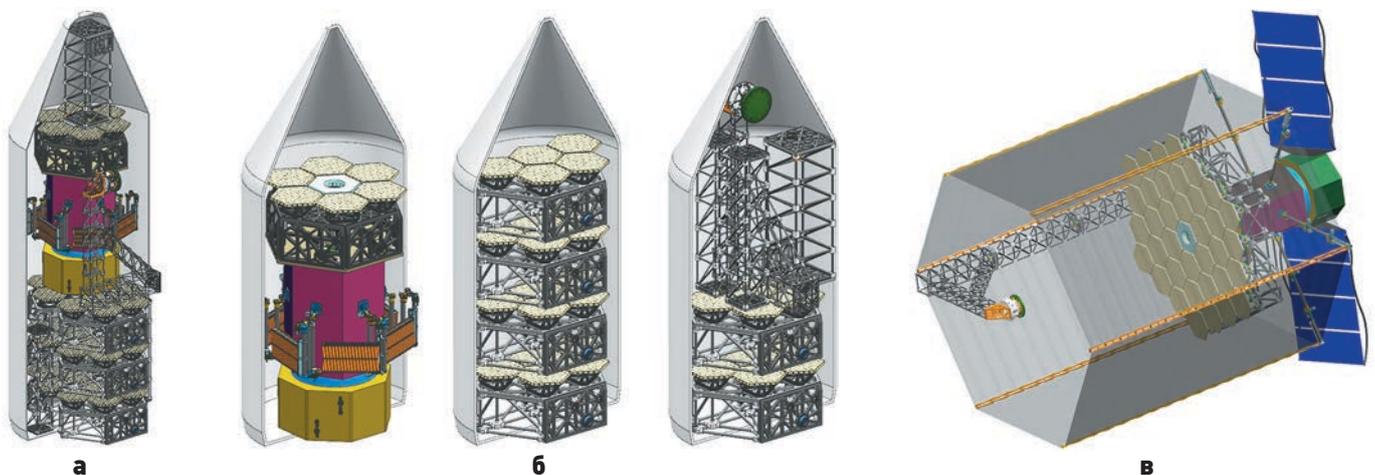
2. Характерный масштаб стенда сборки и юстировки сопоставим с размером главного зеркала, что делает его создание достаточно сложным и затратным при апертуре зеркала 10 м, так как контролировать окружающую среду при таких габаритах практически невозможно. Другая практически не решаемая проблема – разгрузка главного зеркала большой апертуры. Возможное решение данных проблем – отказ от наземной сборки и юстировки телескопа, разработка методов сборки и юстировки телескопа на орбите (Feinberg L.D. et al., 2013).

3. Вывод космического телескопа с большой апертурой на орбиту можно производить по однопусковой схеме с использованием перспективной российской РКН сверхтяжелого класса с обтекателем около 7,5×20 м, либо с помощью трёхпусковой схемы с использованием РКН тяжелого класса, например, CZ-5В с обтекателем 5,2 м (рисунок 3).

4. Для сборки телескопа на орбите потребуется не менее двух роботизированных манипуляторов. Поскольку процедура захвата и установки модулей телескопа может быть довольно сложной, каждому необходимо по меньшей мере шесть степеней свободы для выполнения своих заданий. Возможно, им придётся обмениваться друг с другом объектами для выполнения сложных задач, таких как сборка вторичного зеркала.

Сборка телескопа может быть произведена с помощью манипуляторов на низкой орбите вблизи космической станции, что снизит риски проекта на начальном этапе, после чего собранный телескоп будет отправлен в точку либрации L2.

Возможность запуска второго космического аппарата с ремонтными модулями, повторное использование манипуляторов телескопа для замены научной аппаратуры или систем телескопа в точке либрации L2 снизит долгосрочные риски проекта.



а – в разобранном состоянии однопусковая схема; **б** – в разобранном состоянии трёхпусковая схема; **в** – в собранном состоянии.
рисунок 3. Общий вид космического телескопа OAST

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проект телескопа OAST, собираемого на орбите, предлагает один из наиболее осуществимых методов реализации космического телескопа 10-метрового класса и обладает следующими преимуществами:

- проблема изготовления цельного зеркала решена за счёт использования сегментов умеренного размера;
- благодаря модульному принципу конструкции отсутствует необходимость испытания собранного изделия на наземном стенде, отдельные модули будут испытываться индивидуально на имеющемся оборудовании;
- большая часть модулей OAST может быть демонтирована и заменена, что увеличивает надёжность и ремонтпригодность по сравнению с традиционными космическими аппаратами;
- при международной кооперации по проекту модульная архитектура существенно упрощает взаимодействие между партнёрами;
- существует возможность запуска несколькими носителями, размер обтекателя и выводимая масса больше не являются непреодолимыми ограничениями;
- стоимость проекта и риски миссии значительно уменьшаются по сравнению с традиционным подходом;
- существует возможность обновления аппаратуры на орбите после запуска.

В настоящий момент крупнейшие космические агентства лишь обсуждают проекты УФ- или оптические миссии следующего поколения на период после 2030 года. Крупный космический телескоп оптического, УФ- и ИК-диапазонов, безусловно, будет одним из ключевых инструментов для исследования Вселенной в этот период.

Коллектив авторов от CIOMP выражает благодарность профессору Сю Шуяну за научное руководство, многолетний инженерный опыт и инновационные идеи, научно-исследовательские работы, упомянутые в этой статье.

Работы CIOMP выполнены при поддержке национальной ключевой программы исследований и разработок Китая (№ 2016YFE0205000) Министерства науки и техники Китая, коллектив авторов от CIOMP выражает благодарность за поддержку и содействие развитию будущих оптических космических телескопов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Savanov I.S., Sachkov M.E., Bisikalo D.V. Scientific problems addressed by the Spektr-UV space project (world space Observatory-Ultraviolet) // *Astronomy Reports*. 2016. Vol. 60, № 1. P. 1-42.

Contos A.R. et al. Aligning and maintaining the optics for the James Webb Space Telescope (JWST) on-orbit: the wavefront sensing and control concept of operations // *Proc. SPIE*. 2006. Vol. 6265, № 62650X.

Feinberg L.D. et al. Modular assembled space telescope // *Optical Engineering*. 2013. Vol. 52, № 091802.

Fossati L., Bisikalo D., Lammer H., Shustov B., Sachkov M. Major prospects of exoplanet astronomy with the World Space Observatory-UltraViolet mission // *Astrophysics and Space Science*. 2014. Vol. 354. P. 9-19.

Lightsey P.A. et al. James Webb Space Telescope: large deployable cryogenic telescope in space // *Optical Engineering*. 2012. Vol. 51, № 011003-011003-20.

Lillie C.F. et al. A 4-m evolvable space telescope configured for NASA's HabEx Mission: the initial stage of LUVOIR // *Proc. SPIE*. 2017. Vol. 10398, № 103980R.

Lillie C.F., Polidan R.S., Dailey D.R. Key enabling technologies for the next generation of space telescopes // *Proc. SPIE*. 2010. Vol. 7731, № 773102.

Martin S. et al. HabEx space telescope exoplanet instruments // *Proc. SPIE*. 2018. Vol. 10698, № 106980T.

Panchuk V., Yushkin M., Fatkhullin T., Sachkov M. Optical layouts of the WSO-UV spectrographs // *Astrophysics And Space Science*. 2014. Vol. 354, № 1. P. 163-168.

Sachkov M. Study of pulsations of chemically peculiar a stars // *Astrophysical Bulletin*. 2014. Vol. 69, № 1. P. 40-45.

Sachkov M. UV observations of sdB stars and prospects of WSO-UV mission for such studies // *Astrophysics And Space Science*. 2010. Vol. 329, № 1-2. P. 261-266.

Sachkov M., Ryabchikova T., Kochukhov O., Weiss W.W. et al. Pulsational velocity fields in the atmospheres of two roAp stars HR 1217 and gamma Equ // *Variable Stars in the Local Group, IAU Colloquium 193, Proceedings of the conference held 6-11 July, 2003 at Christchurch, New Zealand*. Edited by Donald W. Kurtz and Karen R. Pollard. ASP Conference Proceedings, San Francisco: Astronomical Society of the Pacific. 2004. Vol. 310. P. 208-210.

Sachkov M., Shustov B., Gómez de Castro A.I. Instrumentation of the WSO-UV project // *Proceedings of the SPIE*. 2014. 9144. id. 914402. P. 1-7. DOI: 10.1007/s10509-014-2087-4.

Sachkov M., Shustov B., Savanov I. WSO-UV project for high-resolution spectroscopy and imaging // *Astronomische Nachrichten*. 2014. Vol. 335. P. 46-50.

Shugarov A., Savanov I., Sachkov M., Jerram P. et al. UV detectors for spectrographs of WSO-UV project // *Astrophysics and Space Science*. 2014. Vol. 354, № 1. P. 169-175.

Статья поступила в редакцию 20.11.2019 г.

Статья после доработки 20.11.2019 г.

Статья принята к публикации 20.11.2019 г.

РЕАЛИЗАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ДВОЙНОГО ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОСТАВЕ РБ ТИПА «ФРЕГАТ»

С.В. Ишин¹,
ishin@laspace.ru;
S.V. Ishin

А.Ю. Порешнев¹,
ray@laspace.ru;
A.Yu. Poreshnev

В.П. Викуленков¹,
доцент, кандидат технических наук,
ray@laspace.ru;
V.P. Vikulenkov

Н.Б. Жумаханов¹,
jumahanov@laspace.ru;
N.B. Jumahanov

Д.И. Федоскин¹,
fedoskin@laspace.ru;
D.I. Fedoskin

Б.Д. Яковлев¹,
yakovlev@laspace.ru;
B.D. Yakovlev

В статье представлены результаты реализации единой концепции разработки системы двойного запуска (СДЗ), в частности СДЗ-Ла5 для разгонного блока (РБ) «Фрегат-СБУ». Определены конструктивные и функциональные решения по применению СДЗ-Ла5 в составе РБФ2У-СБУ, отличающегося от РБФ по геометрическим и массово-инерционным характеристикам. Представлены материалы по разработке системы трансформации для сценария без отделения верхнего корпуса конструкции СДЗ. Представлены космические головные части (КГЧ) некоторых перспективных проектов с использованием СДЗ-Ла2 в составе РБ «Фрегат» и СДЗ-Ла5 для РБ «Фрегат-СБУ» с учётом применения единой концепции. Настоящая статья является продолжением статьи «Концепция создания системы двойного запуска космических аппаратов в составе РБ типа «Фрегат» (Колмыков В.А. и др., 2019).

Ключевые слова:
раскрывающаяся ферма;
система трансформации;
пластинчатая пружина.

DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.002

В данной статье определены технические решения по модернизации СДЗ-Ла2 (адаптированная SYLDA-S), связанные с изменением геометрических и инерционно-массовых характеристик РБФ2У-СБУ.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

IMPLEMENTATION OF THE SPACECRAFT DOUBLE LAUNCH SYSTEM CONCEPT AS A PART OF THE UPPER STAGES OF FREGAT FAMILY

The article presents outcome of implementation of the single concept of SDZ development, in particular SDZ-La2 for Fregat-SBU Upper Stage. Design and functional solutions are defined for the application of SDZ-La5 as a part of Fregat Upper Stage 2U-SBU (RBF2U-SBU) which differs by its geometry and mass-inertia properties from the Fregat Upper Stage (RBF). The information is presented on the development of transformation system for the scenario without separation of the upper body of the SDZ structure. Ascent Units (AU) of some advanced programs using SDZ-La2 as a part of Fregat Upper Stage and SDZ-La5 for Fregat-SBU Upper Stage are presented including application of single concept. This article is a continuation of the article «The concept of design & development of the spacecraft double launch system as a part of the Upper Stages of Fregat family» (Kolmykov V.A. et al., 2019).

Key words:
deployable frame;
transformation system;
reed spring.

РБФ2У – модификация РБФ для применения в составе РБ «Фрегат-СБУ».

Конструкция SYLDA-S разработана в рамках контракта с АО «АРИАНЭСПАС».

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

1. Особенности конструкции и применения СДЗ-Ла5 в составе РБФ2У-СБУ

Разработка СДЗ-Ла5 проводится в соответствии с единой концепцией, изложенной в (Колмыков В.А., Ширшаков А.Е., Ишин С.В., Асюшкин В.А. и др., 2019).

Существенные отличия от СДЗ-Ла2 обусловлены тем, что СДЗ-Ла5 применяется в составе разгонного блока РБФ2У-СБУ, в который входят разгонный блок РБФ-2У, имеющий увеличенные дополнительные ёмкости, а также сбрасываемый блок баков (СББ) новой разработки. Полная масса РБФ2У – 9100 кг, габаритный размер относительно плоскости стыка с СББ – 1910 мм. Масса рабочего топлива – 8100 кг. Сбрасываемый блок баков: масса рабочего топлива – 5900 кг, полная масса – 6450 кг, высота – 1000 мм. Общий вид РБФ2У-СБУ представлен на рисунке 1. Внешняя огибающая СББ равна 3820 мм для возможности размещения СББ под головным обтекателем (ГО) Ø4100 мм.

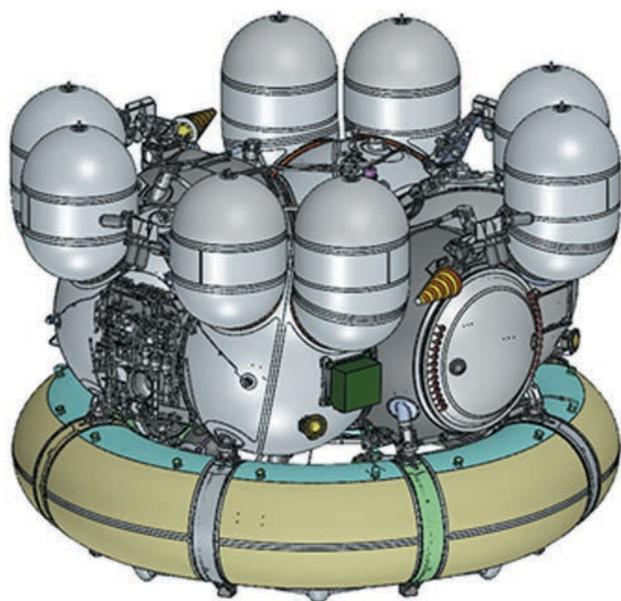


рисунок 1. Общий вид РБФ2У-СБУ

РБФ2У-СБУ с СДЗ-Ла5 предназначен для выведения полезных нагрузок до 7000 кг с повышенной общей центровкой двух КА до 4.0 м относительно стыка с РБФ2У.

Общий вид и предварительная схема КГЧ с двумя предполагаемыми КА показаны на рисунках 2, 3.

В состав КГЧ входит ГО диаметром 4350 мм, длиной 15250 мм или доработанный ГО диаметром 4100 мм с изменённой нижней частью диаметром 4350 мм, длиной 3100 мм.

Значительное увеличение массы и продольного размера головного блока (ГБ) потребовало внести ряд изменений в конструктивно-компоновочную схему ГБ по сравнению с СДЗ SYLDA-S.

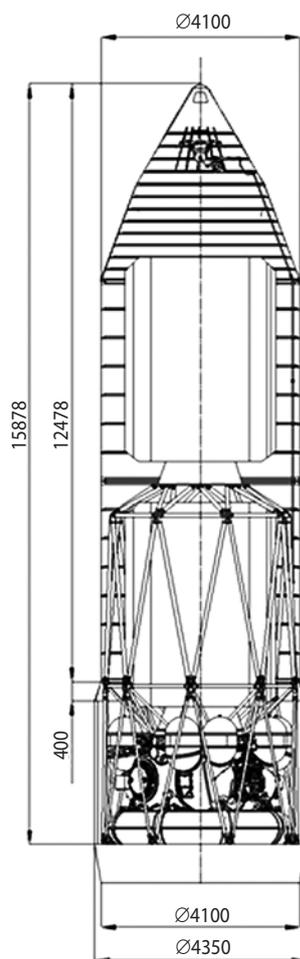


рисунок 2. Общий вид КГЧ с ГО Ø4100 мм и Ø4350 мм

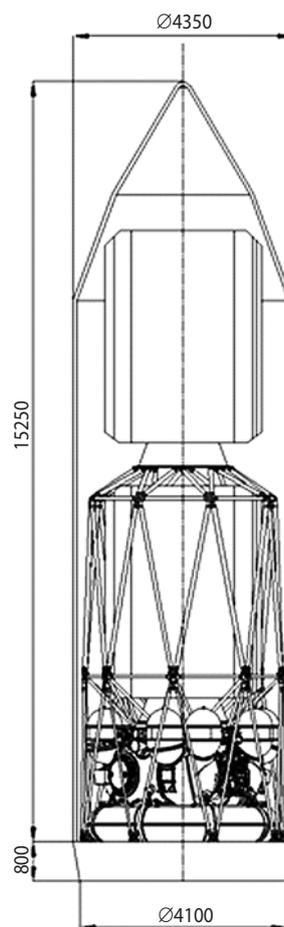


рисунок 3. Общий вид КГЧ с ГО Ø4350 мм

1. Введение в состав МДУ РБ дополнительных ёмкостей диаметром 720 мм и увеличение их габаритного размера по высоте потребовало повышения высоты нижнего корпуса СДЗ с 700 мм до 1000 мм.

2. Для размещения нижней полезной нагрузки (ПН) с габаритом по высоте более 4000 мм увеличена высота центральной фермы до 4200 мм, также увеличена высота верхнего корпуса до 700 мм вместо 500 мм, диаметр по осям болтов нижней и верхней рам 3650 мм.

3. Наиболее важными оказались вопросы обеспечения управляемости и стабилизации ГБ на всех участках полёта ГБ.

Увеличение массы и особенно продольного габарита головного блока до 13000 мм привело к возрастанию более чем в пять раз поперечных моментов инерции ГБ относительно центра масс (~24000 кг·м²) на начальных этапах полёта, а также к существенному возрастанию отношения поперечных моментов инерции к осевому моменту инерции и, как следствие – к значительному повышению возмущений при закрутке и увеличенному расходу топлива ДУ СОЗ.

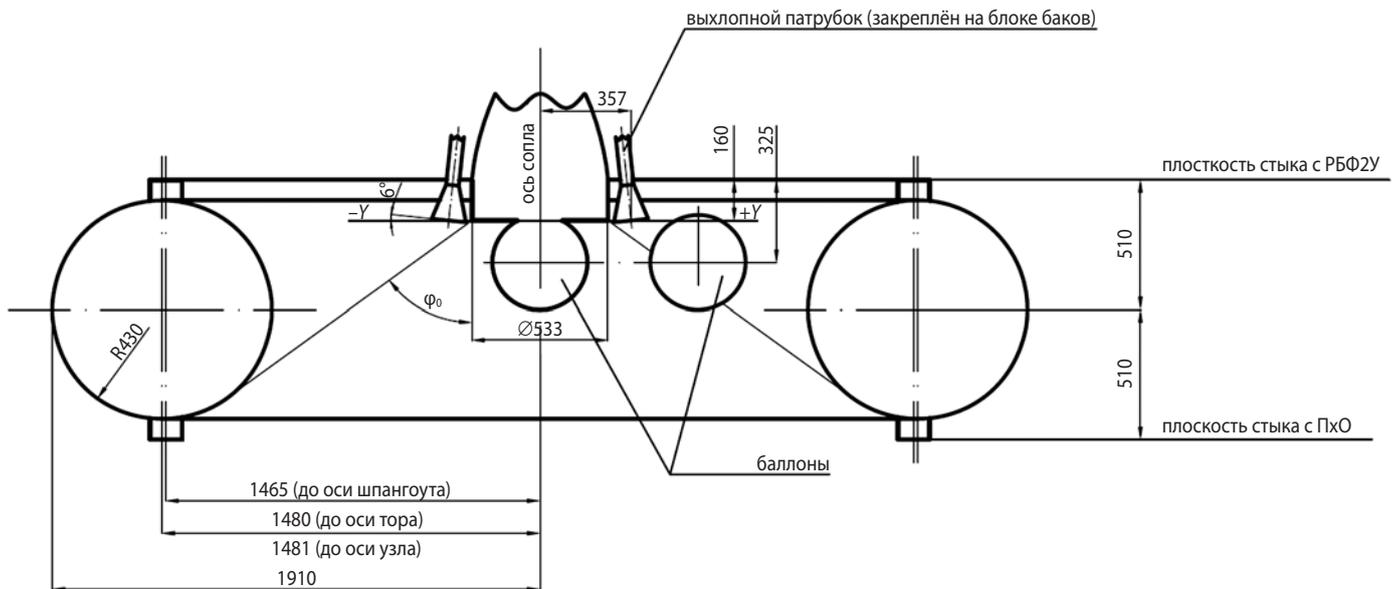


рисунок 4. Схема размещения СББ и сопла двигателя

4. Проблемной оказалась управляемость на конечных участках полёта, после отделения СББ и выработки топлива из РБФ2У из-за критического снижения величины управляющего момента ДМТ.

Проблема была решена увеличением радиуса установки блока ДМТ до 1.8 м вместо 1.575 м на расстоянии 0.865 м от оси блока баков и уменьшением угла установки двигателей ДМТ с 20 градусов до 0 градусов, без ухудшения термодинамических характеристик, при воздействии струи двигателей на ПО-1 и ПО-2.

В результате управляющий момент постоянен на всех этапах полёта, независимо от центровки ГБ $M_{упр} = 50 \cdot 1.8 = 90 \text{ Н} \cdot \text{м}$ (для одного двигателя). Полный расход топлива на режимах разворота и закрутки на всех этапах полёта может снизиться более чем на 20%.

В режиме разворота для снижения времени разворота, особенно на первых этапах полёта, необходимо применить работу СУ по обратной логике (одновременно четырёх двигателей в плоскостях тангажа и рысканья).

Для снижения расхода топлива на компенсацию возмущений при закрутке, вызванных высоким J_{yy}/J_{xx} , J_{zz}/J_{xx} , предполагается уменьшить скорость закрутки с $W_x = 1 \text{ г/с}$ до $W_x = 0.5 \text{ г/с}$, что снизит расход топлива примерно в три раза.

5. В связи с уменьшением размера внутреннего экваториального радиуса сбрасываемого блока баков уменьшился угол конуса для выхода струи газа двигателя С5.92 до $\varphi = 53.5 \pm 1.2$ град вместо угла $\varphi_{\min} = 57$ градусов для существующего СББ. Схема размещения СББ и сопла двигателя представлена на рисунке 4. Угол ± 1.2 градуса получен за счёт поступательного перемещения двигателя на $\pm 42.3 \text{ мм}$ при угловой стабилизации ГБ.

Были проанализированы возмущения и температурные режимы, возникающие при воздействии струи газа на конструкцию СББ. Сделан вывод о допустимости значений этих режимов для конструкции СББ и управляемости на активных этапах полёта ГБ.

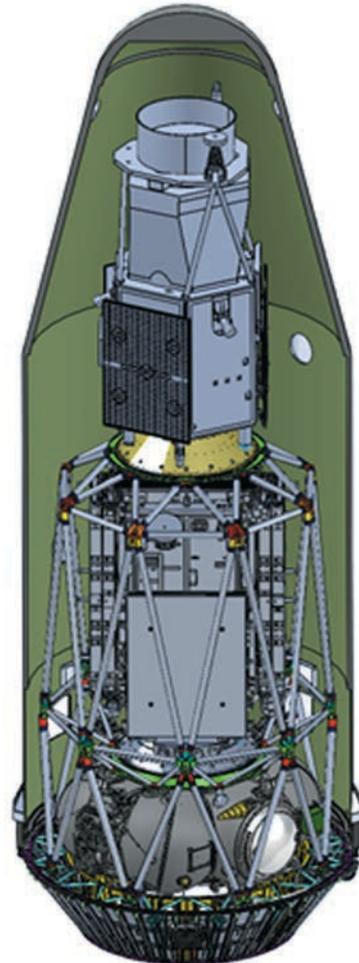


рисунок 5. Общий вид КГЧ с SYLDA-S

РЕАЛИЗАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ДВОЙНОГО ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОСТАВЕ РБ ТИПА «ФРЕГАТ»

Анализ, проведённый в соответствии с пунктами 3, 4, 5, и принятые решения по повышению управляемости и стабилизации ГБ на всех этапах полёта ГБ подтвердили на данном этапе работы достаточную эффективность исполнительных органов и алгоритмов управления, а также массы заправляемого топлива СОЗ (60 кг).

На последующих этапах разработки проекта указанная работа будет продолжена с возможным увеличением заправки топлива СОЗ на 20 кг за счёт удлинения бака СОЗ на 130 мм.

2. Возможности применения оптимизированной концепции

Прямым аналогом СДЗ-Ла2 является SYLDA-S (рисунок 5). Применённая на РН «Союз-2» в составе РБ «Фрегат» конструкция SYLDA-S состоит из верхнего корпуса, центральной фермы и нижнего корпуса. Конструкция дополнена фермой ПхО для возможности выведения двух ПН общей массой до 5500 кг.

Предполагается на РБ «Фрегат» с СДЗ-Ла2 увеличить рабочую заправку топлива до 5630 кг введением в конструкцию блока баков дополнительных ёмкостей Ø620 мм без цилиндрических вставок.

Наиболее эффективно применение СДЗ-Ла2 при запусках на низкие целевые орбиты, в основном на ССО, процент которых от общего числа запусков составляет ~60% с космодромов Байконур, Восточный и из Гвианского космического центра.

Перспективный проект применения СДЗ-Ла2 – выведение на ССО четырёх КА по 900 кг каждый, размещённых на двух рамах, высота между рамами 3500 мм. Каждый из спутников закреплён с помощью системы отделения на устройстве разворота на угол 10° относительно продольной оси для обеспечения безопасности при отделении спутников каждой пары. Оптимальное по массе и жёсткости переходное устройство, предложенное АО «НПО Лавочкина» выполнено по схеме двойного запуска.

Общий вид КГЧ с четырьмя спутниками представлен на рисунке 6.

Устройство состоит из двух плоских рам, на которых установлены с помощью устройства разворота по два спутника. Рамы соединены между собой фермой, состоящей из четырёх пар стержней, закреплённых в угловых точках верхней рамы с помощью пирозамков системы отделения. После отделения верхних КА происходит отделение верхней рамы. К нижней раме стержни крепятся к угловым кронштейнам, на которых размещены узлы раскрытия четырёх пар стержней, величина угла раскрытия 15 градусов. В зоне угловых кронштейнов с помощью пирозамков разделения закрепляется раскрывающаяся ферма ПхО, состоящая из четырёх пар стержней.

Узлы раскрытия фермы переходного устройства и фермы ПхО аналогичны узлам раскрытия фермы SYLDA-S, прошедших полный объём лабораторных испытаний.

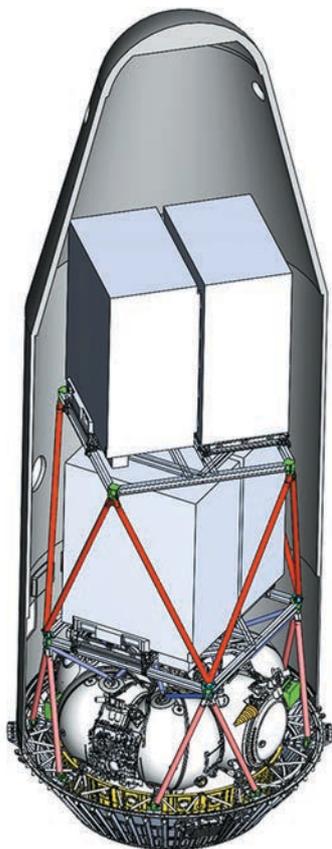


рисунок 6. Общий вид КГЧ с четырьмя спутниками



рисунок 7. Общий вид КГЧ с тремя спутниками

Стержни ферм изготовлены из углепластика, сечение 70·80 мм, прошли испытания в процессе разработки SYLDA-S.

Рама состоит из восьми балок. Каркас рамы изготовлен из материала АМГ-6. Основную жёсткость создают продольные полосы из высокомодульного углепластика, соединённые с помощью клея и болтов с полками профиля каркаса.

Полная масса верхней рамы не более 200 кг, нижней рамы – 150 кг. Масса переходной фермы – 40 кг. Полная масса переходного устройства не более 450 кг.

Проведена предварительная конструктивная разработка устройства разворота КА. Принцип функционирования и состав аналогичен устройству раскрытия ферм, разработанному для SYLDA-S. При малых углах раскрытия (10 градусов) применение пластинчатых рессорных пружин наиболее оптимально по массе и простоте конструкции.

Проведённый в АО «НПО Лавочкина» частотный анализ дал следующие результаты:

- собственная частота двух КА на верхней раме – 15 Гц;
- собственная частота верхних спутников на РБ «Фрегат» – 13 Гц;
- собственная частота нижних спутников на РБ «Фрегат» – 15 Гц;
- собственная частота ГБ относительно ПхО – 10 Гц;
- собственная частота ГБ относительно РН – 6 Гц;
- потребная низшая частота переходного устройства, заданная ИД – не менее 15 Гц.

Целесообразно более универсальное применение СДЗ-Ла2, с частичным использованием общей концепции для конкретных проектов. Примером такого проекта является предложение АО «Арианэспас» о выведении на РН «Союз-2» трёх КА по 2000 кг каждый, представляющих в плане четырёхугольники размером 2800 на 2100 мм с габаритным размером 3600 мм, равным максимальному диаметру SYLDA-S в плоскости стыка нижнего корпуса с центральной фермой. Оптимальным по массе и по жёсткости получено крепление с помощью системы отделения, в четырёх точках блока из трёх спутников к ферме ПхО. Соединение ПН с РБ «Фрегат» необходимо только для передачи усилий к ПН от ДУ РБ при автономном полёте ГБ на орбиту отделения КА. Общий вид КГЧ с тремя спутниками представлен на рисунке 7.

Масса фермы ПхО, которая входит в состав ПхО, состоящая из четырёх пар стержней из углепластика, составляет 55 кг, масса адаптера крепления ПН к РБ – 35 кг. Собственная поперечная частота относительно стыка ПхО с РН не менее 7 Гц.

Масса альтернативного варианта с адаптером РБФ из материала АМГ-6 без фермы ПхО составит 190 кг.

3. Система трансформации СДЗ и ГБ

Система трансформации СДЗ-Ла2 характеризуется принципиальной новизной, технической эффективностью по сравнению с предлагаемыми разработками аналогичного назначения. В настоящее время она защищена четырьмя патентами (*Асюшкин В.А. и др.*, № 111573; *Асюшкин В.А. и др.*, № 111594; *Асюшкин В.А. и др.*, № 2694487; *Ишин С.В. и др.*, № 2694486), возможности патентования не исчерпаны.

Система трансформации отвечает необходимым требованиям:

- возможность применения имеющихся ГО с ограниченной зоной ПГ;
- обеспечение высокой надёжности на всех этапах трансформации на уровне 0.9995, что обеспечивается простотой конструкции и функционирования, использованием отработанных элементов и конструктивных решений, оптимальной логикой и алгоритмами систем управления, достаточным уровнем экспериментальной отработки;
- минимальное количество отделяемых фрагментов конструкции (для двойного запуска не более одного);
- отсутствие значительных динамических и кинематических возмущений в процессе срабатывания исполнительных элементов системы.

В настоящем разделе представлено описание системы разделения и раскрытия-закрытия без отделения верхнего корпуса. Система отделения и раскрытия с отделением верхнего корпуса является частью данной системы.

Рассматриваемая система (рисунок 9а) состоит из пневмопривода, осуществляющего раскрытие одной створки центральной фермы с закрепленным на ней верхним корпусом, и устройства, выполняющего фиксацию створки в раскрытом положении и закрытие, после отделения нижнего КА.

Привод однонаправленного действия, общий вид которого представлен на рисунке 8, состоит из корпуса, поршня – 3, втулки – 4, уплотнительных колец – 6, 7 и накидной гайки – 5. Корпус состоит из внутреннего корпуса – 1 и наружного корпуса – 2, образующего аккумулятор давления, запорного клапана – 8 и фиксатора – 9.

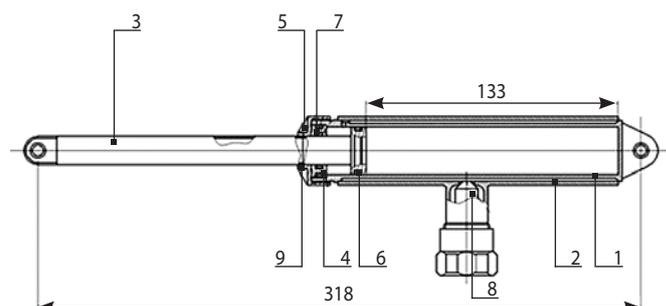
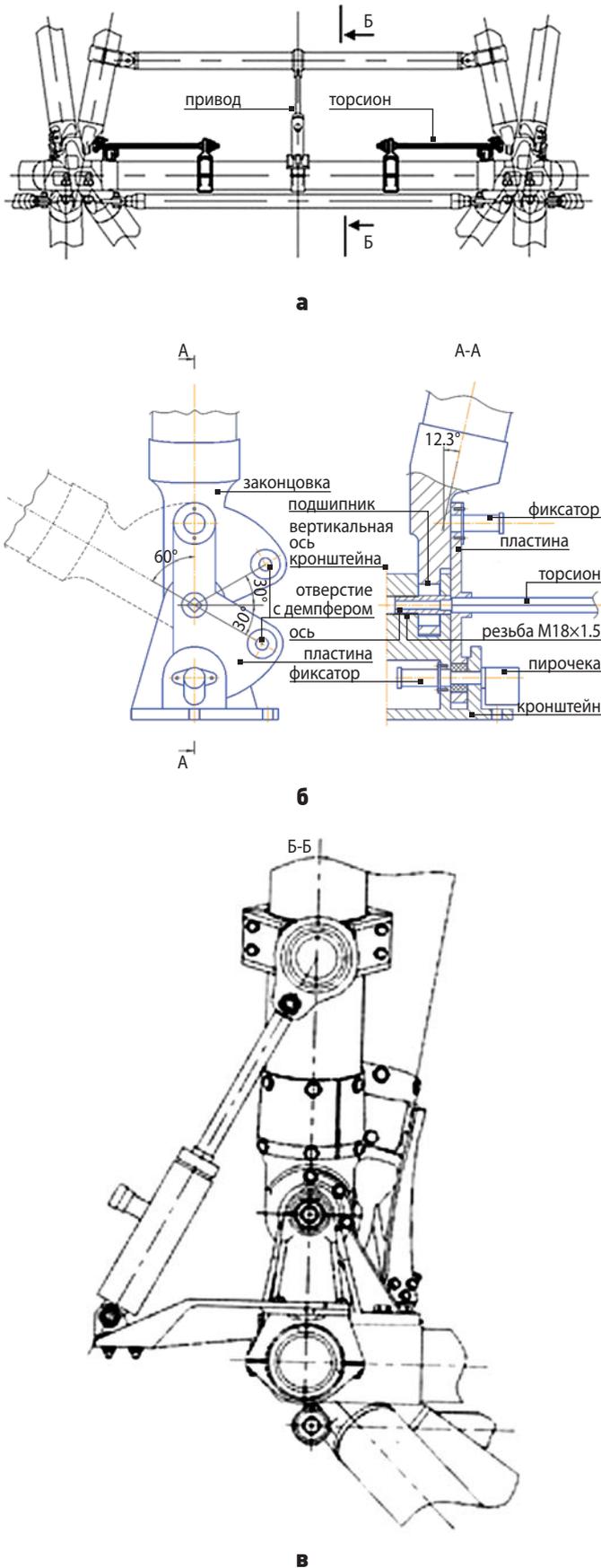


рисунок 8. Общий вид привода

РЕАЛИЗАЦИЯ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ДВОЙНОГО ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОСТАВЕ РБ ТИПА «ФРЕГАТ»



а – система раскрытия;
б – механизм раскрытия и закрытия;
в – устройство раскрытия.
рисунок 9. Система раскрытия-закрытия фермы

Ход штока 133 мм, длина в раскрытом положении 318 мм, масса 1.5 кг. В начальном положении над поршнем имеется свободный объём, который через дроссельное отверстие соединён с полостью аккумулятора давления, в котором создаётся первоначальное давление. В результате с момента заправки аккумулятора азотом на шток действует сила на раскрытие створки фермы. Заправка привода производится при установленном штифте, который снимается после установки привода на центральной ферме.

Устройство фиксации раскрытой створки и закрытия фермы приведено на рисунке 9. Оно состоит из кронштейна, на котором закреплён с помощью законцовки один из стрижней раскрывающейся створки с корпусом, пластины с фиксатором, торсиона закрытия, закрученного на угол закрытия и зафиксированного на специальном кронштейне, а также пирочки и фиксатора, установленных соосно на кронштейне.

Створка с корпусом поворачивается на угол раскрытия приводом и фиксируется с помощью фиксатора, установленного на пластине, при совпадении оси фиксатора с осью отверстия на законцовке. Закрытие створки с корпусом происходит с помощью торсиона, после срабатывания пирочки. Фиксация в закрытом положении происходит фиксатором, расположенном на кронштейне по оси пирочки, при совпадении оси фиксатора с осью отверстия на пластине. В отверстиях на пластине и на законцовке установлены демпферы.

Схема раскрытия семи элементов фермы показана на рисунке 10.

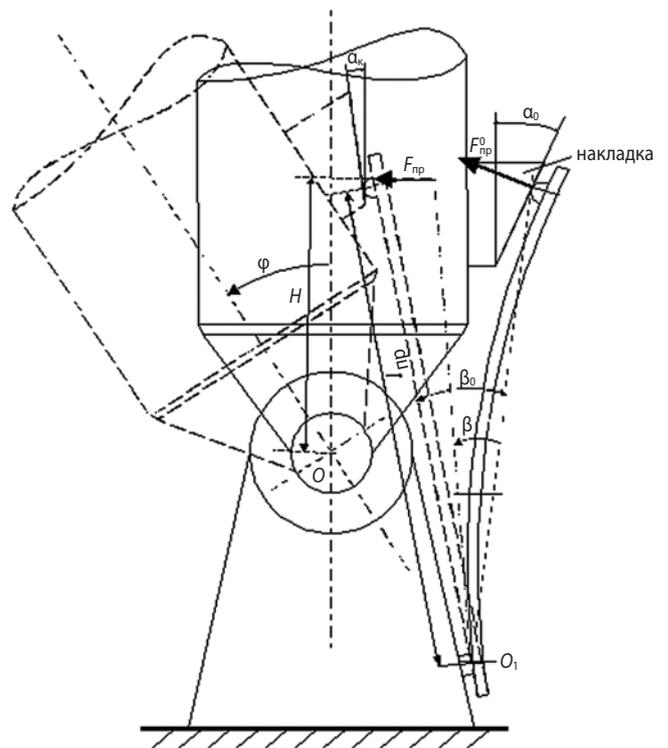


рисунок 10. Схема раскрытия фермы

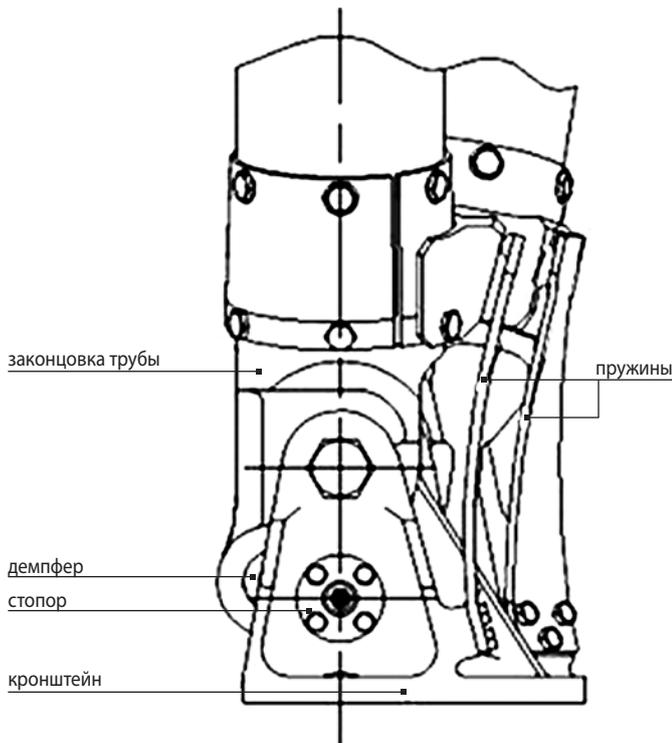


рисунок 11. Схема размещения пружин

Семь элементов фермы раскрываются на угол 20–25 град с помощью пластинчатых пружин, показанных на рисунке 11.

Фиксация створки в закрытом положении происходит с помощью стопора, установленного на опорном кронштейне и снабжённого демпфером, совмещённым со стопором для снижения динамических возмущений при закрытии и длительности переходного процесса.

Система трансформации объединяет работу всех элементов, входящих в её состав:

- механических исполнительных элементов;
- системы управления ГБ;
- двигателей малой тяги.

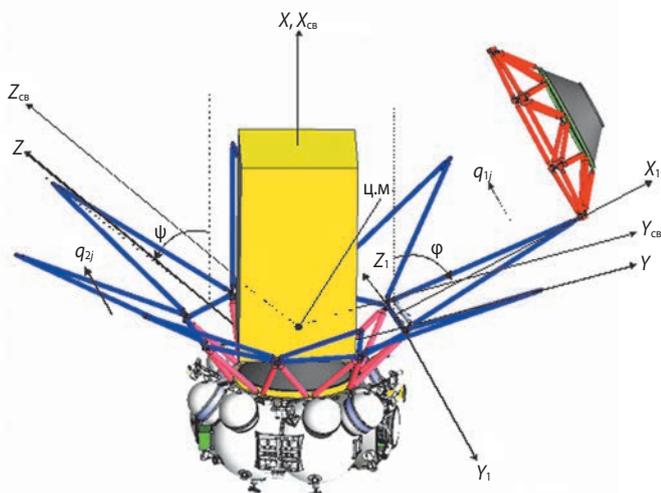


рисунок 12. Модель раскрытия фермы

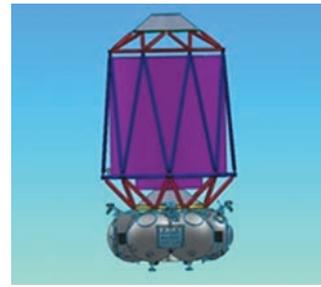


рисунок 13. ГБ находится в ориентации отделения КА

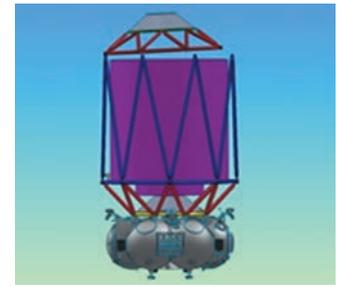


рисунок 14. Срабатывание системы отделения, срабатывание пружинных толкателей. Раскрытие стыка верхнего корпуса, включение привода

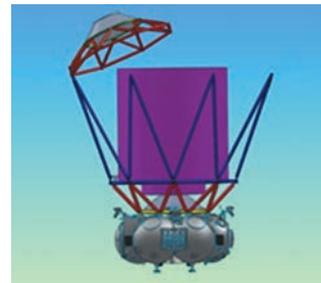


рисунок 15. Раскрытие семи элементов центральной фермы. Начало раскрытия фермы с корпусом. Работа ДМТ для обеспечения ориентации ГБ

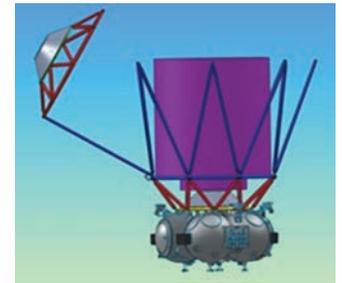


рисунок 16. Раскрытие фермы, зачековка торсиона, отключение привода. Стабилизация переходного процесса

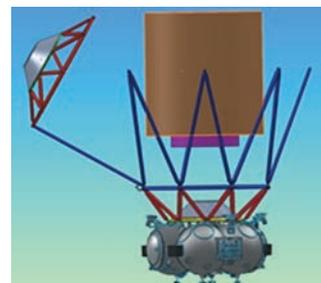


рисунок 17. Отделение КА



рисунок 18. Срабатывание пирочки включения торсиона. Начало закрытия фермы. Работа ДМТ для обеспечения ориентации



рисунок 19. Закрытие фермы, срабатывание механического фиксатора. Стабилизация переходного процесса

Несмотря на значительное количество различных операций, задействованы всего две электрических команды:

- команда на срабатывание системы разделения верхнего корпуса, с неё начинаются прочие операции;
- команда на срабатывание пирочеки, расфиксация торсиона и закрытие фермы.

Промежуточные операции определяются логикой срабатывания исполнительных элементов системы: пневмопривода, торсионов, устройства стопорения, механических стопоров, демпферов.

Анализ динамики ГБ в процессе трансформации конструкции SYLDA-S приведён в следующих отчётах «Динамическая схема ГБ на участках раскрытия и закрытия ферм конструкции SYLDA-S и отделения КА», «Анализ динамических характеристик ГБ на участках раскрытия и закрытия ферм конструкции SYLDA-S и отделения КА».

На рисунке 12 приведена физическая модель раскрытия фермы с грузом, для которой разработана математическая модель в форме системы дифференциальных уравнений движения ГБ в связанной системе координат, с учётом влияния упругих колебаний осцилляторов и внешних возмущающих воздействий.

Рассмотрено раскрытие фермы с грузом пневмоприводом за время 6 с и последующим после отделения КА закрытием с помощью предварительно закрученного торсиона за 4 с.

На основании исходных данных по возмущениям, полученных в результате интегрирования незамкнутой системы дифференциальных уравнений, а также возмущающих моментов, действующих при открытии и закрытии фермы с грузом, а также при отделении КА разработаны циклограмма основных операций системы управления РБФ и моделирование процессов управления и стабилизации ГБ, с учётом упругих колебаний в процессе раскрытия и закрытия фермы с грузом.

По результатам проведённых исследований сделано заключение о том, что алгоритмы угловой стабилизации ГБ обеспечивают выполнение требований к параметрам движения ГБ на рассмотренных участках трансформации, в том числе угловых возмущений, угловых скоростей и длительности переходных процессов.

Следует отметить, что проведённые исследования процессов трансформации выполнены по исходным данным соответствующим SYLDA-S: инерционно-массовые характеристики ГБ, жёсткость, собственные частоты и инерционно-массовые характеристики раскрываемых элементов и осцилляторов, характеристики исполнительных органов (усилие пневмопривода, жёсткость торсионов, пластинчатых пружин, характеристики фиксаторов и др.)

Применительно к СДЗ-Ла5 они предварительно могут быть определены с учётом соотношений по-

добия при условии обеспечения одинаковых требований по основным техническим характеристикам систем трансформации: углы и времена раскрытия, динамические перегрузки и длительность переходных процессов, усилия пружин фиксаторов и др.

На рисунках 13–19 приведены этапы трансформации СДЗ с целью обеспечения безопасного отделения и выхода КА из зоны центральной фермы и последующего увода РБ с орбиты нижнего КА.

ВЫВОДЫ

1. В статье приводятся результаты реализации концепции по применению СДЗ-Ла5 в составе разгонного блока РБФ2У-СБУ с учётом изменения геометрических, конструктивных и инерционно-массовых характеристик РБФ2У-СБУ по сравнению с РБ «Фрегат» и СДЗ-Ла2, а также возможного увеличения массы ПН до 7000 кг.

2. Предусмотрены конструктивные изменения и изменения в логике работы СУ с целью обеспечения управляемости и стабилизации ГБ на основных этапах полёта.

3. Эффективность применения СДЗ-Ла2 и СДЗ-Ла5 подтверждена возможностями их применения в составе КГЧ ряда перспективных проектов с различными целевыми нагрузками.

4. Представлена система трансформации СДЗ без отделения верхнего корпуса СДЗ. Приведён состав, конструкция и функционирование системы, обеспечивающие безопасное отделение нижнего КА.

список литературы

Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др. Система двойного запуска космических аппаратов // Патент на промышленный образец № 111573. 21.12.2017.

Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др. Система двойного запуска космических аппаратов // Патент на промышленный образец № 111594. 21.12.2017.

Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И. и др. Система двойного запуска и опорный узел // Патент на изобретение № 2694487. 21.10.2018.

Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И., Порешнев А.Ю. и др. Шпангоут // Патент на изобретение № 2694486. 05.10.2018.

Колмыков В.А., Шириаков А.Е., Ишин С.В., Асюшкин В.А. и др. Концепция создания системы двойного запуска космических аппаратов в составе РБ типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 3-11. DOI: 10.26162/LS.2019.45.3.001.

Статья поступила в редакцию 23.09.019 г.

Статья после доработки 25.09.019 г.

Статья принята к публикации 27.09.019 г.

ОПТИМИЗАЦИЯ НЕКОМПЛАНАРНЫХ ПЕРЕЛЁТОВ С МАЛОЙ ТЯГОЙ МЕТОДОМ ЛИНЕАРИЗАЦИИ



Л.В. Вернигора¹,
кандидат технических наук,
vlv@laspace.ru;
L.V. Vernigora

В статье с помощью метода линеаризации решаются задачи оптимизации некопланарных перелётов КА с малой тягой с эллиптической орбиты на геостационарную для различных уровней управляющих ускорений. Даются рекомендации по выбору начального приближения. Полученные результаты сравниваются с результатами других авторов.

Ключевые слова: метод линеаризации; малая тяга; нелинейная оптимизация.

DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.003

ВВЕДЕНИЕ

Задачи оптимизации траекторий КА с малой тягой являются довольно сложными задачами нелинейной оптимизации при наличии ограничений. Для их решения предлагается использовать метод линеаризации, модифицированный для оптимизации составных динамических систем. Модифицированный метод линеаризации (ММЛ) является довольно общим методом решения задач нелинейной оптимизации при наличии ограничений. В работе (Казмерчук П.В., 2018) был решён ряд тестовых задач оптимизации траекторий КА с малой тягой, в которых получено хорошее совпадение с известными результатами.

Большой класс задач оптимизации перелётов с малой тягой связан с перелётами между произвольными некопланарными орбитами (Ефанов В.В. и др., 2017; Ефанов В.В. et al., 2018). Использование для их решения ММЛ связано с достаточно серьёзными вычислительными трудностями в силу специфи-

OPTIMIZATION OF TRAJECTORIES OF LOW THRUST SPACECRAFTS BY A LINEARIZATION METHOD



П.В. Казмерчук¹,
кандидат технических наук,
pavel.kazmerchuk@gmail.com;
P.V. Kazmerchuk

In work, using the linearization method, minimum time problems of optimization of noncoplanar flights of SC with low thrust from an elliptic orbit to geostationary for various levels of the control accelerations are solved. Recommendations about the choice of an initial approximation are given. Results are compared to results of other authors.

Keyword: linearization method; low thrust; nonlinear optimization.

ки таких траекторий и особенностей ММЛ. Основные проблемы являются следствием малого уровня управляющего ускорения относительно гравитационного, протяжённости траекторий и высокой размерности вектора управления после аппроксимации. Все это вызывает сомнения в возможности успешного использования ММЛ в данном классе задач.

1. Постановка задачи перелёта между некопланарными орбитами КА с электрическим ракетным двигателем

Для тестирования ММЛ выбрана задача перелёта с эллиптической орбиты на геостационарную за минимальное время. Данная задача решена многими авторами, например (Caillau J.B. et al., 2003), в основном с использованием принципа максимума.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

При моделировании движения в таких задачах, как правило, используются уравнения в равноденственных или модифицированных равноденственных элементах орбиты (Jasper T., 1973). Последние не имеют особенностей при значениях наклона и эксцентриситета 0 и 90 градусов, а также обладают более высокой численной устойчивостью в процессе интегрирования при наличии малых возмущений по сравнению с классическими кеплеровыми элементами орбиты (Jo Jung-Hyun et al., 2011).

Уравнения в модифицированных равноденственных элементах орбиты можно представить в виде

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dt} &= 2kpa_{\tau}; \\ \frac{de_x}{dt} &= k [a_r \xi \sin l + a_{\tau} [e_x + (\xi + 1) \cos l] - a_n \eta e_y]; \\ \frac{de_y}{dt} &= k [-a_r \xi \cos l + a_{\tau} [e_y + (\xi + 1) \sin l] + a_n \eta e_x]; \\ \frac{di_x}{dt} &= 0,5ka_n \varphi \cos l; \\ \frac{di_y}{dt} &= 0,5ka_n \varphi \sin l; \\ \frac{dl}{dt} &= k \left(a_n \eta + \mu \frac{\xi^3}{p^2} \right), \end{aligned} \quad (1)$$

где a_b, a_r, a_n – проекции вектора управляющего ускорения на оси орбитальной системы координат; p – фокальный параметр; l – истинная долгота; μ – гравитационный параметр. Компоненты i_x, i_y, e_x, e_y связаны с эксцентриситетом и наклоном соотношениями: $e = \sqrt{e_x^2 + e_y^2}$, $i = 2 \tan^{-1} \left(\sqrt{i_x^2 + i_y^2} \right)$. Также использованы следующие обозначения:

$$\begin{aligned} \xi &= 1 + e_x \cos l + e_y \sin l; \\ \eta &= i_x \sin l - i_y \cos l; \\ \varphi &= 1 + i_x^2 + i_y^2; \\ a_{\tau} &= \frac{P}{m} \cos \theta \cos \psi; \\ a_r &= \frac{P}{m} \sin \theta \cos \psi; \\ a_n &= \frac{P}{m} \sin \psi; \\ k &= \frac{1}{\xi} \sqrt{\frac{p}{\mu}}, \end{aligned}$$

где θ – угол между вектором управляющего ускорения и трансверсалью в плоскости оскулирующей орбиты; ψ – угол между вектором управляющего ускорения и плоскостью оскулирующей орбиты; P – тяга двигателя; m – масса КА.

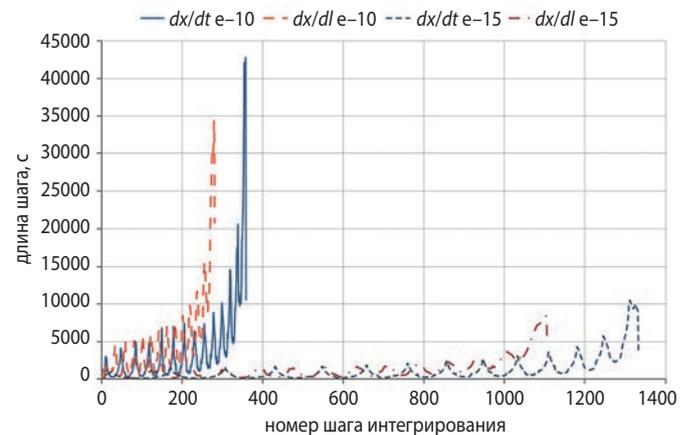
С точки зрения интегрирования уравнений движения (1) методами с настройкой шага, обеспечивающими заданную точность интегрирования целесообразно в качестве независимой переменной перейти от времени к истинной долготе. Уравнения движения в этом случае будут иметь вид

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dl} &= 2kpa_{\tau}; \\ \frac{de_x}{dl} &= k [a_r \xi \sin l + a_{\tau} [e_x + (\xi + 1) \cos l] - a_n \eta e_y]; \\ \frac{de_y}{dl} &= k [-a_r \xi \cos l + a_{\tau} [e_y + (\xi + 1) \sin l] + a_n \eta e_x]; \\ \frac{di_x}{dl} &= 0,5ka_n \varphi \cos l; \\ \frac{di_y}{dl} &= 0,5ka_n \varphi \sin l; \\ \frac{dt}{dl} &= \frac{k\xi}{\sqrt{\frac{p}{\mu}}}, \end{aligned} \quad (2)$$

$$\text{где } k = \frac{1}{a_n \eta + \mu \frac{\xi^3}{p^2}}.$$

Использование системы уравнений (2) позволяет выбирать больший шаг при аналогичной точности и, как следствие, сократить время интегрирования. На рисунке 1 представлены результаты интегрирования для двух указанных систем уравнений методом Дорманда – Принса восьмого порядка (Hairer E., Wanner G., 2008).

Каждая система уравнений интегрировалась дважды со значениями относительной и абсолютной точности интегрирования по всем компонентам вектора состояния 10^{-10} и 10^{-15} . Начальные условия интегрирования соответствуют начальной орбите из таблицы 1, параметры КА – из таблицы 2. Интегрирование прекращалось при достижении истинной долготы $l_k = 84 + \pi$. Из представленных графиков видно, что в случае использования истинной долготы в качестве независимой переменной длина шага интегрирования растёт быстрее по траектории, причём эта особенность сохраняется в широком диапазоне точностей интегрирования. Так как вычислительная сложность правых частей уравнений (1) и (2) одинакова, общее время интегрирования в случае системы (2) меньше.



рисунки 1. Зависимость длины шага по времени от номера шага

Перейдём непосредственно к постановке задачи. Рассматривается перелёт между околоземными орбитами, параметры которых приведены в таблице 1.

таблица 1 – Параметры начальной и конечной орбит

параметр	начальная орбита	конечная орбита
p	11625,0 км	42165,0 км
e_x	0,75	0
e_y	0	0
i_x	0,0612	0
i_y	0	0
l	π	–

Параметры КА приведены в таблице 2.

таблица 2 – Параметры КА

параметр	значение
масса	1500,0 кг
тяга	от 0,14 до 60 Н
скорость истечения	19561,82 м/с

Необходимо определить ориентацию вектора управляющего ускорения θ и ψ , обеспечивающего минимум времени перелёта

$$t(l_k) = T.$$

При выполнении ограничений

$$p(l_k) - p_k = 0, e_x(l_k) = 0, e_y(l_k) = 0, i_x(l_k) = 0, i_y(l_k) = 0. \quad (3)$$

Ограничения на управление θ и ψ не накладываются, l_k ограничено снизу по физическим соображениям $l_k \in (0, +\infty)$.

В работе (Caillau J.B. et al., 2003) данная задача решена с использованием принципа максимума и метода продолжения. Полученные результаты приведены в таблице 3.

таблица 3 – Эталонные результаты

тяга, Н	время перелёта, ч	тяга, Н	время перелёта, ч
60	14,800	1,4	606,13
24	34,716	1	853,31
12	70,249	0,7	1214,5
9	93,272	0,5	1699,4
6	141,22	0,3	2870,2
3	285,77	0,2	4265,7
2	425,61	0,14	6079,5

2. Оптимизация составной динамической системы

ММЛ сформулирован в терминах оптимизации составной динамической системы, поэтому перепишем задачу в обозначениях, используемых в (Казмерчук П.В., 2015).

Траектория движения составной динамической системы состоит из одного участка, поэтому опустим верхний индекс в обозначениях.

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, l) = \begin{cases} \frac{dx_1}{dl} = 2kx_1 a_\tau, \\ \frac{dx_2}{dl} = k[a_r \xi \sin l + a_\tau [x_2 + (\xi + 1) \cos l] - a_n \eta x_3], \\ \frac{dx_3}{dl} = k[-a_r \xi \cos l + a_\tau [x_3 + (\xi + 1) \sin l] + a_n \eta x_2], \\ \frac{dx_4}{dl} = 0,5ka_n \varphi \cos l, \\ \frac{dx_5}{dl} = 0,5ka_n \varphi \sin l, \\ \frac{dx_6}{dl} = \frac{k\xi}{\sqrt{x_1}}. \end{cases} \quad (4)$$

Вектор состояния и вектор управления будут иметь вид

$$\mathbf{x} = [p, e_x, e_y, i_x, i_y, t]^T, \quad \boldsymbol{\alpha} = [\mathbf{u}(t), \mathbf{p}]^T, \quad \mathbf{u} = [\theta(t), \psi(t)]^T.$$

Начальные условия движения системы (4) будут иметь вид

$$l_0 = \tau(0) = \pi, \quad \mathbf{x}(l_0) = \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{p}^0, l_0) = [11625 \cdot 10^3; 0,75; 0; 0,0612; 0; 0]^T.$$

Так как левый конец траектории не варьируется (неподвижный по условию задачи), вектор параметров \mathbf{p}^0 отсутствует, а функция $\boldsymbol{\varphi}$ константна. Вектор варьируемых параметров на участке \mathbf{p} содержит только один параметр – неизвестную истинную длину перелёта $\mathbf{p} = l_k$.

Момент окончания движения определяется из условия

$$\mu(l) = l - l_k, \quad \mu(l) = 0.$$

На траектории определены следующие функционалы:

критерий

$$J_0[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k] = t(l_k) = T, \quad (5)$$

и ограничения:

$$J_1[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k] = p(l_k)/p_k - 1 = 0,$$

$$J_2[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k] = e_x(l_k) = 0,$$

$$J_3[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k] = e_y(l_k) = 0, \quad (6)$$

$$J_4[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k] = i_x(l_k) = 0,$$

$$J_5[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k] = i_y(l_k) = 0.$$

Заметим, что первое ограничение, в отличие от (3), записано в эквивалентной форме. Поскольку ограничения имеют разный физический смысл, данное масштабирование введено для того, чтобы значения ограничений имели близкий порядок, что положительно сказывается на сходимости метода.

Таким образом, может быть сформулирована следующая оптимизационная задача: определить управление $\boldsymbol{\alpha}(\cdot)$ динамической системой (4), при котором функционал (5) достигает минимума

$$\min_{\substack{\theta \in (-\infty, +\infty) \\ \psi \in (-\infty, +\infty) \\ l_k \in (0, +\infty)}} J_0[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k]$$

при выполнении условий (6)

$$J_j[\theta(\cdot), \psi(\cdot), l_k]=0, j=1 \dots 5.$$

3. Выбор начального приближения

Начальное приближение по управлению выбиралось тривиальным $u_0=[0, 0]^T$. Выбор начального приближения для варьируемого параметра l_k обосновать гораздо сложнее. Первой попыткой было вычислять l_k по следующей эмпирической формуле:

$$l_k=k/a_0+l_0, \tag{7}$$

где a_0 – начальный уровень управляющего ускорения; $k=0,1689$. Коэффициент $0,1689$ был получен следующим образом. Были проведены предварительные расчёты истинной долготы перелёта, необходимой для набора параболической скорости для различных величин тяги с тривиальным управлением $u_0=[0, 0]^T$. Результаты нанесены на график в зависимости от обратного начального ускорения – $1/a_0$. Полученный график хорошо аппроксимируется линейной функцией $y=0,1689x+4,3425$ (рисунок 2).

Формула (7) при $k=0,1689$ позволила получить решение за приемлемое время (максимальное количество итераций было задано не более 400) для уровня тяги 3 Н. Полученные результаты представлены в таблице 4.

Для остальных уровней тяги ниже 3 Н не удалось за 400 итераций даже удовлетворить ограничениям.

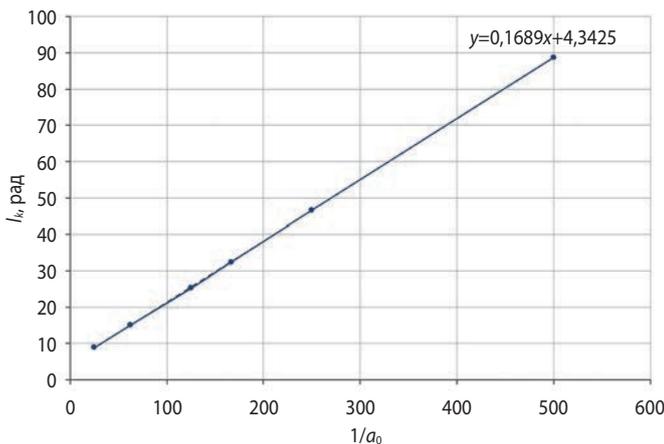


рисунок 2. К выбору начального приближения

таблица 4 – Результаты, полученные с начальным приближением (7).

шаг аппроксимации управления	количество итераций	l_k , рад	достигнутые значения функционалов					
			J_0	J_1	J_2	J_3	J_4	J_5
14°	380	95,268	287,511	-1,92e-7	3,79e-7	-1,01e-9	9,2e-9	-2,9e-11

Явно не хватало «длины» траектории. Начальное приближение было слишком далеко от допустимой области. Увеличение коэффициента k приводило к набору параболической скорости и остановке расчёта. Для решения этой проблемы уровень тяги был введён в вектор варьируемых параметров $p=[l_k, P]^T$, а начальный уровень тяги принимался на 20% ниже требуемого $P_0=0,8P_k$. На уровень тяги накладывались ограничения $P \in [0, P_k]$. Такой приём позволил решить проблему набора параболической скорости и варьировать коэффициент k в широких пределах. В процессе оптимизации уровень тяги довольно быстро выходил на верхнюю границу. Наилучших результатов удалось добиться при значении коэффициента $k=0,195$.

4. Анализ результатов

Система уравнений интегрировалась методом Дорманда – Принса восьмого порядка с заданной точностью по всем компонентам вектора состояния 10^{-9} . Условие окончания процесса оптимизации $\varepsilon < 0,0001$. Заданная точность выполнения ограничений $\varepsilon < 0,0001$. Шаг аппроксимации управления был принят равным 30° . По сравнению с алгоритмом, описанным в (Казмерчук П.В., 2015), были внесены следующие доработки:

1. Изменён алгоритм вычисления погрешности линеаризации. Вместо формулы

$$\eta_j = \left| \frac{\Delta J_j - \delta J_j}{\Delta J_j} \right|, j=0 \dots m$$

использована формула

$$\eta_j = \left| \frac{\Delta J_j - \delta J_j}{\sqrt{\Delta J_j^2 + \delta J_j^2}} \right|, j=0 \dots m.$$

Проблема первой формулы в том, что она не симметрична относительно нуля. Например, при $\Delta J = -0,1$ и $\delta J = -0,001$ ошибка составит $0,99$, а при $\Delta J = -0,001$ и $\delta J = -0,1$ $\eta = 99$. В последнем случае происходит сильное занижение шага и замедление сходимости, хотя фактическое направление спуска и предсказанное по линейным формулам совпадают. Предлагаемая формула лишена такого недостатка и в целом позволила увеличить скорость сходимости.

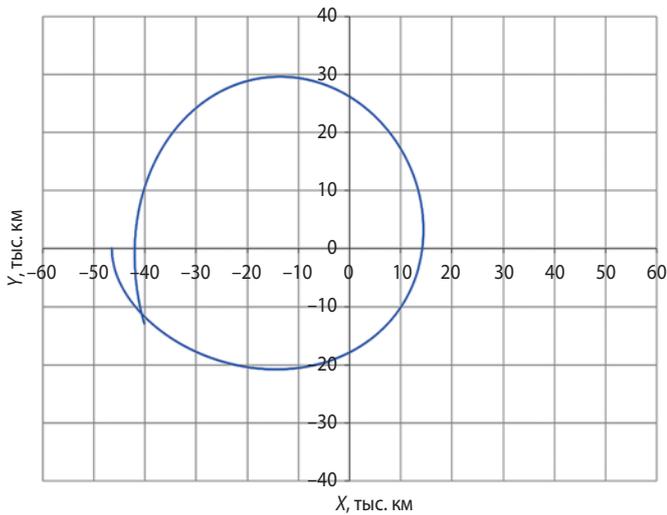


рисунок 3. $P=60$ Н. Проекция траектории на плоскость XY

2. В предыдущей версии алгоритма после принятия решения об изменении шага метода (см. п. 15 алгоритма в (Казмерчук П.В., 2015)) результаты текущей итерации принимались и происходил переход к следующей. В данной версии переход к следующей итерации происходил только при выполнении условий линеаризации (например, $\eta < 0,6$). Если же условия линеаризации были нарушены, шаг метода уменьшался и задача линейного программирования решалась вновь. Это позволило уменьшить осцилляции управления (выпадения случайных точек из общего тренда) ценой незначительного снижения скорости сходимости.

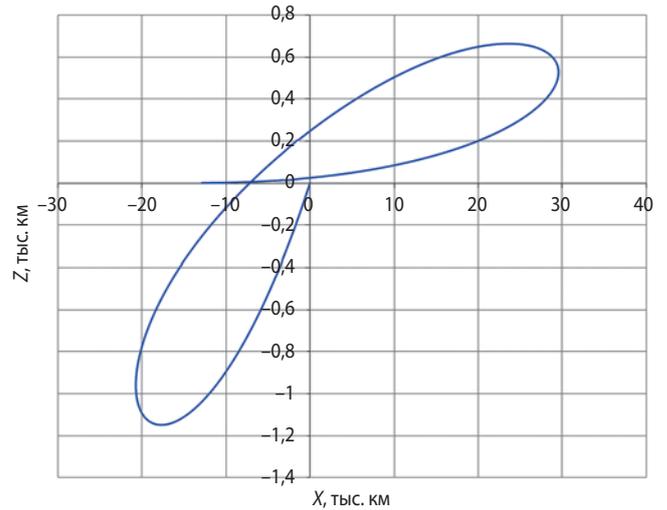


рисунок 4. $P=60$ Н. Проекция траектории на плоскость XZ

Результаты решения задачи представлены в таблице 5. Для сравнения в скобках приведены результаты из (Caillau J.B. et al., 2003) и относительная погрешность.

Полученные значения достаточно близки к сравнимым и ожидаемо хуже, т.к. для аппроксимации управления использована достаточно грубая сетка с шагом 30° . Исключение составляет решение для тяги 0,3 Н, которое даже на такой грубой сетке лучше на 0,4%. Усреднённая по всем результатам ошибка составила 0,6%.

таблица 5 – Результаты решения задачи с помощью ММЛ.

тяга, Н	время перелёта, ч	тяга, Н	время перелёта, ч
60	14,822 (14,800+0,148%)	1,4	611,615 (606,13+0,897%)
24	34,977 (34,716+0,746%)	1	856,739 (853,31+0,400%)
12	71,024 (70,249+1,091%)	0,7	1224,242 (1214,5+0,796%)
9	94,458 (93,272+1,256%)	0,5	1714,544 (1699,4+0,883%)
6	142,586 (141,22+0,958%)	0,3	2858,661 (2870,2-0,404%)
3	285,764 (285,77-0,002%)	0,2	4288,074 (4265,7+0,522%)
2	427,848 (425,61+0,523%)	0,14	6125,714 (6079,5+0,754%)

таблица 6 – Результаты решения задачи с шагом 1°

тяга, Н	время перелёта, ч	тяга, Н	время перелёта, ч
60	14,787 (14,800-0,088%)	1,4	608,840 (606,13+0,447%)
24	34,857 (34,716+0,406%)	1	852,724 (853,31-0,069%)
12	70,634 (70,249+0,548%)	0,7	1218,681 (1214,5+0,344%)
9	93,923 (93,272+0,698%)	0,5	1707,295 (1699,4+0,465%)
6	141,982 (141,22+0,540%)	0,3	2846,170 (2870,2-0,837%)
3	284,057 (285,77-0,599%)	0,2	4267,925 (4265,7+0,052%)
2	425,843 (425,61+0,055%)	0,14	6099,057 (6079,5+0,322%)

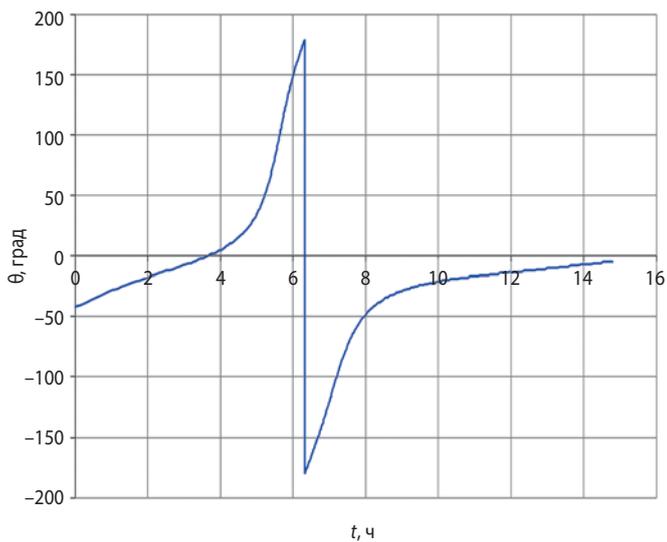


рисунок 5. $P=60$ Н. Управление $\theta(t)$

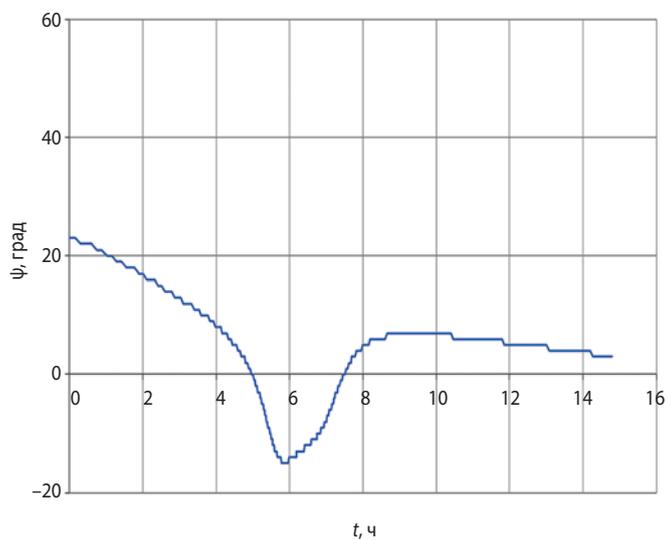


рисунок 6. $P=60$ Н. Управление $\psi(t)$

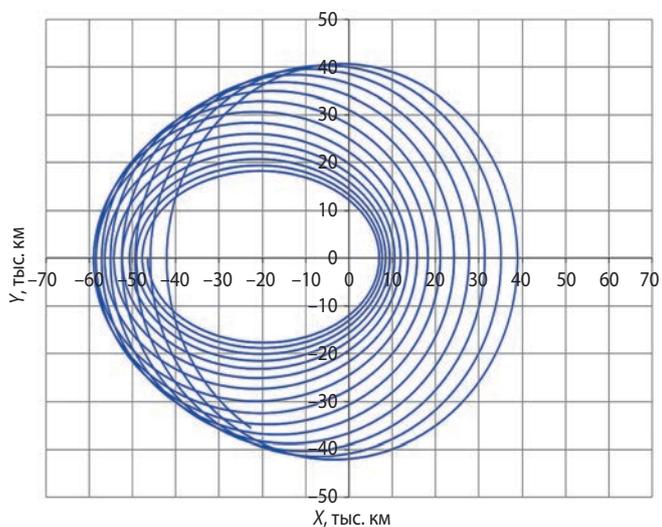


рисунок 7. $P=3$ Н. Проекция траектории на плоскость XU

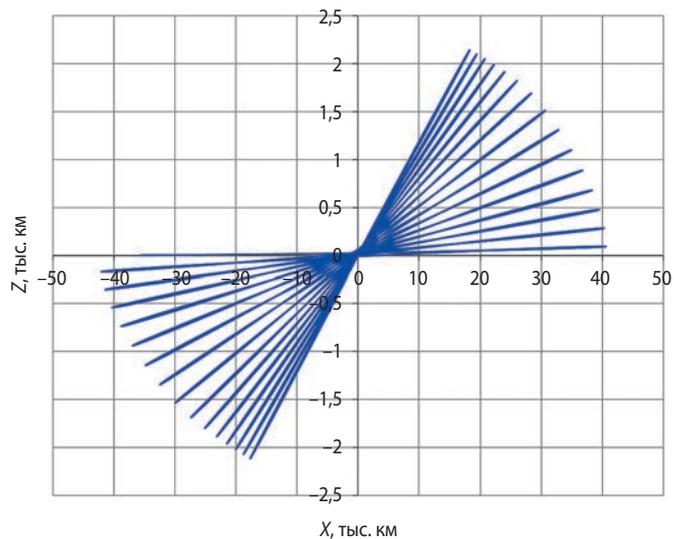


рисунок 8. $P=3$ Н. Проекция траектории на плоскость XZ

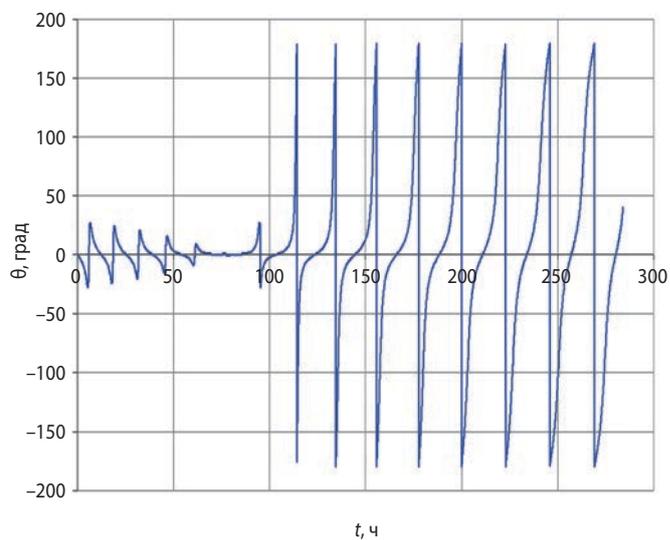


рисунок 9. $P=3$ Н. Управление $\theta(t)$

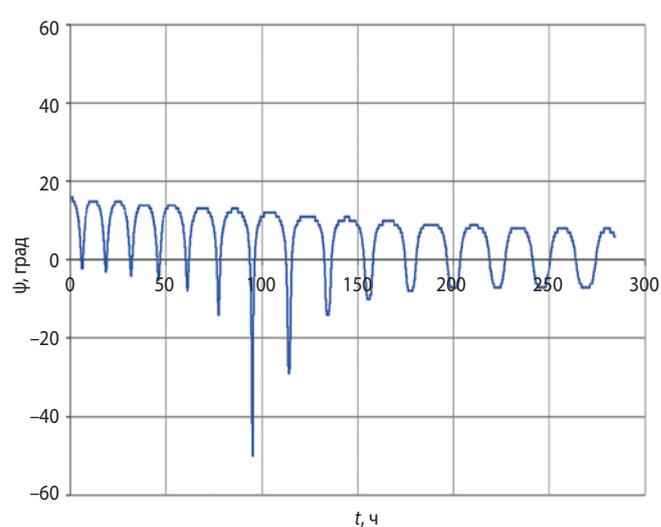


рисунок 10. $P=3$ Н. Управление $\psi(t)$

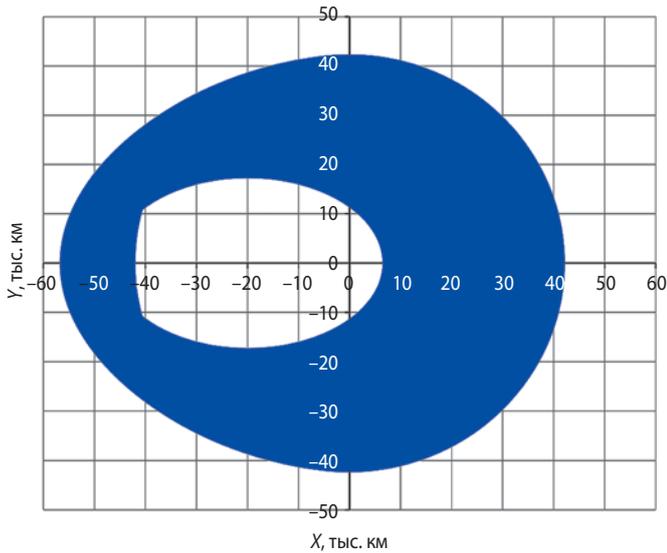


рисунок 11. $P=0,14$ Н. Проекция траектории на плоскость XY

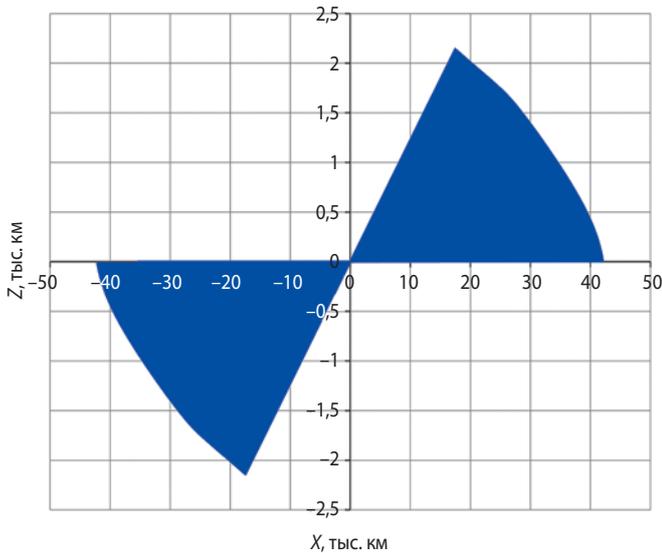


рисунок 12. $P=0,14$ Н. Проекция траектории на плоскость XZ

Далее были проведены расчёты с шагом аппроксимации 1° . Напомним (см. *Казмерчук П.В.*, 2016), что при использовании разрывных функций для аппроксимации управления (в нашем случае кусочно-постоянная) шаги интегрирования должны попадать в точки разрыва для сохранения точности методов интегрирования. При мелком шаге аппроксимации длина шага интегрирования становится равной шагу аппроксимации, что приводит к увеличению времени интегрирования. Однако основные временные затраты (более 80% для задачи с тягой 0,14 Н) при малом уровне тяги и мелком шаге приходится на решение линейной задачи. Это связано с большой размерностью задачи линейного программирования

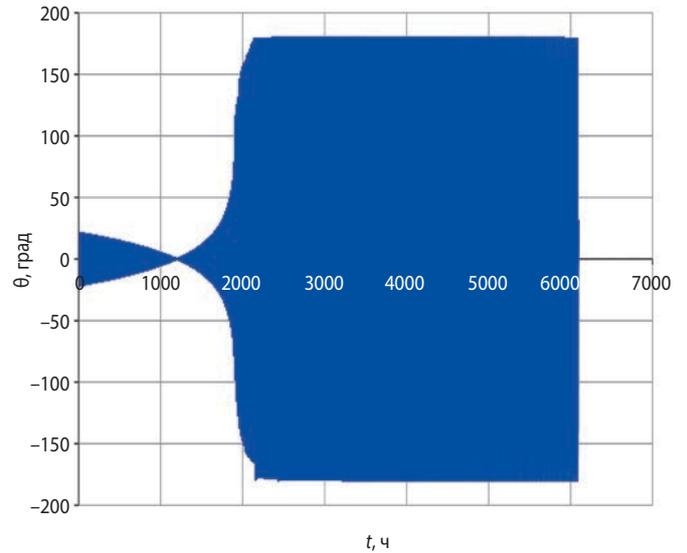


рисунок 13. $P=0,14$ Н. Управление $\theta(t)$

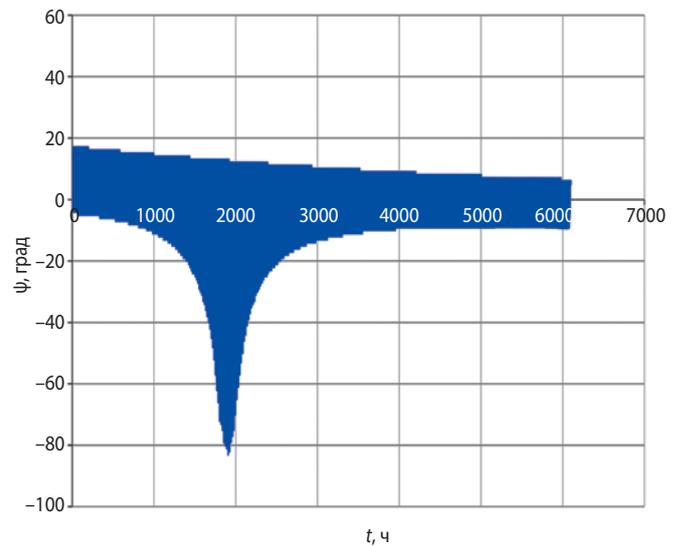


рисунок 14. $P=0,14$ Н. Управление $\psi(t)$

($\sim 2 \cdot 10^5$ в данном случае). Хотя такая точность аппроксимации, как правило, избыточна, ММЛ показал уверенную работу и при таких размерностях. Результаты представлены в таблице 6.

Усреднённая по всем результатам ошибка составила 0,16%.

Приведём полученные траектории и управления для граничных и среднего уровней тяг (рисунки 3–14).

Сравнивая полученные графики с результатами, приведёнными в (*Caillau J.B. et al.*, 2003), можно отметить хорошее качественное совпадение. Также эта задача для тяги 0,2 Н решалась в работах (*Петухов В.Г.*, 2004; *Fourcade J. et al.*, 2000) с помощью принципа максимума и метода осреднения.

В первой работе относительная ошибка составила 0,21%, во второй 0,51%, что близко к результатам, полученным для шага аппроксимации 30° – 0,52%. Для шага аппроксимации 1° полученная в данной работе относительная ошибка на порядок меньше и составила 0,052%.

ВЫВОДЫ

С помощью ММЛ решена задача некомпланарного околоземного перелёта за минимальное время для широкого диапазона уровней начального ускорения. Получено хорошее совпадение результатов с результатами других авторов, что наряду с результатами предыдущих работ (Казмерчук П.В., 2007; Казмерчук П.В., 2018) позволяет сделать вывод о возможности применения ММЛ для рассмотренных задач оптимизации траекторий КА с малой тягой.

Основные достоинства ММЛ для данной задачи:

- большая область сходимости, что позволяет выбирать тривиальные начальные приближения и отказаться от использования различных регуляризирующих приёмов (осреднения и др.);
- работа в терминах целевой задачи без необходимости получения дополнительных конструкций типа условий трансверсальности и др.

Из недостатков можно отметить:

- достаточно медленную сходимость при малых уровнях управляющих ускорений в допустимой области (области выполнения целевых ограничений задачи), связанную с необходимостью выбора малого размера области допустимых вариаций (область в которой решается задача линейного программирования) для обеспечения приемлемой точности линеаризации;
- значительное увеличение времени решения линейной задачи симплекс-методом при росте размерности. Для сокращения временных затрат на решение линейной задачи выходом может стать использование вместо симплекс-метода метода внутренней точки (барьерных функций), обладающего полиномиальной сложностью либо аппроксимация управления в другом классе функций с целью увеличения точности аппроксимации без значительного увеличения размерности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. Летательные аппараты НПО имени С.А. Лавочкина (к 80-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 5-16.

Казмерчук П.В. Верификация метода линеаризации для задач оптимизации траекторий КА с малой тягой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 36-41.

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Теоретические аспекты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 37-42.

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Вычислительные аспекты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 83-88.

Казмерчук П.В. Разработка программно-математического обеспечения оптимизации траекторий КА с солнечным парусом: дис. на соиск. уч. степени канд. тех. наук. М.: 2007. 130 с.

Петухов В.Г. Оптимизация многовитковых перелётов между некомпланарными эллиптическими орбитами // Космические исследования. 2004. № 3. С. 260-279.

Caillau J.B., Gergaud J., Noailles J. 3D Geosynchronous Transfer of a Satellite: Continuation on the Thrust // Journal of Optimization Theory and Applications. 2003. Vol. 118, Is. 3. P. 541-565.

Efanov V.V., Martynov M.B., Karchaev K.Z. Aerial Vehicles Developed at Lavochkin Research and Production Association (On the 80th Anniversary of the Lavochkin Association) // Solar System Research. 2018. Vol. 52, № 7. P. 557-569.

Fourcade J., Geffroy S., Epenoy R. An averaging optimal control tool for low-thrust minimum-time transfers. In CNES, editor, Low thrust trajectory optimization, March 2000. URL: https://logiciels.cnes.fr/sites/default/files/attached_doc/An%20averaging%20optimal%20control%20tool%20for%20low%20thrust%20minimum-time%20transfers.pdf (дата обращения: 15.08.2019).

Hairer E., Wanner G. Solving Ordinary Differential Equations I. Nonstiff Problems. Springer, 2008. 528 p.

Jasper T. Low-thrust trajectory analysis for the geosynchronous mission // 10th Electric Propulsion Conference, International Electric Propulsion Conference, 1973. DOI: 10.2514/6.1973-1072.

Jo Jung-Hyun, Park In-Kwan, Choe Nam-Mi, Choi Man-Soo. The Comparison of the Classical Keplerian Orbit Elements, Non-Singular Orbital Elements (Equinoctial Elements), and the Cartesian State Variables in Lagrange Planetary Equations with J2 Perturbation: Part I // Journal of Astronomy and Space Sciences. 2011. Vol. 28, Is. 1. P. 37-54.

Статья поступила в редакцию 16.08.2019 г.

Статья после доработки 16.08.2019 г.

Статья принята к публикации 16.08.2019 г.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НЕПРЕРЫВНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ ТИПА «МОЛНИЯ»

DYNAMIC STABILITY OF THE CONTINUOUS SERVICE SATELLITE SYSTEMS ON HIGH-ELLIPTICAL MOLNIYA TYPE ORBITS



А.Е. Назаров¹,
доктор технических наук,
naz-a-e@yandex.ru;
A.E. Nazarov

Рассматриваются вопросы обеспечения динамической устойчивости спутниковых систем (СС) непрерывного обслуживания с орбитальными структурами (ОС) на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) типа «Молния». На основе анализа особенностей характера эволюции рассматриваемых ВЭО предлагаются способы управления ОС СС, позволяющие минимизировать пространственно-временную деформацию (ПВД) ОС при длительных сроках активного существования (САС) космических аппаратов (КА) и обеспечить непрерывность выполнения целевой задачи в течение срока функционирования СС в целом. В основе управления ОС СС лежит минимизация ПВД ОС посредством дифференцированного выбора начальных параметров орбит на этапах развёртывания и восполнения СС.

Ключевые слова: спутниковая система; орбитальная структура; высокоэллиптическая орбита; эволюция элементов орбит; динамическая устойчивость; космический аппарат; рабочий участок.

DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.004

The article covers the dynamic stability of the continuous service satellite systems with various orbital characteristics on high-elliptical Molniya type orbits (HEO). Based on the analysis of evolution behavior of the HEO under consideration the article provides options for control of satellite systems orbital characteristics aimed at minimizing of the orbiters' spatiotemporal deformation during long active lifetime of spacecraft and provide continuous operation throughout the life of satellite system as a whole. At the core of control of satellite systems is the minimizing of orbital structure spatiotemporal deformation by means of differential selection of initial orbit parameters for the satellite systems deployment and completion phase.

Key words: satellite system; orbital structure; high-elliptical orbit (HEO); orbit elements evolution; dynamic stability; spacecraft; operation section.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Высокоэллиптическая орбита типа «Молния» нашла широкое применение при создании различных космических систем (КС) в том числе, предназначенных для круглосуточного выполнения какой-либо целевой задачи (наблюдение, связь, метеорология и др.), т.е. для непрерывного обслуживания определённого района поверхности Земли. В отличие от геостационарной орбиты (ГСО) высокоэллиптическая орбита типа «Молния» позволяет обслуживать районы Северного полушария, включая полярную область, недоступную для геостационарных КА. Именно благодаря этой особенности данная ВЭО используется в орбитальном построении высокоорбитальной гидрометеорологической КС «АРКТИКА-М» (Назаров А.Е., 2015; Данилкин Н.П. и др., 2017).

В состав таких КС входит орбитальная группировка (ОГ) из нескольких одинаковых КА, которая представляет собой так называемую спутниковую систему непрерывного обслуживания.

Под непрерывностью обслуживания понимается возможность выполнения целевой задачи в любой момент времени в течение каждых суток заданного интервала функционирования КС.

Непрерывность обслуживания заданного района поверхности Земли обеспечивается за счёт организации упорядоченного пролёта над ним спутников ОГ, при котором работа целевой аппаратуры (ЦА) осуществляется на рабочих участках (РУ), располагающихся по времени в течение каждых суток полёта непрерывно и последовательно.

Работа ЦА КА осуществляется на апогейном участке орбиты, на котором геометрия относительного движения КА обеспечивает требуемые условия для выполнения целевой задачи. Продолжительность такого РУ может составлять более 6 часов, и в течение суток можно организовать два РУ. Таким образом, орбитальная группировка из двух КА может потенциально обеспечить непрерывность следования РУ в течение суток и тем самым – непрерывность обслуживания заданного района поверхности Земли при требуемых условиях выполнения целевой задачи.

Под требуемыми условиями выполнения целевой задачи будем понимать обеспечение определённой геометрии расположения РУ КА относительно заданного района обслуживания.

Геометрия расположения РУ относительно заданного района обслуживания определяется значениями элементов орбиты КА. Для рассматриваемой ВЭО основное влияние оказывают значения аргумента перигея ω и географической долготы восходящего узла (ГДВУ) λ_3 . Для выполнения целевой задачи эти параметры должны находиться в соответствующих допустимых диапазонах в течение всего САС КА.

Для обслуживания полярных областей наилучшие условия обеспечиваются на ВЭО с аргументом перигея $\omega=270^\circ$. При этом обеспечиваются и наилучшие условия радиовидимости КА одновременно на обоих суточных витках с наземных пунктов на территории РФ. Таким образом, $\omega=270^\circ$ целесообразно принять в качестве номинального значения при выборе параметров рассматриваемой ВЭО.

Для осуществления непрерывности обслуживания создаётся соответствующая орбитальная структура, обеспечивающая определённую пространственно-временную расстановку КА в абсолютном пространстве. Такая расстановка может осуществляться как путём разнесения плоскостей орбит в абсолютном пространстве по долготе восходящего узла (ДВУ) Ω_1 , так и посредством фазирования положения КА в плоскости орбиты по аргументу широты u , что эквивалентно различному расположению трассы КА на поверхности Земли по ГДВУ λ_3 .

Особенностью использования рассматриваемых ВЭО в ОС СС непрерывного обслуживания является необходимость обеспечения так называемой динамической устойчивости ОС в условиях значительного изменения элементов орбит в результате эволюции.

Под динамической (баллистической) устойчивостью СС понимается свойство её ОС сохранять на заданном временном интервале такое взаимное расположение орбит и положение КА (спутников) на этих орбитах, при которых осуществляется непрерывность обслуживания при различного рода ограничениях на работу бортовых и наземных систем.

Нарушение динамической устойчивости СС и как следствие этого нарушение непрерывности следования РУ КА в течение суток обусловлено пространственно-временной деформацией ОС из-за существенной эволюции параметров орбит в течение длительных сроков активного существования КА. Вопросам обеспечения динамической устойчивости посвящён ряд публикаций (Назаренко А.И., Скребушевский Б.С., 1981; Назаров А.Е., 2007; Назаров А.Е., 2013; Шестихин В.И. и др., 2015).

Непрерывность следования РУ в рассматриваемых СС непрерывного обслуживания обеспечивается разнесением орбитальных плоскостей в пространстве по ДВУ Ω_1 . При этом номинальные значения остальных параметров орбит, как правило, имеют одинаковые значения.

Большой уровень ПВД рассматриваемых ОС объясняется значительным влиянием возмущений от Луны и Солнца на движение КА в районе апогея орбиты, зависящем от текущего положения плоскости орбиты в пространстве (от Ω_1). Так как орбиты спутников лежат в разных плоскостях, то и характер эволюции их параметров будет различным.

Для компенсации неблагоприятного влияния эволюции на ПВД ОС необходимо предусмотреть наряду с управлением движением центра масс отдельного КА управление ОС СС в целом. Поиск такого управления ОС и является основной целью решения задачи обеспечения динамической устойчивости СС.

Эффективные способы управления ОС СС можно определить на основе анализа характера изменения параметров рассматриваемых ВЭО в результате эволюции.

Очевидно, что для обеспечения динамической устойчивости ОС рассматриваемых КС необходимо обеспечить определённую стабильность формы орбит и их ориентации в абсолютном пространстве. Форма орбиты определяется плоскостными элементами орбиты – большой полуосью a и эксцентриситетом e , а ориентацию плоскости орбиты и линии апсид в пространстве определяют внеплоскостные параметры – соответственно i , Ω_γ и ω . Под стабильностью понимается нахождение (поддержание) параметров орбит КА в заданных допустимых диапазонах.

Поддержание a , или точнее периода обращения КА $T_{КА}$, необходимо для поддержания положения трассы КА на поверхности. Изомаршрутность трассы КА обеспечивается выбором геосинхронных орбит с $T_{КА}$, близким к так называемому стабильному значению $T_{ст} \approx 43065$ с, которое должно поддерживаться путём периодического проведения коррекций орбиты.

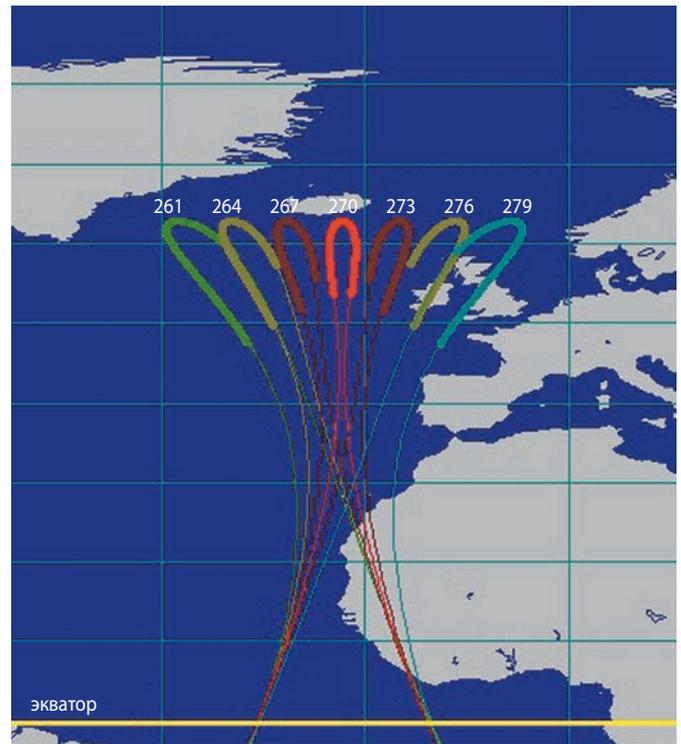
Геометрия расположения РУ относительно района обслуживания, кроме значения λ_\odot , зависит также от значений ω и e (высоты перигея h_π).

Постоянство положения ЦА КА на РУ относительно района обслуживания обеспечивается благодаря стабильности положения линии апсид орбиты в абсолютном пространстве, определяемом значением ω . Для минимизации ухода ω в результате эволюции необходимо выбирать наклонение плоскости орбиты i близким к так называемому критическому значению, приблизительно равному $63,4^\circ$.

Эволюция ω изменяет геометрию относительного движения КА на РУ. На рисунке 1 показано расположение следа РУ (± 3 часа от апогея) на поверхности Земли для номинального значения высоты перигея $h_\pi = 1500$ км и значений ω в диапазоне от 261° до 279° с шагом 3° (цифры на рисунке 1).

Среди возмущающих факторов, оказывающих влияние на ПВД ОС, можно выделить нецентральность гравитационного поля Земли и возмущающие воздействие Луны и Солнца. Для рассматриваемых ВЭО с высотой перигея более 500 км влияние атмосферы можно не учитывать.

Возмущения от нецентральности гравитационного поля Земли оказывают влияние на прецессию ДВУ и аргумента перигея ω , а также на изменение большой полуоси a и соответственно периода обращения КА.



рисунк 1. Расположение следа РУ (± 3 часа от апогея) на поверхности Земли для различных значений ω

Основное влияние на прецессию ДВУ оказывает сжатие фигуры Земли, а именно гармоника C_{20} в разложении потенциала гравитационного поля. В качестве определяющих параметров величины скорости прецессии ДВУ для эллиптических орбит следует рассматривать наклонение i и её фокальный параметр $p = a \cdot (1 - e^2)$, зависящий от эксцентриситета e .

Под скоростью прецессии ДВУ $\dot{\Omega}_\gamma$ будем рассматривать скорость изменения этого параметра орбиты за сутки $\dot{\Omega}_\gamma = \delta\Omega_\gamma \cdot N_{\text{вит}}$, где $\delta\Omega_\gamma$ – изменение ДВУ за один виток; $N_{\text{вит}}$ – число витков в сутках. Величина изменения ДВУ за один виток $\delta\Omega_\gamma$ для эллиптической орбиты определяется известным (Эльясберг П.Е., 1965) выражением:

$$\delta\Omega_\gamma = -\frac{2\pi\varepsilon}{p^2\mu} \cos i, \quad (1)$$

где $\mu = 398602$ км³/с² – гравитационная постоянная; $\varepsilon = 2,634 \cdot 10^{10}$ – константа нормального гравитационного поля.

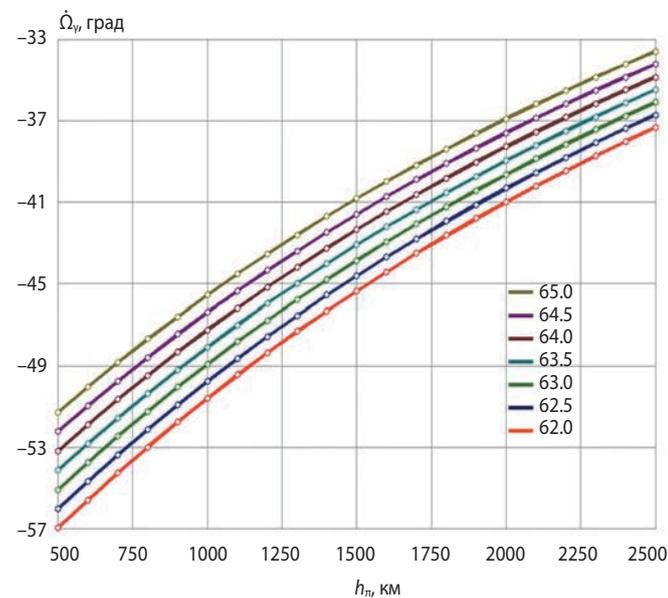
Анализ формулы (1) и выражения для фокального параметра p показывает, что при одинаковых значениях i и a изменение ДВУ за один виток будет больше у орбиты с большим e , т.е. с меньшим значением h_π .

Далее будем рассматривать ВЭО с периодом обращения КА, близким к стабильному значению $T_{КА} = 43065$ с, и h_π в диапазоне высот от 500 км до 2500 км, что соответствует диапазону значений e от 0,745 до 0,645. В качестве диапазона значений i рассмотрим диапазон от 62° до 65° .

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НЕПРЕРЫВНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ ТИПА «МОЛНИЯ»

На рисунке 2 представлен график зависимости скорости прецессии ДВУ от h_{π} для различных значений i . Следует отметить, что на длительных интервалах времени более показательной характеристикой скорости прецессии ДВУ будет её изменение за 1 год, т.е. за число витков $N_{\text{вит}} = \frac{86400}{43065} \cdot 365,25 = 732,8$. Таким образом, скорость прецессии ДВУ можно записать как $\dot{\Omega}_{\gamma} = 732,8 \cdot \delta\Omega_{\gamma}$ град/год.

По оси абсцисс графика отложены значения h_{π} в километрах, а по оси ординат – значения скорости прецессии ДВУ $\dot{\Omega}_{\gamma}$ в градусах за год. Цифры у каждой кривой соответствуют значению наклона i в градусах.



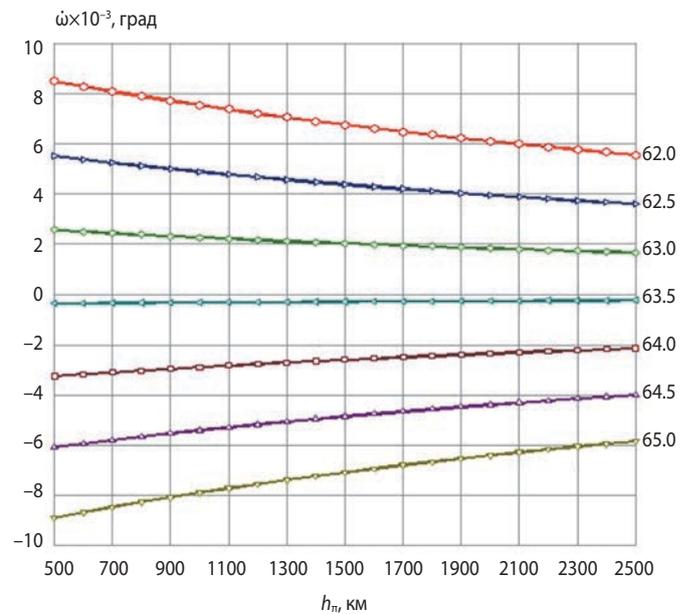
рисунк 2. Зависимость скорости прецессии ДВУ от h_{π} для различных i

Анализ графика на рисунке 2 показывает, что скорость прецессии ДВУ $\dot{\Omega}_{\gamma}$ уменьшается как при увеличении h_{π} , так и при увеличении значения наклона i . Однако эффективность влияния коррекции высоты перигея на изменение скорости прецессии ДВУ в 4–5 раз выше, чем коррекция наклона i .

Для рассматриваемых эллиптических орбит, кроме прецессии ДВУ, имеет место и значительная прецессия аргумента перигея ω . Изменение ω за один виток $\delta\omega$ определяется выражением (Эльясберг П.Е., 1965)

$$\delta\omega = \frac{\pi\varepsilon}{p^2\mu} (5\cos^2 i - 1). \quad (2)$$

Зная величину $\delta\omega$, можно определить скорость его прецессии за сутки $\dot{\omega} = \delta\omega \cdot N_{\text{вит}}$. На рисунке 3 представлен график зависимости скорости прецессии аргумента перигея $\dot{\omega}$ от высоты перигея для различных значений наклона i .



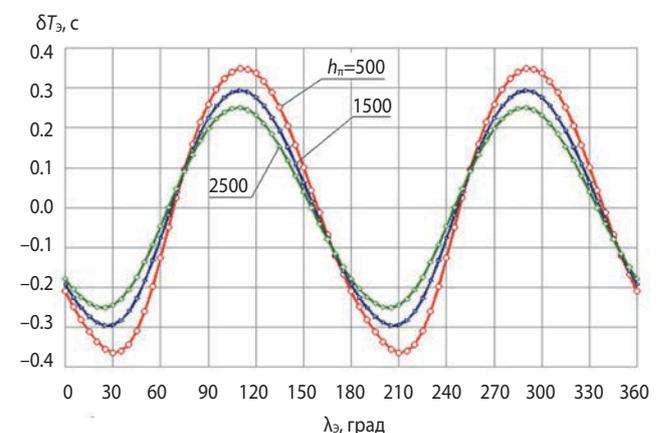
рисунк 3. Зависимость $\dot{\omega}$ от h_{π} для различных значений i

По оси абсцисс на графике отложены значения h_{π} в километрах, а по оси ординат – значения $\dot{\omega}$ в градусах за виток. Цифры у каждой кривой соответствуют значению наклона i в градусах.

Анализ графика подтверждает известный факт о том, что при некотором критическом значении наклона $i_{\text{кр}} \sim 63.4^\circ$ прецессия $\dot{\omega}$ практически отсутствует вне зависимости от значения высоты перигея h_{π} .

Таким образом, для минимизации изменения ω в результате эволюции целесообразно выбирать значение наклона близким или равным его критическому значению $i_{\text{кр}}$.

Изомаршрутность трассы КА обеспечивается поддержанием стабильного значения драконического периода обращения КА. Эволюция этого параметра зависит от геометрии расположения трассы КА на поверхности Земли и, прежде всего, от значения ГДВУ орбиты λ_3 .

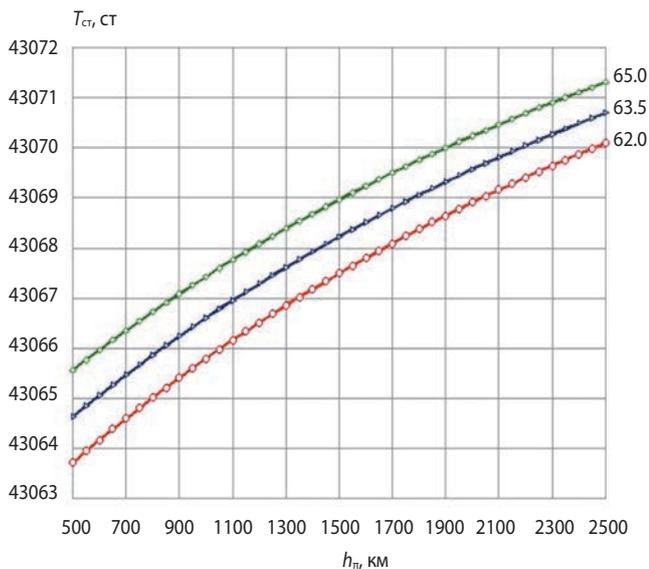


рисунк 4. Зависимость изменения δT_3 от λ_3 для различных значений h_{π}

На рисунке 4 представлен график изменения периода обращения КА за виток δT_3 , осреднённого за сутки, в зависимости от λ_3 . График построен для различных значений h_π при учёте возмущений от нецентральности гравитационного поля Земли (16×16) при $\omega=270^\circ$, $i=63,4^\circ$. По оси ординат отложена величина δT_3 в секундах, по оси абсцисс – λ_3 в градусах.

Луна и Солнце также вносят определённый вклад в изменение величины δT_3 , однако эти возмущения практически не оказывают результирующего влияния, и для оценки потребных энергозатрат на коррекцию поддержания периода обращения КА можно воспользоваться величиной δT_3 , полученной с учётом влияния только нецентральности. Величина δT_3 зависит, кроме λ_3 , ещё и от текущего значения h_π . Точная величина стабильного периода обращения $T_{ст}$ также зависит от текущего значения h_π . Это объясняется значительным влиянием высоты перигея на скорость прецессии ДВУ (1), которая и уточняет значение $T_{ст}$.

На рисунке 5 представлен график зависимости $T_{ст}$ от h_π для различных значений наклонения i .

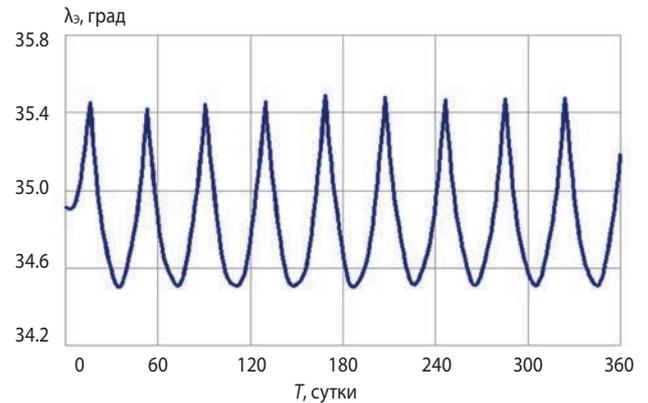


рисунк 5. Зависимость $T_{ст}$ от h_π для различных значений i

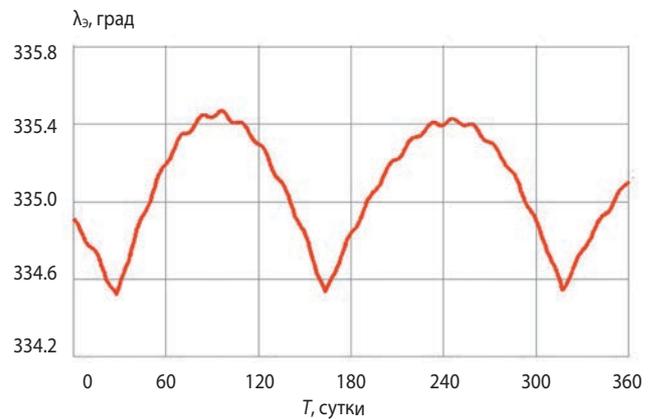
По оси ординат на графике отложена величина $T_{ст}$ в секундах, а по оси абсцисс – значение h_π в км. Анализ рисунка 5 показывает, что основное влияние на величину $T_{ст}$ оказывает h_π . Поэтому из-за эволюции h_π коррекции поддержания изомаршрутности трассы КА должны проводиться с учётом изменения текущего значения $T_{ст}$.

Из рисунка 4 видно, что существуют значения λ_3 , при которых обеспечивается минимальная эволюция периода обращения и, следовательно, требуются минимальные затраты характеристической скорости

КА на поддержание ГДВУ в допустимом диапазоне, а также увеличивается периодичность проведения коррекций орбиты. Для примера на рисунке 6 представлены графики поддержания трассы КА в диапазоне $\lambda_3=35^\circ \pm 0,5^\circ$ (а) и $\lambda_3=335^\circ \pm 0,5^\circ$ (б) на интервале 1 год. График бб наглядно показывает существенное сокращение числа коррекций и соответственно затрат бортового топлива при выборе λ_3 в районе точки с меньшей эволюцией периода обращения (см. рисунок 4).



а



б

рисунк 6. Поддержание ГДВУ λ_3 в диапазоне $35^\circ \pm 0,5^\circ$ (а) и $335^\circ \pm 0,5^\circ$ (б)

Нецентральность гравитационного поля Земли обуславливает не только зависимость изменения периода обращения КА от ГДВУ. На рисунке 7 представлен аналогичный график зависимости изменения наклонения за виток δi , осреднённого за сутки, от ГДВУ λ_3 .

Сравнительный анализ рисунков 4 и 7 показывает, что, хотя знаки изменения δT_3 и δi имеют противоположные значения, нулевые уходы этих параметров имеют место для одних и тех значений ГДВУ λ_3 .

На рисунке 8 представлены совместно графики рассматриваемых зависимостей, построенные для одного значения $h_\pi=1500$ км. Выделенные на этом графике четыре точки совпадают с так называемыми точками устойчивого ($\lambda_{31}=67^\circ$ и $\lambda_{32}=247^\circ$) и неустойчивого равновесия ($\lambda_{33}=157^\circ$ и $\lambda_{34}=337^\circ$).

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НЕПРЕРЫВНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ ТИПА «МОЛНИЯ»

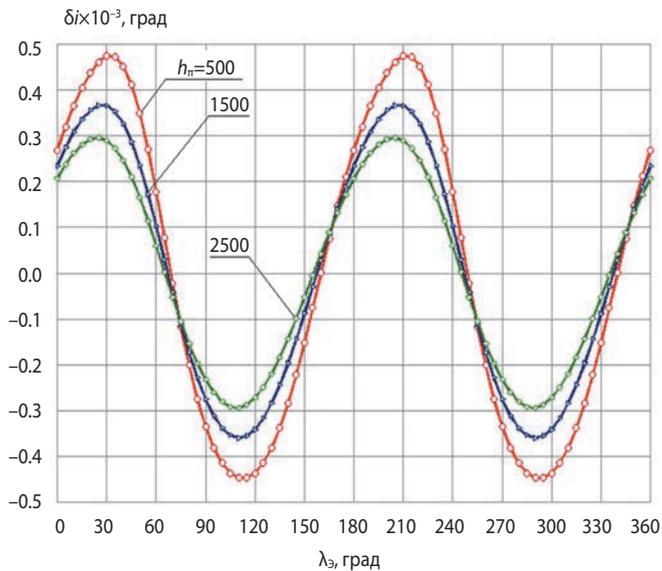


рисунок 7. Зависимость изменения наклона за виток δi от ГДВУ λ_3

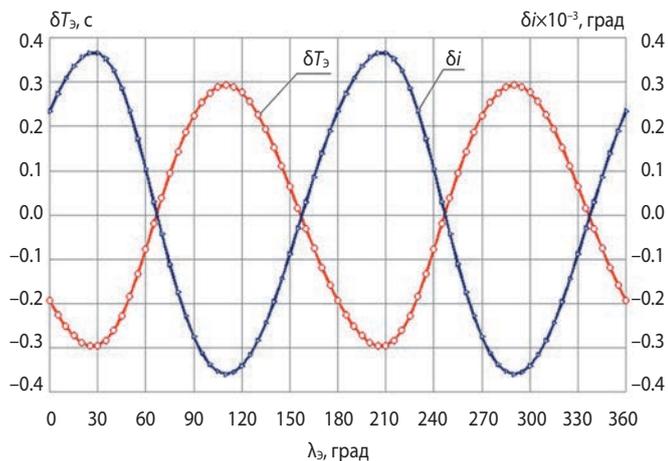


рисунок 8. Зависимость δT_3 и δi от ГДВУ λ_3

При этом понятие характера равновесия относится только к эволюции периода обращения КА. Заметим, что для других значений h_n в диапазоне высот (500–2500 км) указанные долготы могут отличаться на $\pm 2^\circ$.

Кроме влияния нецентральности гравитационного поля Земли, зависящего от геометрии расположения трассы КА (от значения ГДВУ), Луна и Солнце также вносят значительный вклад в изменение наклона δi . Вместе с тем, на длительных интервалах времени, соизмеримых с периодами обращения Луны и Солнца, эти возмущения имеют периодический характер воздействия и практически не оказывают результирующего влияния на изменение наклона.

Возмущающие ускорения от притяжения Луны и Солнца оказывают определенное влияние на изменение всех элементов орбиты, но основным эффектом от их воздействия является изменение эксцентриситета e , конкретнее – изменение высоты перигея. При

этом можно отметить два неблагоприятных фактора: возможное уменьшение времени баллистического существования КА из-за недопустимого снижения высоты полёта КА и его захвата атмосферой Земли и определяющее влияние на величину скорости прецессии ДВУ. И критично не само значение скорости прецессии и величины ухода, а неравномерность изменения ДВУ у разных орбит, образующих ОС КС. Эта неравномерность приводит к нарушению относительного расположения плоскостей орбит в пространстве, следствием которого является так называемая временная деформация ОС, т.е. относительное смещение моментов времени прохождения КА апогеев орбит и, соответственно, взаимное смещение временных интервалов РУ, отсчитываемых относительно апогея. Смещение РУ может приводить к недопустимому их «расползанию» и нарушению непрерывности обслуживания.

Величину возмущающих воздействий Луны и Солнца на изменение элементов орбиты КА определяет положение плоскости орбиты относительно возмущающих тел. Для конкретной астрономической даты и заданного значения наклона это положение в абсолютном пространстве характеризуется ДВУ Ω_γ . Именно этот параметр орбиты определяет характер эволюции её элементов от возмущающего влияния Луны и Солнца. Поэтому, исследуя влияние этих возмущений на эволюцию отдельных элементов орбиты, необходимо проводить соответствующие расчёты для всех возможных значений ДВУ в диапазоне $0-360^\circ$. По аналогии с представленным выше исследованием влияния нецентральности таким независимым аргументом являлась ГДВУ λ_3 .

В отличие от возмущений от нецентральности, которые повторяются от суток к суткам, действие возмущений от Луны и Солнца необходимо рассматривать на интервалах времени, соизмеримых с их периодами обращения и более длительными, в том числе определяемыми заданными сроками активного существования КА.

Следует отметить, что на практике для поддержания изосинхронности трассы проводятся коррекции периода обращения, поэтому эволюцию орбиты следует рассматривать с учётом проведения этих коррекций. Диапазоны удержания трассы и соответственно периодичность их проведения могут быть различными, однако в достаточно хорошем приближении можно принять следующую модель расчёта эволюции с учётом управляемого движения КА.

Весь исследуемый интервал расчёта разбивается на участки пассивного движения КА. Пассивный прогноз движения центра масс КА осуществляется на интервале до 30 витков (15 суток), на 31-м витке имитируется проведение коррекции орбиты, а именно изменяются два параметра: большая полуось из-

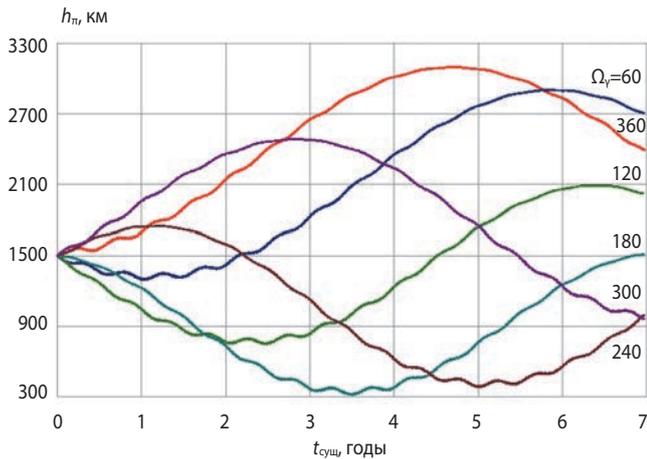


рисунок 9. Эволюция h_p для различных начальных значений Ω_p

меняется в соответствии с текущим значением стабильного периода обращения и восстанавливается номинальное (поддерживаемое) значение ГДВУ. Представленные далее результаты расчёта эволюции получены с использованием данной модели.

На рисунке 9 представлен график эволюции высоты перигея h_p в течение срока активного существования КА $t_{\text{сущ}}=7$ лет, который отражает характер эволюции h_p при различных начальных значениях ДВУ Ω_p .

Важность исследования эволюции h_p в рамках рассматриваемой проблемы обусловлена её определяющим влиянием на неравномерность скорости прецессии ДВУ орбит КА, образующих ОС, которая и является основной причиной появления временной деформации ОС.

Анализ рисунка показывает, что имеет место периодический характер изменения h_p с достаточно большой амплитудой от ± 550 км до ± 825 км и периодом порядка 7–8 лет. Периодический характер обусловлен прецессией ДВУ, а именно совершением полного оборота плоскости орбиты на 360° со средней скоростью порядка 45° в год. После такого оборота практически повторяются геометрия расположения плоскости орбиты относительно орбит возмущающих тел и, соответственно, характер действия возмущений. Определённое отличие обусловлено наклоном плоскости орбиты Луны относительно плоскости эклиптики $\sim 5^\circ$ и прецессией восходящего узла орбиты Луны по эклиптике с периодом $\sim 18,6$ лет. Эта периодичность явно наблюдается в изменении характера эволюции элементов орбит для различных календарных дат. В качестве примера на рисунке 10 представлены графики эволюции h_p в течение 7 лет для одного значения ДВУ $\Omega_p=360^\circ$ и различных начальных дат на рассматриваемом интервале периодичности 18,6 лет.

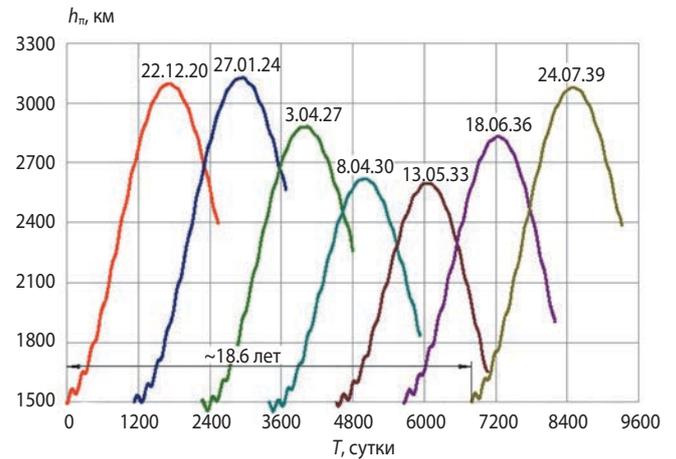


рисунок 10. Эволюция h_p для различных начальных календарных дат

Анализ рисунка 10 подтверждает наличие периодической составляющей с периодом примерно 18,6 лет в изменении характера эволюции высоты перигея h_p . С таким же периодом повторяется характер эволюции и других элементов рассматриваемых орбит.

Для уменьшения ПВД ОС возможно использовать различные виды управления ОС, которые условно можно разделить на пассивные, активные и комбинированные. Отличительными характеристиками рассматриваемых видов управления ОС являются используемые способы и средства управления, а также этапы их применения (Назаров А.Е., 2007). Очевидно, что активное управление, которое предполагает компенсацию эволюции непосредственной коррекцией параметров орбиты, в принципе может полностью устранить ПВД ОС, однако требует наличия на борту КА огромных запасов характеристической скорости и проблематично для практической реализации. Поэтому в данной статье рассмотрим так называемое пассивное управление, при котором целенаправленно используется детерминированный характер эволюции в интересах управления ОС СС путём оптимизации начальных параметров орбит КА на этапах развёртывания и восполнения орбитальной группировки СС. Комбинированное управление предполагает использование как пассивного управления на этапах развёртывания и восполнения СС, так и проведение коррекций орбит КА в процессе их функционирования.

Очевидно, что для устранения временной деформации ОС скорость прецессии должна быть одинаковой у всех КА не только при начальном формировании ОС, но и в течение всего заданного САС КА. Однако, как видно из рисунка 9, эволюция h_p , от которой зависит скорость прецессии, у разных плоскостей орбит ОС может существенно различаться. Таким образом, естественным предложением является обеспечение

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ НЕПРЕРЫВНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ ТИПА «МОЛНИЯ»

постоянства некоторой средней скорости прецессии ДВУ $\dot{\Omega}_{\gamma_{\text{ср}}}$, относительно которой и необходимо минимизировать возможные отклонения каждой из плоскостей ОС СС. Конкретное значение $\dot{\Omega}_{\gamma_{\text{ср}}}$ будет определяться возможным диапазоном изменения высоты перигея в течение заданного САС КА. В качестве первого приближения $\dot{\Omega}_{\gamma_{\text{ср}}}$ может быть принято её значение для орбиты с номинальными параметрами.

С учётом определяющей зависимости скорости прецессии ДВУ от значения h_{π} соответствующим выбором начальных значений h_{π} у разных КА можно уменьшить неравномерность прецессии плоскостей орбит СС в целом. Такой способ управления ОС на этапах развёртывания и восполнения СС известен (Назаров А.Е., 2013) как минимизация временного отклонения РУ выполняемого КА от РУ для соответствующего «гнезда» кинематически правильной орбитальной структуры (КП ОС).

Не привязываясь к конкретным «гнездам» КП ОС, в качестве минимизируемой функции временного отклонения РУ $\tau_{\text{PY}}(t)$ с учётом поддержания номинального значения ГДВУ трасс КА можно использовать следующее выражение:

$$\tau_{\text{PY}}(t) = [(\Omega_{\gamma}(t) - \dot{\Omega}_{\gamma_{\text{ср}}} \cdot t - \Omega_{\gamma}(0)) - 4 + \Delta t_{\omega}(t)], \quad (3)$$

где t – текущее время функционирования КА;

$\Omega_{\gamma}(0)$ – значение ДВУ Ω_{γ} в начальный момент функционирования КА, т.е. в момент $t=0$;

$\Delta t_{\omega}(t)$ – временная поправка, обусловленная отклонением текущего значения аргумента перигея $\omega(t)$ от номинального значения $\omega_{\text{н}}$.

В (3) угловые параметры выражены в градусах, временная поправка $\Delta t_{\omega}(t)$ – в минутах. Для рассматриваемых ВЭО величина $\Delta t_{\omega}(t)$ при изменении ω в диапазоне $\pm 3^{\circ}$ не превысит 3 минут.

В качестве значения средней скорости прецессии ДВУ $\dot{\Omega}_{\gamma_{\text{ср}}}$ может быть принято значение скорости для орбиты с номинальными значениями элементов орбит, и прежде всего с номинальным значением высоты перигея. Однако значение $\dot{\Omega}_{\gamma_{\text{ср}}}$ непосредственно влияет на минимизируемую величину временного отклонения, поэтому оно также должно оптимизироваться. Для рассматриваемых ниже расчётов было определено значение $\dot{\Omega}_{\gamma_{\text{ср}}} = -45,474^{\circ}$ в год, или $-0,1245^{\circ}$ в сутки.

В качестве критерия оптимальности при выборе начальной высоты перигея $h_{\pi 0}$ для заданного начального значения ДВУ $\Omega_{\gamma 0}$ (номера «гнезда» КП ОС) $J_{\tau}(\Omega_{\gamma 0})$ при принятых начальных значениях наклона $i_0 = i_{\text{н}}$ и аргумента перигея $\omega_0 = \omega_{\text{н}}$ принято условие минимизации максимально возможного в течение всего САС КА временного отклонения $\tau_{\text{PY}}(t)$.

Это условие можно записать следующим образом:

$$J_{\tau}(\Omega_{\gamma 0}) = \min_{h_{\pi 0}} \max_t [abs(\tau_{\text{PY}}(t))], \quad (4)$$

$$h_{\text{мин}}^{\text{доп}} \leq h_{\pi 0} \leq h_{\text{макс}}^{\text{доп}}, \quad t = 0, T_{\text{САС}},$$

где $\tau_{\text{PY}}(t)$ – текущее значение отклонения РУ КА от РУ КП ОС;

$T_{\text{САС}}$ – срок активного существования КА.

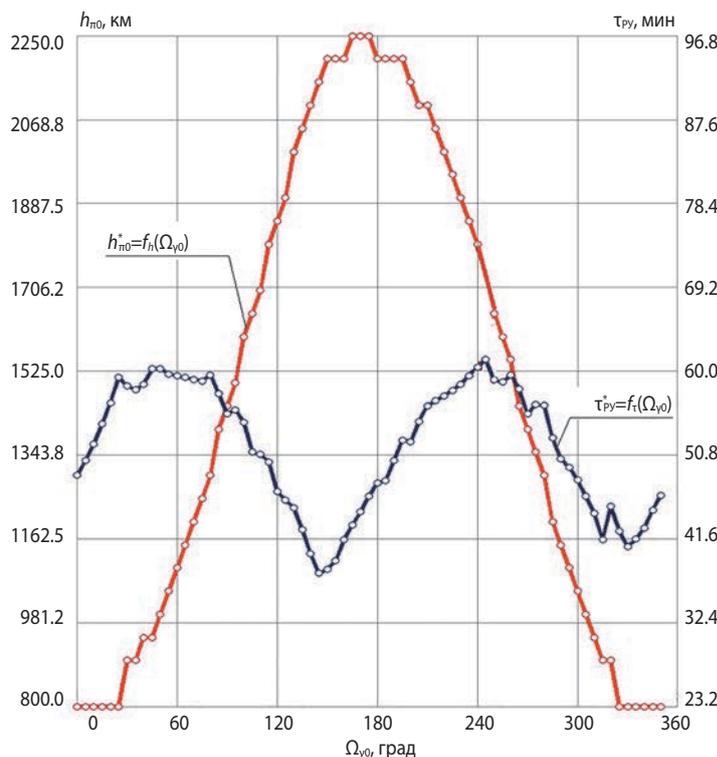


рисунок 11. Зависимости $h_{\pi 0}^* = f_h(\Omega_{\gamma 0})$ и $\tau_{\text{PY}}^* = f_{\tau}(\Omega_{\gamma 0})$

Определение оптимального значения высоты перигея $h_{\pi 0}^*$ для заданного ДВУ можно осуществить вариацией значений $h_{\pi 0}$ во всем допустимом диапазоне $h_{\min}^{\text{доп}} \leq h_{\pi 0} \leq h_{\max}^{\text{доп}}$ с некоторым шагом $\Delta h_{\pi 0}$. Последовательным определением оптимальных значений $h_{\pi 0}^*$ для всего диапазона ДВУ ($0-360^\circ$) можно определить зависимость $h_{\pi 0}^* = f_h(\Omega_{\gamma 0})$.

Расчёт функции $\tau_{\text{PY}}(t)$ осуществляется по результатам прогнозирования движения КА с использованием численных методов интегрирования, характеризующимися большими временными затратами. Поэтому при решении многопараметрической задачи оптимизации существенным является уменьшение числа и диапазонов изменения варьируемых параметров орбиты. Как правило, на практике это уменьшение имеет место из-за реальных технических ограничений по возможности используемых средств выведения КА на орбиту, а также по обеспечению требуемых условий выполнения целевой задачи.

Для сокращения продолжительности одного варианта расчёта критерия оптимальности $J_t(\Omega_{\gamma 0})$ целесообразно ввести проверку на превышение допустимого значения $\tau_{\text{PY}}(t) \leq \tau_{\text{PY}}^{\text{доп}}$ и допустимого диапазона изменения аргумента перигея $\omega_{\min}^{\text{доп}} \leq \omega(t) \leq \omega_{\max}^{\text{доп}}$.

Для уменьшения числа вариаций $h_{\pi 0}$ для заданного значения $\Omega_{\gamma 0}$ следует применять поэтапный подход, а именно на первом этапе определять $h_{\pi 0}^*$ для всего допустимого диапазона $h_{\min}^{\text{доп}} \leq h_{\pi 0} \leq h_{\max}^{\text{доп}}$ используя крупный шаг $\Delta h_{\pi 0}$ а затем использовать это значение для сокращения диапазона поиска до $h_{\pi 0}^* - \Delta h_{\pi 0} \leq h_{\pi 0} \leq h_{\pi 0}^* + \Delta h_{\pi 0}$ и уменьшения на следующей итерации шага $\Delta h_{\pi 0}$. Число итераций будет зависеть от требуемой точности определения $h_{\pi 0}^* = f_h(\Omega_{\gamma 0})$.

При таком подходе с использованием точной модели прогнозирования движения КА были проведены многочисленные расчёты изменения функции $\tau_{\text{PY}}(t)$ на заданном САС $t_{\text{сущ}} = 7$ лет. В результате определена зависимость $h_{\pi 0}^* = f_h(\Omega_{\gamma 0})$, а также соответствующая зависимость минимально возможного временного отклонения РУ $\tau_{\text{PY}}^* = f_\tau(\Omega_{\gamma 0})$, которые в виде графиков представлены на рисунке 11.

По оси абсцисс отложена начальная ДВУ $\Omega_{\gamma 0}$ в градусах, а по оси ординат – значение соответствующего параметра (слева – $h_{\pi 0}$ в км, справа – временное отклонение РУ τ_{PY} в мин).

Расчёты проведены для даты пуска КА 22.12.2020. Следует отметить, что с учётом зависимости характера эволюции $h_{\pi 0}$ и соответственно эволюции ДВУ Ω_{γ} от начальной календарной даты (см. рисунок 10) определение оптимального значения $h_{\pi 0}^*$ должно проводиться для каждой конкретной планируемой даты пуска КА.

Рассмотренное выше в качестве номинального значение наклона $63,4^\circ$ является критическим ($\dot{\omega} = 0$) только с учётом возмущений от нецентральности. Определённые коррективы в его истинное значение вносят Луна и Солнце, поэтому для уменьшения

пространственной деформации ОС можно минимизировать эволюцию ω путём оптимизации выбора начального наклона i_0 . Такая оптимизация для рассматриваемых ВЭО проводится в достаточно узком диапазоне $63,4^\circ \pm 0,4^\circ$, поэтому требуемое значение наклона можно реализовать за счёт его коррекции непосредственно с помощью двигательной установки КА как сразу же после выведения аппарата на орбиту, так и, при необходимости в процессе дальнейшего полёта.

График на рисунке 11 показывает потенциальные возможности уменьшения временной деформации ОС СС при пассивном управлении. Допустимая величина этой деформации $\tau_{\text{PY}}^{\text{доп}}$ определяется составом орбитальной группировки и продолжительностью РУ. Дальнейшее уменьшение временного отклонения РУ τ_{PY} возможно только при проведении соответствующих коррекций высоты перигея в процессе полёта КА, а увеличение значения $\tau_{\text{PY}}^{\text{доп}}$ возможно за счёт увеличения состава орбитальной группировки.

список литературы

Данилкин Н.П., Жбанков Г.А., Лапшин В.Б., Филлипов М.Ю. Возможность непрерывного наблюдения со спутников «Арктика-М» тонких стенок повышенной плотности плазмы в высокоширотной атмосфере // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 53-59.

Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1981. 284 с.

Назаров А.Е. Динамическая устойчивость спутниковых систем непрерывного обслуживания на высокоэллиптических геосинхронных орбитах // Полет. 2007. № 7. С. 39-49.

Назаров А.Е. Обеспечение динамической устойчивости орбитальной структуры космической системы «Арктика-М» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 2. С. 58-64.

Назаров А.Е. Орбитальное построение и управление орбитальной структурой инновационной космической системы «АРКТИКА-М» (к 50-летию космической системы «АРКТИКА-М») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 124-131.

Шестихин В.И., Назаров А.Е., Зеленевский Ю.В. К вопросу обеспечения устойчивости высокоорбитальных группировок спутниковых систем непрерывного наблюдения (к 50-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 132-139.

Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

Статья поступила в редакцию 14.10.2019 г.

Статья после доработки 14.10.2019 г.

Статья принята к публикации 14.10.2019 г.

К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПОВ



А.А. Моисеев¹,
кандидат технических наук,
moisheev@laspace.ru;
A.A. Moisheev

В статье содержится обзор некоторых конструктивных особенностей создания трансформируемых конструкций космических телескопов, а также описание реальных проектов, где и как эти проблемы решены.

Ключевые слова: технологии трансформации прецизионных конструкций; радиотелескопы; термодформации; размеростабильность; космический телескоп имени Джеймса Уэбба.

DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.005

При решении задач размещения крупногабаритного оборудования на космических аппаратах (КА) довольно распространённым приёмом является применение кинематических устройств и механизмов. Ограничение габаритов КА под головным обтекателем приводит часто к необходимости трансформирования конструкции после сброса головного обтекателя и выхода КА на орбиту. Эта довольно типичная задача реализуется обычно с применением механических, электромеханических или более сложных специальных движителей или устройств. Однако при наложении точностных условий на эти задачи возникает целый ряд проблем, решение которых и составляет особенность технологии создания крупногабаритных трансформируемых прецизионных конструкций, к которым и относятся современные космические телескопы (Моисеев А.А., 2018).

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

THE ISSUE OF DEVELOPMENT OF TRANSFORMABLE SPACE TELESCOPES' STRUCTURES



С.В. Шостак¹,
кандидат технических наук,
shostak@laspace.ru;
S.V. Shostak

The article provides an overview of some design features of development of transformable space telescopes' structures as well as description of real projects where and how these issues were solved.

Key words: technology of transformation of precision structures; radio telescopes; thermal deformations; dimensional stability; James Webb space telescope.

До недавнего времени размеры космических телескопов жёстко ограничивались по габаритным размерам, исходя из возможностей средств выведения по расположению космического аппарата под головным обтекателем. Технологии трансформации прецизионных конструкций после выведения КА на орбиту в тот период были не подготовлены к практической реализации и надёжно не отработаны по параметрам высокоточной геометрической стабильности. Первыми проектами с трансформируемыми прецизионными конструкциями стали радиотелескопы, поскольку у них точностные требования по форме рабочей поверхности на 1–2 порядка ниже требований в оптике. В качестве примера рассмотрим конструкцию космического радиотелескопа (КРТ) проекта «СПЕКТР-Р», рисунок 1 (Шириаков А.Е., Карчаев Х.Ж. и др., 2019).

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

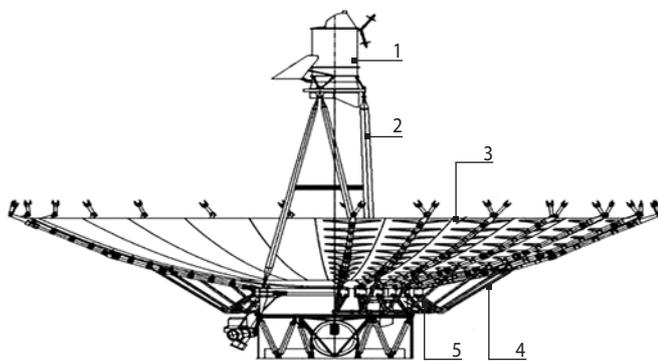


рисунок 1. Космический радиотелескоп проекта «СПЕКТР-Р»

Поскольку диаметр рефлектора КРТ (10 метров) не может быть размещён под головным обтекателем ракеты при выведении КА на орбиту, была принята конструктивная схема трансформируемого рефлектора, состоящего из центрального зеркала и 27 лепестков, разворачивающихся после выведения в рабочее положение (рисунки 2 и 3).

Проблемы обеспечения прецизионности трансформируемых конструкций необходимо решать сразу по двум направлениям: кинематическая прецизионность и конструктивно-технологическая прецизионность. Под кинематической прецизионностью следует понимать соответствие геометрического положения трансформируемой конструкции в рабочем положении в пределах заданного допуска после перемещения из транспортного положения. Конструктивно-технологическая прецизионность обеспечивает геометрическую стабильность развёрнутой конструкции в пределах заданных значений при воздействии внешних факторов в течение всего периода эксплуатации.

В решении проблем кинематической прецизионности трансформируемых конструкций особого внимания заслуживают устройства фиксации механизма в рабочем положении (*Аставин А.С., Ковалёв В.С. и др., 2014*). Они должны обладать минимальными люфтами, максимальной стабильностью при срабаты-



1 – фокальный отсек; **2** – ферма фокального отсека; **3** – лепесток рефлектора; **4** – подкос; **5** – проставка.

рисунок 2. Конструкция рефлектора КРТ

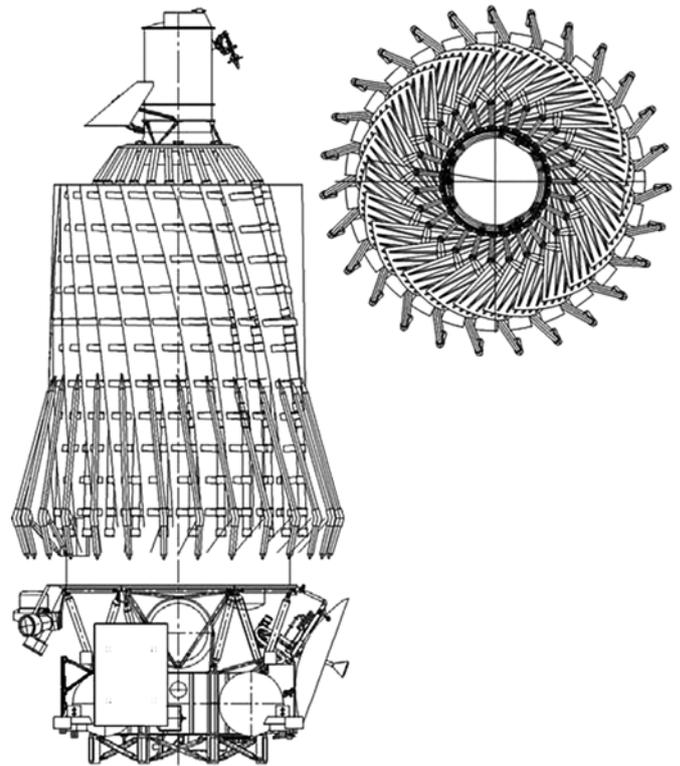
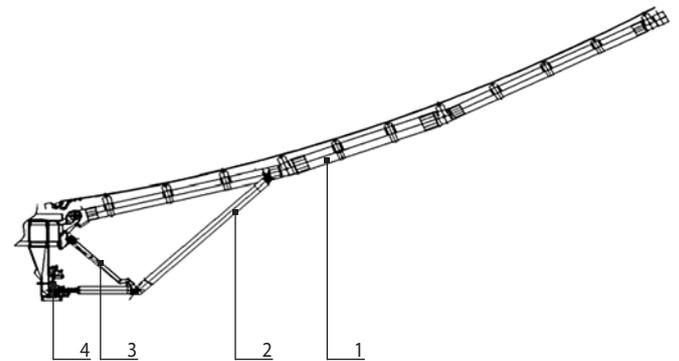


рисунок 3. Рефлектор КРТ в сложенном состоянии

ванию, иметь максимально возможное плечо относительно оси вращения (для повышения угловой точности фиксации). Если проанализировать конструкцию поворотного лепестка КРТ (рисунок 4), то видно, что для достижения высокой точности постановки лепестков в заданный контур рабочей поверхности рефлектора, ловитель, выполняющий роль узла фиксации лепестка в рабочем положении, выведен в пределах возможного на самый край опорной проставки.

Расчёт, выполненный в обеспечение геометрической точности поверхности параболоида КРТ, показал, что проставка, на которой располагаются узлы поворота и фиксации лепестков, также должна быть размеростабильной в условиях воздействия факторов космического пространства. Основной причиной,



1 – каркас лепестка; **2** – подкос лепестка; **3** – водило; **4** – ловитель.

рисунок 4. Конструкция лепестка

дестабилизирующей геометрические параметры проставки, является тепловое возмущение конструкции. Чтобы не допустить нежелательной термодформации точек опор лепестков, необходимо минимизировать реакцию проставки на изменение теплового воздействия, т.е. решить задачу обеспечения конструктивно-технологической прецизионности. Это достигается комплексными приёмами: во-первых, применением конструкционных материалов с минимальными коэффициентами линейного расширения (инвар, углепластик, углеалюминий, карбид кремния и др.); во-вторых, проектированием системы обеспечения температурного режима КА, которая будет поддерживать температуру конструкции проставки в ограниченном диапазоне.

В проекте КРТ космической обсерватории «СПЕКТР-Р» материалы элементов конструкции, влияющих на точность контура рефлектора и положения фокального узла, выбирались из условия обеспечения максимальной размеростабильности. В конструкции подкосов лепестков применялись углепластик, титановый сплав и инвар. Эти материалы имеют низкий коэффициент линейного термического расширения.

Для уменьшения диапазона и перепадов температур на опорной проставке установлены кольцевые теплопроводящие трубы и управляемые нагреватели. За счёт эффективной экранно-вакуумной теплоизоляции были уменьшены внешние теплопритоки к проставке, а внутреннюю поверхность проставки покрыли эмалью с высоким коэффициентом черноты, улучшив этим лучистый теплообмен. Как результат, температурный диапазон на проставке был существенно уменьшен, перепады температур снижены до единиц градусов, а сама проставка стала достаточно термостабильной.

Основные рекомендации, сформированные в результате реализации этого проекта, и некоторые выводы для решения подобных задач:

1. Устройство фиксации механизма в рабочем положении должно обладать минимальными люфтами, максимальной стабильностью при фиксации в рабочем положении, иметь максимально возможное плечо относительно оси вращения (для повышения точности фиксации).
2. Перегрузки при переключке механизма не должны создавать напряжения в конструкции больше, чем σ_c (условный предел упругости) материала.
3. При наземной отработке и при паспортизации положения трансформируемой прецизионной конструкции необходимо обеспечить схему испытаний, исключая влияние гравитационных сил на результат.
4. При использовании в трансформируемых узлах электромеханического привода целесообразно вводить обратную связь по информации с датчика угла положения выходного вала.

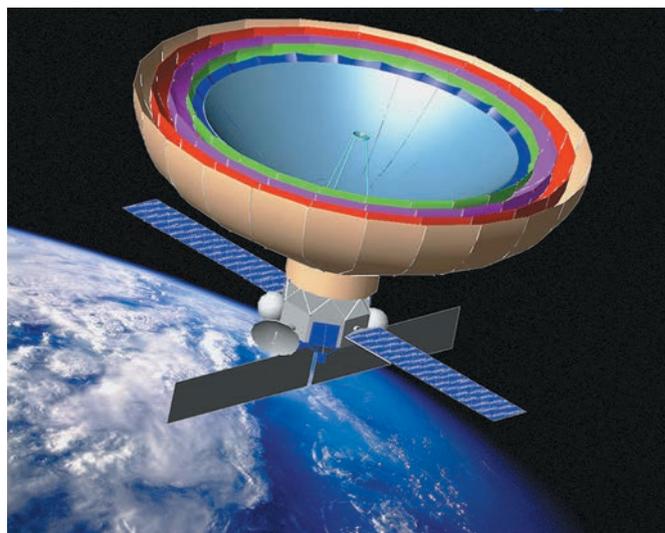


рисунок 5. КА «МИЛЛИМЕТРОН»

Космический аппарат «СПЕКТР-Р» с космическим радиотелескопом успешно отработал на орбите более семи лет. Многие технические решения, реализованные в проекте, по-настоящему инновационны и уникальны. Как отмечают специалисты в России и за рубежом, этот в высшей степени успешный проект определяет на сегодняшний день мировой уровень радиоастрономических наблюдений из космоса (*Кардашев Н.С., Алакоз А.В. и др., 2014*). Перспективой развития подобных трансформируемых конструкций радиотелескопов может стать проект «Миллиметрон» (рисунок 5), включённый в Федеральную программу космических исследований РФ.

Пожалуй, самым интересным в настоящий период представителем космических прецизионных трансформируемых конструкций является проект космического телескопа имени Джеймса Уэбба (James Webb). Космический телескоп имени Джеймса Уэбба является одним из самых амбициозных и технически сложных аппаратов (*Lambert M/Surhone, Miriam T. Timpledon, Susan F. Marseken, 2010*). Ранее инфракрасная космическая обсерватория таких размеров, мощности и сложности никогда не создавалась.

Самой нестандартной и сложной проблемой было создание трансформируемой прецизионной конструкции главного зеркала «ДЖЕЙМСА УЭББА» диаметром 6,5 метра, состоящее из 18 отдельных сегментов (рисунок 6). Для них использовался лёгкий и прочный металл бериллий, на который был нанесён тонкий слой золота. В итоге зеркало весит 705 кг, в то время как его площадь составляет 25 квадратных метров. Для сравнения зеркало телескопа «ХАББЛ» весит 828 килограммов при площади 4,5 квадратных метра.

Каждый сегмент главного зеркала имеет шестиугольную (гексагональную) форму с описанным диаметром чуть больше чем 1,3 метра. Зеркало «ДЖЕЙМСА УЭББА» собирается из сегментов

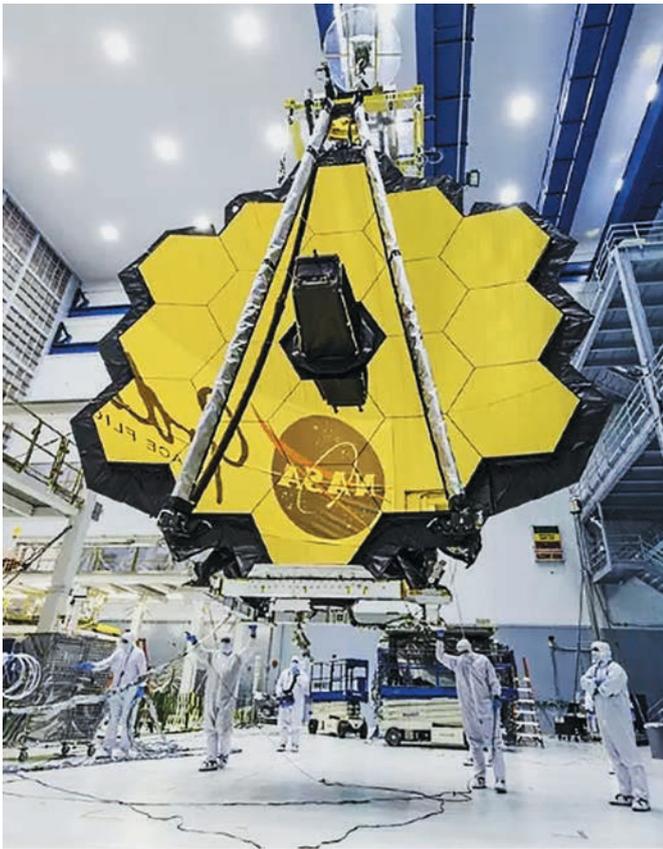


рисунок 6. Главное зеркало «ДЖЕЙМСА УЭББА»

с использованием высокоточного робота-манипулятора для первичной настройки и установки всех сегментов зеркала на каркас (рисунок 7).

Во время установки сегмента зеркала роботизированная рука может двигаться в шести направлениях, маневрируя над конструкцией основания телескопа. Пока одна команда инженеров управляет роботом, другая с помощью лазеров выполняет измерения, чтобы убедиться, что каждое зеркало закреплено идеально.

Поскольку такую огромную конструкцию телескопа невозможно разместить под головным обтекателем ракеты-носителя, главное зеркало на земле складывается (рисунок 8) и после вывода телескопа на орбиту 18 отдельных сегментов развёртываются в рабочее положение.

Затем каждый сегмент должен быть отъюстирован, чтобы чётко взаимодействовать с остальными оптическими элементами телескопа. Каждый из 18 сегментов главного зеркала обладает шестью приводами, которые позволяют ему перемещаться так, чтобы все сегменты были определенным образом выровнены друг относительно друга и могли действовать как одно гигантское зеркало. Кроме того, у каждого зеркального сегмента есть дополнительный специальный силовой привод, с помощью которого каждый сегмент может искривляться, подстраиваясь под заданную кривизну. Таким образом, этот телескоп будет



рисунок 7. Установка сегментов зеркала на каркас телескопа «ДЖЕЙМСА УЭББА»

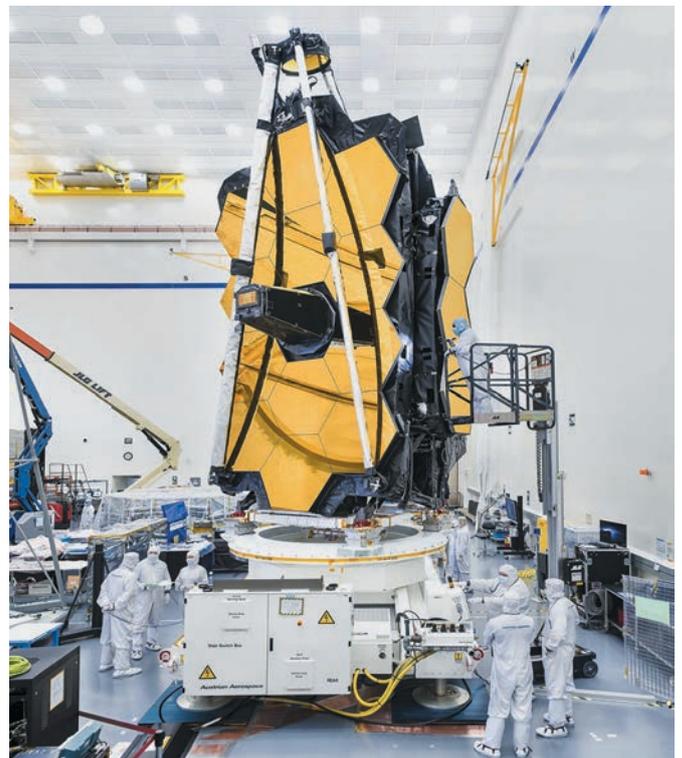


рисунок 8. Зеркало телескопа «ДЖЕЙМСА УЭББА» в сложенном виде



рисунок 9. Развёртываемый теплозащитный экран

первой в мире космической обсерваторией с активно управляемым сегментированным главным зеркалом.

К обозначенным кинематическим проблемам этого проекта надо добавить задачи сохранения прочности и геометрической стабильности при стартовых нагрузках и в условиях его штатной эксплуатации при температурах конструкции ниже минус 240 градусов Цельсия.

Другой важный компонент телескопа – развёртываемый теплозащитный экран (рисунок 9), необходимый для защиты приборов «ДЖЕЙМСА УЭББА» от перегрева. По размеру он сравним с теннисным кортом (21×14 метров), поэтому отправить его в точку Лагранжа L2 (именно там будет работать телескоп) в развёрнутом виде невозможно. Самым логичным решением оказалось сложить его на время полёта, а потом развернуть, когда «ДЖЕЙМС УЭББ» будет в рабочей точке.

Внешняя сторона экрана, где находится антенна, бортовой компьютер, гироскопы и солнечная панель, разогреется до 85 градусов Цельсия. Зато на стороне, где находятся основные научные приборы, будет около 233 градусов ниже нуля. Обеспечивать теплоизоляцию будут пять слоев щита – каждый холоднее предыдущего.

Из представленных выше примеров следует, что крупногабаритные космические телескопы в некоторых уникальных проектах имеют трансформируемые прецизионные конструктивные элементы, отработанные при наземных испытаниях и хорошо себя зарекомендовавшие при эксплуатации на орбите. Однако следует отметить, что для реализации задаваемых высоких требований к точности геометрических параметров, необходимо параллельно готовить и совершенствовать технологические возможности промышленности, без которых эти задачи не могут быть решены (Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., 2019).

В дальнейшем, борьба за увеличение точности трансформируемых прецизионных конструкций может оказаться нецелесообразной, так как это может отрицательно повлиять на надёжность кинематических устройств космических телескопов. Альтернативой может стать введение в структуру телескопов дополнительных систем, обеспечивающих характеристики прецизионности конструкции, т.е. это контролируемые и корректирующие геометрические параметры системы с обратной связью. При штатной эксплуатации КА на орбите целесообразно применить технологии союстировки прецизионных элементов в реальных условиях воздействия факторов космического пространства.

Такие конструктивно-технологические приёмы для перспективных проектов крупногабаритных космических телескопов являются актуальными. Конечно, проект при этом значительно усложняется, увеличивается его стоимость, но в случаях решения уникальных научных задач приходится идти на это. Пример такого подхода к решению задач прецизионности – проект космического телескопа «ДЖЕЙМС УЭББ».

список литературы

Астафин А.С., Ковалев В.С. и др. Создание прецизионной конструкции крупногабаритного космического радиотелескопа // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 91-95.

Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Адрианов А.С. и др. Основные научные результаты, полученные в проекте «РАДИОАСТРОН» в 2016-2018 годы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 3-12.

Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Ковалев Ю.Ю. и др. «РАДИОАСТРОН»: итоги выполнения ранней научной программы исследований объектов Вселенной со сверхвысоким угловым разрешением // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 4-11.

Мошнеев А.А. Создание космических сегментов астрофизических обсерваторий // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 24-34.

Телепнев П.П., Кузнецов Д.А. Методы виброзащиты прецизионных космических аппаратов / Под ред. д.т.н., проф. В.В. Ефанова. Химки: Издатель АО «НПО Лавочкина», 2019. 263 с.

Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Мошнеев А.А., Лоханов И.В. На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 3-18.

Lambert M. Surhone, Mariam T. Tennoe, Susan F. Henssonow. James Webb Space Telescope // Published in 2010. ISBN: 978-613-0-58504-4.

Статья поступила в редакцию 01.11.2019 г.

Статья после доработки 05.11.2019 г.

Статья принята к публикации 06.11.2019 г.

КОНЦЕПЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ВИРТУАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ В КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ



В.В. Малышев¹,
профессор, доктор
технических наук,
VeniaminMalyshev@mail.ru;
V.V. Malyshev

В статье рассмотрены концептуальные основы идеи системно-ориентированного проектирования космических аппаратов (КА) и виртуальных испытаний для разработки космических изделий, обоснована необходимость применения этой технологии на предприятиях космической отрасли. В качестве примера приведены некоторые особенности реализаций данного подхода на базе продуктов Siemens PLM Software.

Ключевые слова: системно-ориентированное проектирование; виртуальные испытания КА; вибропрочностные испытания.

DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.006

ВВЕДЕНИЕ

Традиционный, классический подход к программам наземной экспериментальной отработки КА состоит в проведении зачётных (в части прочности – предварительных) испытаний на опытных образцах изделий или их макетах, которые после окончания испытаний не подлежат дальнейшему использованию по целевому назначению. После окончания таких испытаний, устранения всех замечаний и корректировки конструкторской документации изготавливаются

¹ ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

THE APPLICATION CONCEPT OF SYSTEM-ORIENTED ENGINEERING AND VIRTUAL TESTING IN SPACE INDUSTRY



Д.А. Разумов¹,
DmitriRazumov@yandex.ru;
D.A. Razumov

The article covers conceptual framework of idea of spacecraft (SC) system-oriented engineering and virtual testing for the space products development; the demand for application of this technology at space enterprises is proved; based on Siemens PLM Software solutions some features of implementation of this approach are introduced as an example.

Key words: system-oriented engineering; virtual testing; vibration and strength tests.

новые образцы изделий, которые подвергаются приёмочным испытаниям и после их завершения запускаются в космос.

Традиционный подход имеет многолетнюю практику использования во всех странах и по сей день является международным стандартом в создании КА. Однако подход очень затратен, так как требует создания определённого количества образцов изделий только для проведения квалификационных испытаний.

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

И если для образцов, разрабатываемых по программам, предусматривающим крупносерийное изготовление, такой подход ещё в какой-то степени оправдан, то для программ создания единичных экспериментальных КА (научно-исследовательские, образовательные программы) или мелкосерийных объектов он нецелесообразен. Поэтому в 1970-х годах стали разрабатываться новые концепции и подходы, реализующие программы, в рамках которых проводились квалификационные и приёмочные испытания на образцах изделий, запускаемых в космос. Одним из таких подходов и стал «протолетный» подход (Куреев В.Д., Павлов С.В., Соколов Ю.А., 2016). С появлением развитых программных средств имитационного моделирования на авансцену вышла концепция системно-ориентированного проектирования, основанная на применении системы виртуальных объектно-ориентированных моделей для построения основной цифровой имитационной модели космического изделия.

Описанные подходы позволяют проводить испытания, в том числе модельные, с помощью которых можно с достаточной вероятностью определить эксплуатационные параметры КА и резервный ресурс по каждому из них, для того чтобы принять решение о готовности устройства к дальнейшему использованию без лётно-конструкторских испытаний (ЛКИ) или с существенным сокращением затрат на ЛКИ. Естественно, что при этом основную роль начинают играть моделирование, в том числе имитационное, и оценка его результатов с помощью современных способов обработки информации. В настоящее время некоторыми производителями предлагаются различные уровни инструментариев для разработки методики подобных испытаний. Среди них, в частности, наиболее известными являются разработки компании Siemens AG и некоторых других.

Специальное программное обеспечение, разрабатываемое на базе этих систем, позволяет в так называемом объектно-ориентированном case-окружении создавать модели бортового оборудования и модели испытаний с минимальными затратами на hard-code (программирование), в большинстве случаев избегая его. Это даёт возможность в свою очередь осуществлять постоянный контроль и глубокий анализ технического состояния бортовых систем (БС) КА. Задача также может решаться на основе параллельного тестирования готовой в «железе» части конструкции в виртуальном окружении имитационной модели системы до выявления всех проблем в различных режимах функционирования подсистемы, задаваемых виртуальным стендом. Это позволяет с высокой степенью эффективности определить все недостатки и запасы прочности конструкции подсистемы или

агрегата до проведения комплексных испытаний, проверить её на соответствие техническому заданию и, если надо, вернуть на доработку смежнику.

1. Основные положения моделирования космических объектов

На этапе научных исследований после разработки облика КА разрабатываются математические модели функционирования бортовых систем КА и аппарата в целом, а также диагностические модели бортовых систем (Колесников А.В., 2007).

На основании математических моделей функционирования БС КА разрабатывается имитатор КА, который представляет собой имитационную модель КА, предназначенную для решения следующих задач:

- проверки правильности задания допусков в диагностических моделях;
- проведения статистических испытаний с целью определения значений допусков, обеспечивающих заданный уровень достоверности диагностирования;
- проведения акустических испытаний;
- проведения вибропрочностных испытаний;
- моделирования процесса функционирования КА в процессе полёта (метод моделирования параллельно с функционированием системы);
- моделирования нештатных и аварийных ситуаций, возникающих в процессе полёта, отработки методов их предотвращения и локализации (Гущин В.Н., 2003).

На основании диагностических моделей разрабатывается система классификации состояний и прогнозирования полного отказа КА, далее осуществляется оптимальная по заданным критериям программа диагностирования, в виде конечного автомата, которая реализуется с применением имитатора КА. После определения и обоснования допусков методом статистических испытаний формируется база данных бортового функционального модуля. Теперь рассмотрим конкретные реализации на примере наиболее распространённых решений Siemens PLM Software.

2. Основные аспекты системно-ориентированного проектирования и виртуальных испытаний на базе решений Siemens PLM Software

2.1. Системно-ориентированное проектирование КА

Системно-ориентированное проектирование – это применение практик системной инженерии к процессам проектирования (SDPD – System Driven Product Development) (Ситников М.А., 2016).

Т.н. облик КА подразумевает разработку основных виртуальных моделей, которые определяют функциональные взаимодействия различных узлов, механизмов и систем космических объектов в областях:

- работы электромеханических и иных приводов;
- организации процессов функционирования двигательных систем и топливного оборудования;
- работы электрооборудования КА;
- системы прочностных элементов конструкции и защиты и многое другое.

Таким образом, на базе виртуального функционального моделирования предполагается устранение основополагающих проектных ошибок ещё на фазе концепции или эскиза, что, с одной стороны, даёт возможность избегать затратных изменений на стадиях конструкторской и проектной документации, а с другой – позволяет структурировать процесс разработки и создания КА от предъявления требований к отдельным элементам и подсистемам до всей конструкции в целом.

Подход Siemens PLM Software предполагает построение достоверных многодисциплинарных виртуальных моделей систем изделий с использованием платформы виртуального моделирования LMS Imagine. Lab Amesim.

На уровне функционального моделирования Amesim предлагает объектно-ориентированные библиотеки, многие из которых выполнены непосредственно партнёрами Siemens PLM в космической отрасли (NASA, CNES, SNECMA и т.д.). Библиотеки компонентов постоянно расширяются. Они включают в себя программно-математические визуальные объекты, каждый из которых представляет собой программно-математическую и расчётную модель компонента или агрегата системы КА, применяемые на практике для реализации блоков и подсистем. Таким образом, разработчик, выбирая нужные системные элементы, связывает их энергетически, механическими и др. соединениями, формирует функциональную модель элемента, подсистемы и далее КА в целом. Универсальность и робастность решения подтверждается его широким применением на предприятиях ESA, EADS, NASA, NASDA, Boeing, Northrop Grumman, CNES, SNECMA propulsion Systems, ONERA, ALCATEL, DLR, IABG, NLR, INTA, CIRA, MHI, KHI, IHI Aero Space, отраслевых институтов КНР и др.

Предлагаемый подход охватывает не только этапы проектирования новых изделий. Функциональные модели изделий используются и при их модификации, в том числе – при решении вопросов о заме-

не тех или иных агрегатов изделия на продукцию других поставщиков; также могут решаться задачи унификации компонент и агрегатов, используемых на различных изделиях разными предприятиями ГК «Роскосмос». Кроме того функциональные модели могут быть использованы при расследовании причин лётных происшествий.

Таким образом, решаются следующие задачи:

1. Начиная с самых ранних этапов проектирования (с этапа концептуальной проработки) анализируются альтернативные варианты и определяется оптимальная концепция (архитектура) с точки зрения системного анализа – от элементов (компонентов) нижнего уровня до подсистем и изделия в целом. При этом определяются технические требования для подсистем, производимых смежными организациями.

2. После того как технические требования определены (количественно, в динамике), строятся виртуальные модели, позволяющие анализировать соответствующие функциональные характеристики.

3. На протяжении всего проекта осуществляются: контроль за качеством проектных решений разработчиков систем, анализ совместной работы систем, подсистем и компонентов в нормальных и аварийных условиях, оптимальная интеграция различных систем в составе изделия и обеспечиваются его требуемые функциональные характеристики. Решение данной задачи выполняется путём виртуальных испытаний – моделирования работы систем изделия на определённых режимах и сценариях эксплуатации.

4. Оптимизируются системы контроля и управления системами изделия.

2.2. Виртуальные вибропрочностные, акустические испытания и испытания маложёстких пространственных конструкций (антенны, солнечные батареи) на базе платформы Siemens LMS Virtual. Lab

Натурные испытания, помимо затрат, несут ряд рисков (*Шевченко С.Н.*, 2018):

1. В изделие привносятся усталостные повреждения. Причём эти повреждения могут оказаться существенными, вызвать разрушение конструкции во время испытаний, или в дальнейшем сказаться на успехе миссии.

2. До испытания нет гарантий сохранности изделия под действием возбуждающей нагрузки.

3. Ограничен набор сенсоров контроля поведения изделия. Сенсоры не могут быть расположены во всех зонах конструкции. В результате испытания не дают полной информации об отклике изделия.

4. Неоптимальная расстановка сенсоров и их недостаток в ряде случаев обуславливают повторное проведение испытаний изделия.

5. Маложесткие пространственные конструкции в ряде случаев не могут быть всесторонне испытаны в земных условиях.

6. Для минимизации данных рисков ведущие космические компании и агентства особое внимание уделяют виртуальному моделированию натуральных испытаний, а также повышению эффективности натуральных испытаний за счёт виртуального моделирования.

Инструменты и методики Siemens PLM Software позволяют избежать вышперечисленных проблем, оптимально спланировать эксперимент, валидировать расчётные модели и провести достоверное моделирование вибропрочностных, акустических испытаний, моделирование раскрытия солнечных батарей, антенн и др.

Для решения этих проблем применяются средства виртуальных испытаний платформы Siemens LMS Virtual. Lab на основе использования достоверных расчётных моделей, что обеспечивает (Поляков А.А., 2018):

1. До обязательных (квалификационных) натуральных испытаний – детальный анализ отклика изделия, соответствующего программе испытаний.

2. Анализ безопасных уровней нагружения изделия.

3. Возможность обоснованной доработки изделия в случаях, когда моделирование показывает, что изделие не способно выдержать требуемую программу испытаний.

4. Предотвращение риска разрушения или перегрузки изделия при испытаниях.

5. Проведение анализа потенциально опасных зон конструкции для обоснованной инструментализации изделия до натуральных испытаний.

6. Расстановку «бесконечного» числа произвольных (виртуальных) сенсоров на «изделии» (конечно-элементной модели) – «сбор» полной информации об отклике изделия во всех его точках.

7. Научно-обоснованную сравнительную оценку размещения сенсоров при проведении натуральных испытаний.

8. Проведение квалификационных испытаний со сниженными нагрузками. Как следствие в конструкцию не привносится усталостное разрушение. Запасы по долговечности в этом случае могут быть использованы для снижения массы изделия. Анализ отклика изделия на штатную нагрузку при этом производится средствами виртуального моделирования.

Таким образом, виртуальные испытания космических изделий, безусловно, имеют место быть и широко применяются во всём мире для получения оптимальных результатов при разработке и производстве космической техники и не только. Однако рассмотренные положения и реализации (Siemens PLM Software) требуют дополнительного изучения и детальной проработки применительно к задачам и направлениям деятельности конкретного предприятия.

ВЫВОДЫ

1. В работе показаны необходимость и преимущества внедрения системно-ориентированного проектирования и виртуальных испытаний изделий в космической промышленности.

2. Рассмотрены общие аспекты виртуального проектирования и последующих испытаний космических систем.

3. Обоснована необходимость проведения дополнительных научных изысканий для детальной проработки методики виртуальных испытаний в применении к специфике космической тематики конкретного предприятия.

список литературы

Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.

Колесников А.В. Испытания конструкций и систем космических аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2007. 105 с.

Куреев В.Д., Павлов С.В., Соколов Ю.А. Перспективы реализации «протолетного» подхода при наземной отработке наноспутников // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 477-481.

Поляков А.А. Опыт АО «НПО Лавочкина» в организации процесса разработки изделий для космической отрасли в PLM-системе // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 79-83.

Ситников М.А. Разработка, комплексирование функциональных систем летательных аппаратов и оптимизация их работы с использованием платформы Amesim. Siemens PLM, 2016. 25 с.

Шевченко С.Н. Метод оценки и подтверждения надёжности систем космических аппаратов по результатам испытаний в форсированных режимах // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 60-64.

Статья поступила в редакцию 04.09.2019 г.

Статья после доработки 05.09.2019 г.

Статья принята к публикации 05.09.2019 г.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКРАНА СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС» И АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ДОННОЙ ОБЛАСТИ И БЛИЖНЕМ СЛЕДЕ



А.В. Бабаков¹,
доктор физико-
математических наук,
avbabakov@mail.ru;
A.V. Babakov

Представлены результаты численного исследования обтекания, определения аэродинамических характеристик и анализа течения в донной области и ближнем следе лобового аэродинамического экрана после его отделения от основной конструкции спускаемого аппарата проекта «ЭКЗОМАРС».

Ключевые слова: математическая модель; спускаемый аппарат; лобовой аэродинамический экран; картина обтекания; ближний след; аэродинамические характеристики.

DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.007

ВВЕДЕНИЕ

Космический аппарат (КА) миссии «ЭКЗОМАРС» проектируется по Соглашению о сотрудничестве и активном взаимодействии Европейского космического агентства (ЕКА) и Государственной корпорации (ГК) «Роскосмос» (Хартов В.В. и др., 2014).

Задачей миссии является доставка подвижной лаборатории (марсохода), созданной ЕКА, и посадочной платформы с комплексом научной аппаратуры

¹ Институт автоматизации проектирования Российской академии наук, Россия, г. Москва.

Institute for Computer-Aided Design, Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

NUMERICAL SIMULATION OF AERODYNAMICS AND ANALYSIS OF FLOW PATTERN IN NEAR WAKE OVER DESCENT VEHICLES FRONTAL AERODYNAMIC SCREEN OF PROJECT EXOMARS



В.С. Финченко²,
доктор технических наук,
valsemfi@yandex.ru;
V.S. Finchenko

The results of a numerical study of the flow, determination of aerodynamic characteristics and analysis of the flow in the bottom area and near wake of the frontal aerodynamic screen after its separation from the main design of the descent vehicle of the EXOMARS project are described.

Key words: mathematical model; descent vehicle; frontal aerodynamic screen; flow pattern; near wake; aerodynamic characteristics.

Института космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН) (Зеленый Л.М. и др., 2014).

Основные научные цели проекта «ЭКЗОМАРС»: поиск признаков жизни в прошлом и настоящем времени, исследование распределения водно-геохимической среды на поверхности и по глубине грунта, а также газовых смесей в атмосфере Марса (Ваго Х. и др., 2014).

² АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКРАНА СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС» И АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ДОННОЙ ОБЛАСТИ И БЛИЖНЕМ СЛЕДЕ

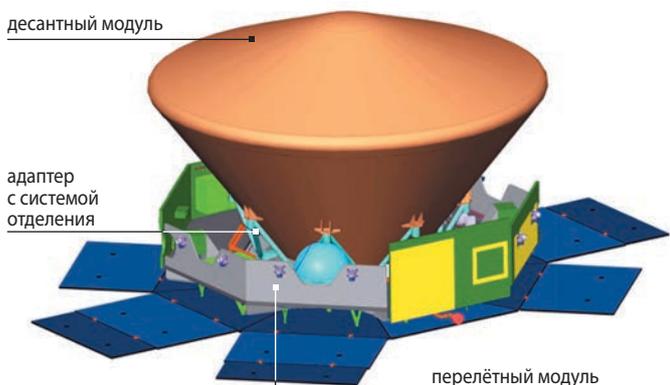
Доставка полезного груза к планете и на её поверхность планируется с помощью КА, создаваемого в тесной кооперации ГК «Роскосмос» с ЕКА.

Главным предприятием по проектированию КА с европейской стороны является фирма Талес Аэроспейс (г. Турин, Италия), с российской – Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина (Россия, Московская область, г. Химки).

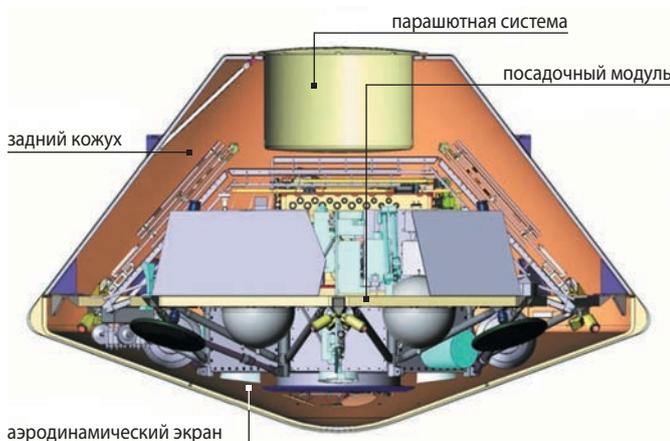
В состав КА миссии «ЭКЗОМАРС» входят три основных элемента: перелётный модуль (ПМ), десантный модуль (спускаемый в атмосфере аппарат (СА)) и адаптер с системой отделения СА от ПМ.

Перелётный модуль предназначен для доставки КА к Марсу и обеспечивает тепловой режим СА, энергоснабжение КА с помощью солнечных батарей, прицеливание в точку ввода СА в атмосферу Марса и формирование заданных баллистических условий: ориентации по отношению к траектории полёта, скорости и угла входа СА.

Общий вид КА представлен на рисунке 1а. Десантный модуль имеет замкнутый корпус осесимметричной формы, составленный из трёх частей: лобового аэродинамического экрана (ЛАЭ) – он же теплозащитный – в виде 140-градусного конуса, за-



а



б

рисунк 1. Общий вид КА (а), размещение систем и элементов внутри корпуса СА (б)

днего конического кожуха и сегментальной крышки парашютного отсека (рисунок 1б).

Корпус СА, как это видно на рисунке 1б, выполнен разделяемым по круговому стыку заднего кожуха с задним окончанием закругления угловой кромки ЛАЭ аппарата.

Это разделение предусмотрено для обеспечения возможности отделения ЛАЭ от основной конструкции СА.

Торможение СА, после входа в атмосферу на высоте около 120 км до ввода парашютов в газовый поток, осуществляется за счёт аэродинамической силы, определяемой расчётными и экспериментальными методами (Голомазов М.М., Финченко В.С., 2013; Финченко В.С. и др., 2014).

В соответствии с выбранной схемой доставки посадочного модуля с марсоходом проекта «ЭКЗОМАРС» на поверхность планеты (Дубовик В.Н. и др., 2014) в определённом диапазоне высот СА над поверхностью Марса для повышения эффективности торможения в действие вводится парашютная система (ПС).

Далее, исходя из соображений надёжного выполнения задачи посадки модуля на поверхность с учётом всех возможных отклонений параметров атмосферы, аэродинамических характеристик (АДХ) СА, высоты поверхности в месте посадки, ударной нагрузки на конструкцию при контакте с грунтом и т.д., для уменьшения веса СА сбрасывается его ЛАЭ.

Отделение ЛАЭ осуществляется с использованием детонационных устройств разделения (Ефанов В.В. и др., 2007; Ефанов В.В. и др., 2014; Efanov V.V. et al., 2015), задающих скорость его отделения, обеспечивающую расхождение разделяющихся объектов без столкновения.

Знание АДХ свободно падающего ЛАЭ во всем диапазоне возможных углов атаки ($0 \leq \alpha \leq 180^\circ$) и скоростей, соответствующих числу Маха $0 < M < 2.0$, которые могут быть реализованы как в соответствии с выбираемой схемой посадки, так и в результате возможного разгона ЛАЭ при малых углах атаки, необходимо для расчёта его траектории и определения места падения на поверхности Марса.

Более точное знание АДХ экрана, характера и размера области распространения течения в донном следе за движущимся лобовым экраном СА повышает надёжность исключения возможности попадания подвешенного на ПС посадочного модуля в область турбулентного следа за ЛАЭ и посадки его на уже упавшем на поверхность ЛАЭ большого размера.

Поэтому результаты численного исследования, описываемые в настоящей статье, являются актуальными для процесса проектирования КА миссии «ЭКЗОМАРС».

1. Используемая численная методика

При математическом моделировании используется консервативный численный метод потоков (Белоцерковский О.М., Северинов Л.И., 1973; Бабаков А.В. и др., 1975), основанный на конечно-разностной аппроксимации законов сохранения, записанных в интегральной форме для каждой аддитивной характеристики среды для каждого конечного объёма вычислительной сетки. Разработанные на основе метода явные неоднородные разностные схемы первого и второго порядка аппроксимации и реализующие их алгоритмы предназначены для моделирования стационарных и нестационарных течений сплошной среды в широком диапазоне скоростей для различных математических моделей среды (Бабаков А.В., 2011; Бабаков А.В. и др., 2011; Белоцерковский О.М. и др., 2016).

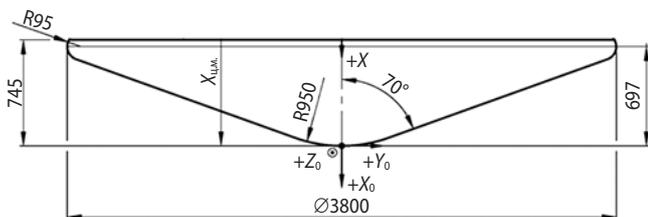
Параллельные алгоритмы метода составляют комплекс программ, реализованный на многопроцессорных вычислительных системах массивно-параллельной и кластерной архитектуры, и позволяют исследовать сложные пространственно-нестационарные течения (Бабаков А.В., 2016). Параллельные алгоритмы метода реализованы на суперкомпьютерах кластерной архитектуры с использованием более 1000 процессоров. Численные расчёты осуществлялись на вычислительном комплексе кластерной архитектуры с пиковой производительностью 523 TFlops.

2. Постановка задачи

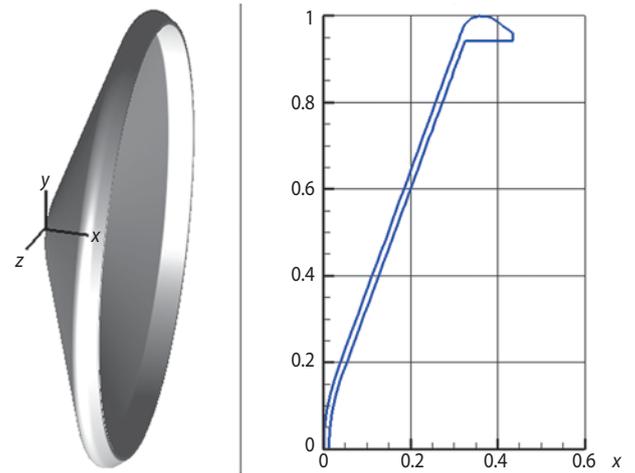
Форма и геометрические размеры лобового экрана СА «ЭКЗОМАРС» в миллиметрах приведены на рисунке 2.

Лобовой аэродинамический экран СА «ЭКЗОМАРС» представляет собой тарельчатое тело вращения выпукло-вогнутой формы, состоящее из лобовой сферическо-конической поверхности и донной области. Пространственный вид и профиль экрана представлены на рисунке 3.

На рисунке 3 и далее линейные размеры отнесены к R_0 – радиусу миделева сечения ЛАЭ ($R_0=1900$ мм). Используется связанная с экраном система координат $OXYZ$ с началом в передней точке (носике) ЛАЭ.



рисунк 2. Основные геометрические параметры ЛАЭ СА проекта «ЭКЗОМАРС»



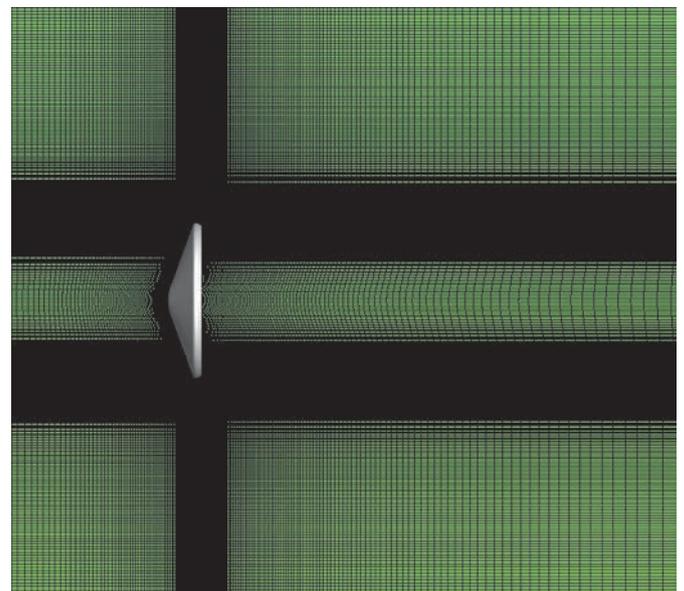
рисунк 3. Общий вид и профиль ЛАЭ

3. Результаты расчётов

Ниже приводятся результаты численного моделирования сверхзвукового обтекания лобового аэродинамического экрана спускаемого аппарата проекта «ЭКЗОМАРС» и его аэродинамических характеристик, включая пространственно-нестационарную вихревую структуру потока около него и в ближнем следе.

При численном моделировании использовалась модель невязкого совершенного газа (модель Эйлера).

Численное моделирование осуществлялось для сверхзвуковых значений числа Маха набегающего потока: $M=1.8$, 1.5 и 1.2 . Положение ЛАЭ относительно набегающего потока задаётся углом атаки α . Для каждого указанного значения M были проведены расчёты при углах атаки α в диапазоне $0-180^\circ$ с шагом 15° . В расчётах использовалась модель невязкого нетеплопроводного совершенного газа с отношением удельных теплоёмкостей $\gamma=1.3$, близкого к газовому составу атмосферы Марса.



рисунк 4. Фрагмент вычислительной сетки

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКРАНА СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС» И АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ДОННОЙ ОБЛАСТИ И БЛИЖНЕМ СЛЕДЕ

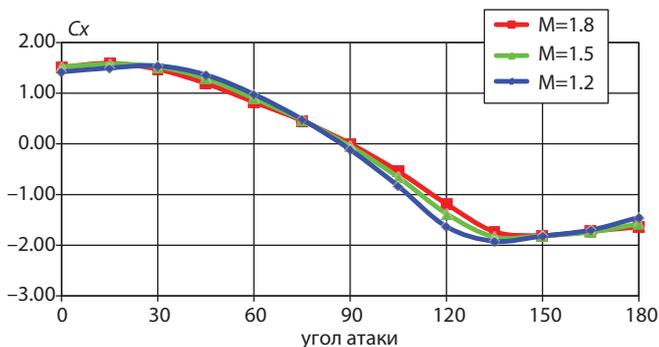
Течение газа в ближнем следе плохообтекаемых тел, как правило, пространственно и нестационарно. Вихревые структуры, возникающие в таком течении, существенно влияют на параметры потока и аэродинамические характеристики объектов, что требует использования вычислительных сеток, способных выявить особенности течения около объектов сложной геометрической формы.

Здесь расчёты проведены в трёхмерной пространственно-нестационарной постановке на вычислительной сетке, обладающей экспоненциальным сгущением к лобовой и донной поверхностям экрана, а также в области, имеющей особенности геометрии внешней кромки. В расчётах использовались вычислительные сетки, включающие до 30 миллионов расчётных объёмов. Фрагмент вычислительной сетки в разреженном виде представлен на рисунке 4.

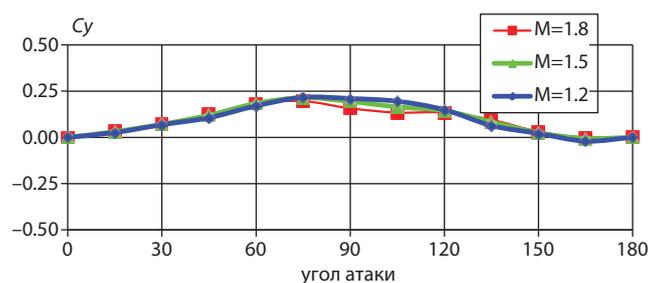
Далее используются безразмерные величины, в которых плотность и температура отнесены соответственно к значениям плотности и температуре газа на бесконечности; скорости отнесены к скорости набегающего потока, давление – к удвоенному значению скоростного напора газа на бесконечности.

4. Аэродинамические характеристики ЛАЭ при сверхзвуковых скоростях обтекания

При расчётах обращает на себя внимание то, что для большинства режимов обтекание ЛАЭ носит нестационарный характер, что отражается и на поведении его аэродинамических характеристик. При-



рисунк 5. Зависимость коэффициента аэродинамической продольной силы C_x от угла атаки



рисунк 6. Зависимость коэффициента аэродинамической нормальной силы C_y от угла атаки

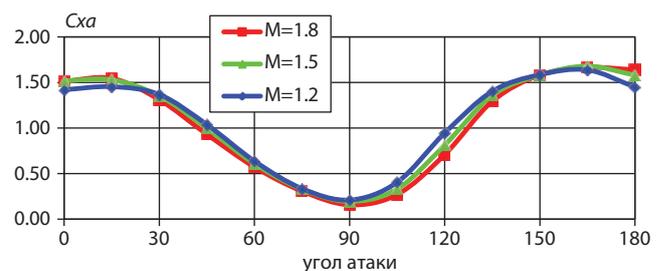
ведённые ниже значения аэродинамических характеристик являются осреднёнными по времени.

Зависимость коэффициентов продольной C_x и нормальной C_y составляющих аэродинамической силы от угла атаки при различных числах Маха представлена на рисунках 5–8. Здесь и далее угол атаки указан в градусах.

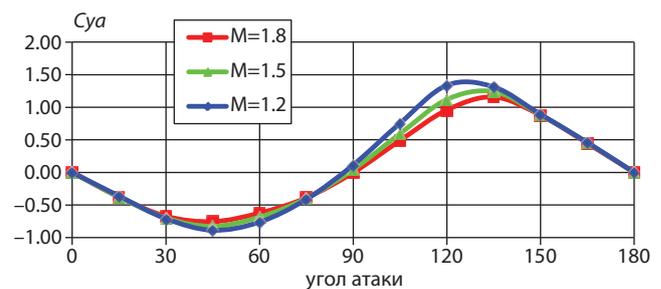
В диапазоне значений числа Маха 1.2–1.8 влияние M на коэффициент C_x ЛАЭ незначительно. Это характерно и для аэродинамического коэффициента нормальной силы C_y , влияние на который угла атаки показано на рисунке 6.

Аналогичные зависимости от угла атаки коэффициентов аэродинамического сопротивления C_{xa} и подъёмной силы C_{ya} для трёх значений числа Маха представлены на рисунках 7 и 8.

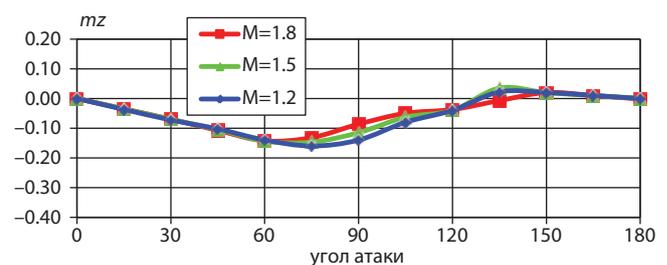
Для аэродинамических коэффициентов C_{xa} и C_{ya} , как для C_x и C_y , характерна слабая зависимость от числа Маха в диапазоне его значений 1.2–1.8. При этом коэффициенты аэродинамической нормальной C_y и подъёмной C_{ya} сил в диапазоне углов атаки



рисунк 7. Зависимость коэффициента аэродинамического лобового сопротивления C_{xa} от угла атаки



рисунк 8. Коэффициент аэродинамической подъёмной силы C_{ya} в зависимости от угла атаки



рисунк 9. Зависимость коэффициента аэродинамического момента тангажа m_z от угла атаки

0–30° имеют зависимость, близкую к линейной. Коэффициент C_{ua} также имеет близкую к линейной зависимость от угла атаки в диапазоне 150–180°.

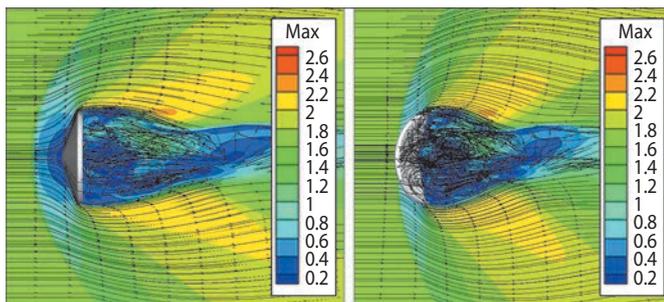
На рисунке 9 приведены зависимости от угла атаки коэффициента аэродинамического момента тангажа mz , из которых видно, что в диапазоне углов атаки 0–60° и 150–180° коэффициент аэродинамического момента тангажа имеет зависимость от угла атаки α , близкую к линейной. В промежуточной области угла атаки α в диапазоне от 60° до 150° производная момента mz по углу атаки положительна, что свидетельствует о статической неустойчивости положения ЛАЭ в потоке в этой области.

Согласно расчётам вклад распределения давления на донной поверхности ЛАЭ в величины его аэродинамических характеристик может составлять от 10% до 20%, что указывает на необходимость изучения структуры потока во всей окружающей экран области.

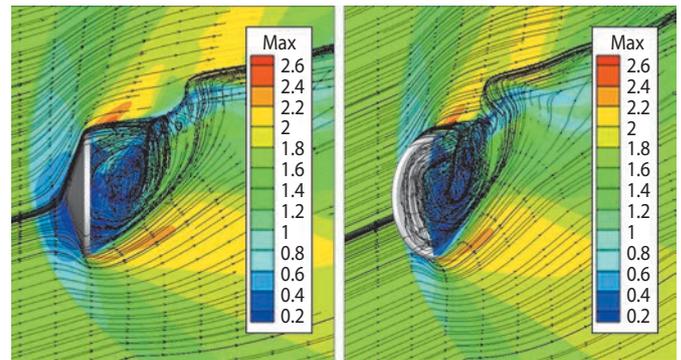
Проведённый анализ результатов расчётов при различных углах атаки выявил, что нестационарные процессы в основном происходят на кромке аэродинамического экрана и в его донной области и связаны с формированием и сходом вихрей с обтекаемой поверхности с последующим их движением в ближнем следе, а также с нестационарной вихревой структурой течения в донной области и ближнем следе. Эти нестационарности обуславливают осцилляцию газодинамических параметров и аэродинамических характеристик.

Остановимся на описании особенностей обтекания аэродинамического экрана, возникающих при различных углах атаки. Рассмотрим эти особенности на примере анализа структуры потока при сверхзвуковом обтекании для значения числа Маха набегающего потока $M=1.8$ в диапазоне углов атаки α от 0° до 180°.

При нулевом угле атаки течение носит нестационарный характер, связанный с нестационарностью потока в донной области экрана. Так, на рисунке 10 представлено поле местного значения числа Маха и мгновенные линии тока для установившегося, но нестационарного течения. Из рисунка следует, что зона возвратного течения за экраном при $\alpha=0^\circ$ распространяется на расстояние, равное приблизительно-



рисунк 10. Поле местных значений числа Маха и мгновенные линии тока при $\alpha=0^\circ$



рисунк 11. Поле местных значений числа Маха и мгновенные линии тока при $\alpha=15^\circ$

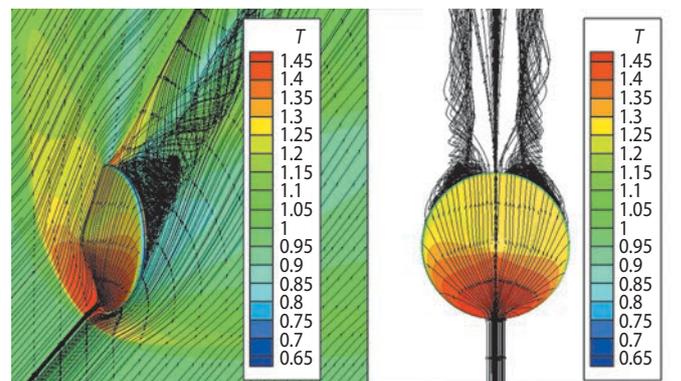
но 2–3 калибрам экрана от его донного среза. Здесь и далее поля газодинамических переменных представлены в плоскости угла атаки.

При малых углах атаки течение в донной области также носит пространственно-нестационарный характер. Пример структуры такого течения для угла атаки $\alpha=15^\circ$ на рисунке 11 в виде поля местного значения числа Маха и мгновенных линий тока.

Увеличение угла атаки приводит к образованию двух симметрично расположенных относительно плоскости угла атаки достаточно удлинённых вихревых жгутов, которые представлены на рисунке 12 для угла атаки $\alpha=45^\circ$.

Здесь следует отметить особенность этого течения, проявляющуюся в том, что переход к этим вихревым структурам в виде двух вихревых жгутов приводит к более стабильному поведению во времени аэродинамических характеристик экрана.

При дальнейшем увеличении угла атаки область образования вихревых жгутов перемещается по поверхности кромки экрана вверх по потоку, что показано на рисунке 13 на фоне поля температуры. Сложная волновая и вихревая структура потока изображена на рисунке 13 справа в виде поля градиента плотности – аналога теневых фотографий.



рисунк 12. Поле температуры и мгновенные линии тока при $\alpha=45^\circ$

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ЛОБОВОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКРАНА СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС» И АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ДОННОЙ ОБЛАСТИ И БЛИЖНЕМ СЛЕДЕ

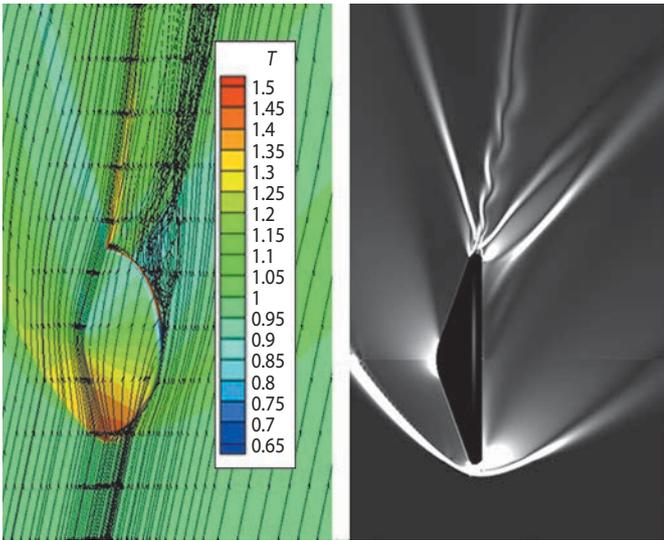


рисунок 13. Поле температуры, мгновенные линии тока и поле градиента плотности при $\alpha=75^\circ$

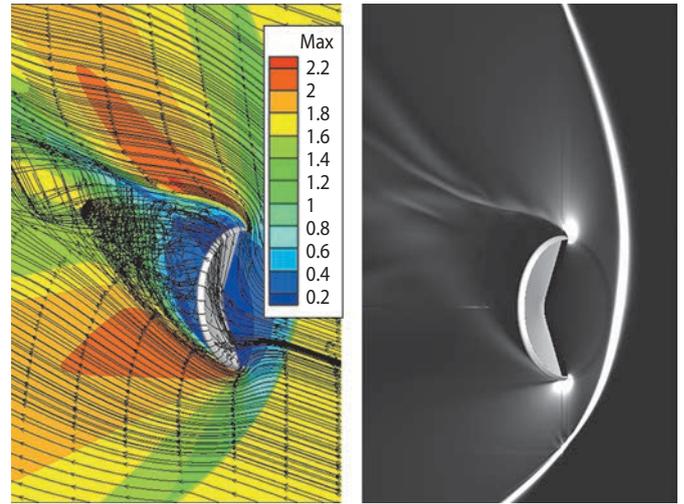


рисунок 16. Поле местных значений числа Маха, мгновенные линии тока и поле градиента плотности при $\alpha=165^\circ$

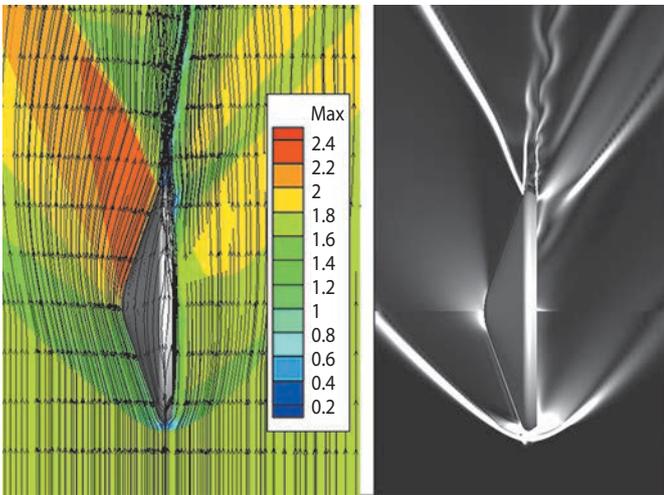


рисунок 14. Поле местных значений числа Маха, мгновенные линии тока и поле градиента плотности при $\alpha=90^\circ$

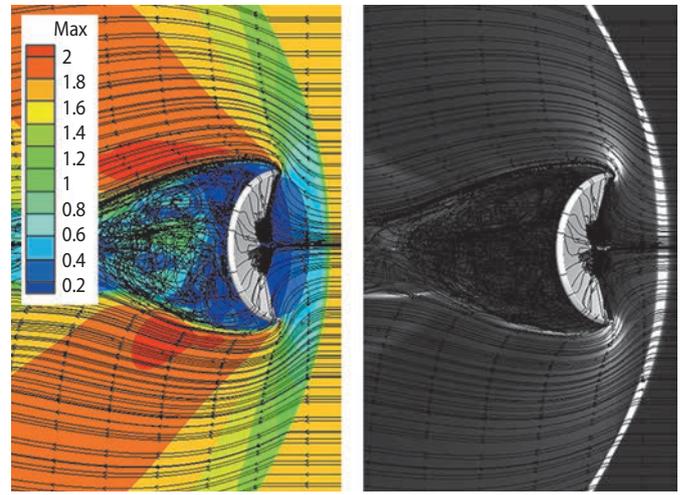


рисунок 17. Поле местных значений числа Маха, поле градиента плотности и мгновенные линии тока при $\alpha=180^\circ$

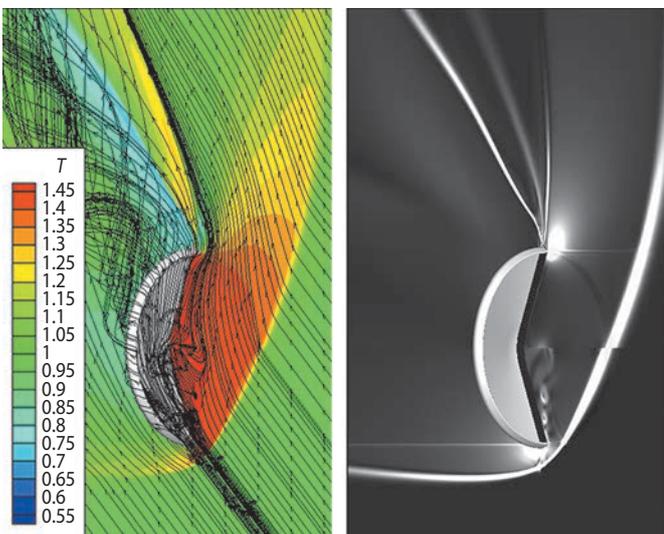


рисунок 15. Поле температуры, мгновенные линии тока и поле градиента плотности при $\alpha=135^\circ$

Аналогичные картины течения для угла атаки $\alpha=90^\circ$ приведены на рисунке 14 в виде поля местных значений числа Маха, мгновенных линий тока и поля градиента плотности.

С увеличением угла атаки вихревые структуры начинают занимать всю донную область и ближний след, что показано на рисунках 15, 16 для углов атаки $\alpha=135^\circ$ и $\alpha=165^\circ$.

При угле атаки $\alpha=180^\circ$ на наветренной стороне экрана существует устойчивая возвратно-циркуляционная зона, а донная область и ближний след представляют собой области развитого вихревого потока, что показано на рисунке 17 мгновенными линиями тока на фоне полей значений местного числа Маха и градиента плотности.

Появление возвратно-циркуляционной зоны приводит к уменьшению коэффициента лобового сопротивления по сравнению с режимом при $\alpha=165^\circ$.

закключение

На суперкомпьютерах кластерной архитектуры проведено численное моделирование течения около отделяемого от спускаемого в атмосфере Марса аппарата проекта «ЭКЗОМАРС» лобового экрана, получены зависимости его аэродинамических характеристик от угла атаки α в диапазоне от 0° до 180° при сверхзвуковых значениях числа Маха. В указанном диапазоне параметров исследован пространственно-нестационарный характер течения со сложной вихревой пространственно-нестационарной структурой потока в донной области лобового экрана после отделения от аппарата и его ближнем следе. В частности, приведённые результаты расчётов показывают, что использование конечно-разностного аналога модели Эйлера позволяет определять аэродинамические характеристики отделяемых от движущихся в газах аппаратов его частей и получать необходимую информацию о сложных пространственно-нестационарных вихревых течениях за этими аппаратами или их частями.

Представленные результаты получены на вычислительных ресурсах Межведомственного суперкомпьютерного центра РАН.

Работа выполнена в рамках государственного задания Института автоматизации проектирования РАН.

список литературы

Бабаков А.В. Программный комплекс «FLUX» для моделирования фундаментальных и прикладных задач аэрогидродинамики // Журн. вычисл. матем. и матем. физ. 2016. Т. 56, № 6. С. 1174-1184.

Бабаков А.В. Численное моделирование пространственно-нестационарных струй сжимаемого газа на многопроцессорном вычислительном комплексе // Журн. вычисл. матем. и матем. физ. 2011. Т. 51, № 2. С. 251-260.

Бабаков А.В., Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Численное исследование течения вязкого теплопроводного газа у тупого тела конечных размеров // Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. 1975. № 3. С. 112-123.

Бабаков А.В., Новиков П.А. Моделирование нестационарных вихревых структур в ближнем следе плохообтекаемых тел на вычислительном комплексе параллельной архитектуры // Журн. вычисл. матем. и матем. физ. 2011. Т. 51, № 2. С. 261-267.

Белоцерковский О.М., Бабаков А.В., Белошицкий А.В., Гайдаенко В.И. и др. Численное моделирование некоторых задач аэродинамики возвращаемого

аппарата // Математическое моделирование. 2016. Т. 28, № 2. С. 111-122.

Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Консервативный метод потоков и расчет обтекания тела конечных размеров вязким теплопроводным газом // Журн. вычисл. матем. и матем. физ. 1973. Т. 13, № 2. С. 385-397.

Ваго Х., Витасс О., Бальони П., Хальдеман А. и др. Проект «ЭКЗОМАРС»: ЕКА – следующий этап научных исследований // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 22-32.

Голомазов М.М., Финченко В.С. Аэродинамическое проектирование спускаемого аппарата в атмосфере Марса по проекту «ЭКЗОМАРС» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 40-46.

Дубовик В.Н., Защиринский А.М., Кудрявцев А.Н. Спуск десантного модуля «ЭКЗОМАРС-2018» на поверхность планеты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 76-81.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А. и др. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2007. Т. 12, № 3. С. 18-32.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенков С.А. Детонационные устройства разделения космического комплекса «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 120-123.

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

Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И., Мордвинкин А.С. Предварительные результаты расчетных и экспериментальных исследований основных параметров аэротермодинамики десантного модуля проекта «ЭКЗОМАРС» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 65-75.

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

Efanov V.V., Gorovtsov V.V., Kotomin A.A. et al. Pyro Devices for the «EXOMARS-2018» Space Complex Separation // Solar System Research. 2015. Vol. 49, № 7. P. 569-573.

Статья поступила в редакцию 16.09.2019 г.

Статья после доработки 16.09.2019 г.

Статья принята к публикации 16.09.2019 г.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАДЁЖНОСТИ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ

DETERMINATION OF RELIABILITY OF MEANS OF EXCRETION WITH USE OF A PRIORI INFORMATION



А.Ю. Колобов¹,
кандидат технических
наук, доцент,
kolobov@laspase.ru;
A.Yu. Kolobov



Д.С. Блинов¹,
доктор технических
наук, доцент,
dmitriyblinov@mail.ru;
D.S. Blinov



Е.В. Дикун¹,
аспирант,
dev@laspase.ru;
E.V. Dikun

Предложены: методика определения и подтверждения надёжности с использованием априорной информации, полученной при проектных оценках и проведении наземной экспериментальной отработки; методика оценки дисперсии точечных проектных оценок, позволяющая объединять проектную информацию и экспериментальную. Возможность объединения информации, полученной на этапах проектирования, наземной экспериментальной обработки, лётных испытаний и эксплуатации, с целью получения достоверных оценок надёжности средств выведения проверяется с помощью Z-критерия Фишера.

Ключевые слова: надёжность; методика; средства выведения; космическая техника; априорная информация.

DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.008

ВВЕДЕНИЕ

Высокая стоимость выводимой полезной нагрузки, а также самих средств выведения (СВ) ракетно-космической техники вынуждает предъявлять к средствам выведения очень высокие требования к надёжности (Золотой С.А., 2017).

Контроль и подтверждение надёжности средств выведения космической техники производится на всех этапах их жизненного цикла (Асюшкин В.А., Вику-

The technique of determination and confirmation of the reliability of estimates with use of the a priori information received at design estimations and carrying out ground experimental working off is offered. A method for estimating the variance of point design estimates is proposed, which allows combining design information and experimental information. The possibility of combining information obtained during the design, ground experimental processing, flight testing and operation stages in order to obtain reliable estimates of the reliability of the launch vehicles is tested using the Fisher Z-test.

Key words: reliability; methodology; means of transportation; space technology; the a priori information.

ленков В.П., Ишин С.В. и др., 2017). На этапе проектирования – это проектные расчёты, основанные на данных о надёжности изделий-аналогов и статистических справочных данных о надёжности комплектующих. На этапе наземной экспериментальной отработки (НЭО) контроль надёжности проводится расчётно-экспериментальным методом по результатам испытаний. На этапах лётных испытаний (ЛИ)

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

и эксплуатации контроль надёжности осуществляется расчетно-экспериментальным путём по результатам пусков.

При этом складывается парадоксальная ситуация: с помощью проектных расчётов возможно получение достоверных результатов, позволяющих подтвердить требования, заданные в технических заданиях, но на этапах эксплуатации статистических данных в начальные периоды эксплуатации недостаточно (Геча В.Я., Барбул Р.Н., Сидняев Н.И., Бутенко Ю.И., 2019).

Необходимый объём испытаний средств выведения n (успешных пусков) для подтверждения заданного уровня безотказности \hat{P} с доверительной вероятностью γ определяется по формуле (Лебедев В.В., Сухарев В.А., 2016):

$$n \geq \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln \hat{P}}.$$

Так для подтверждения вероятности безотказной работы средства выведения на уровне 0,99 с доверительной вероятностью 0,8 необходимо осуществить не менее 160 успешных пусков подряд. Неуспешные пуски резко снижают подтверждённые уровни надёжности.

Выходом из этой ситуации может стать использование при оценке надёжности СВ на этапах ЛИ и эксплуатации априорной информации в виде проектных оценок и оценок на этапе НЭО (Прохоренко В.А., Голиков В.Ф., 1979; Волков Л.И., Шишкевич А.М., 1975; Колобов А.Ю., Дикун Е.В., Петров Ю.А., 2018). Такой подход допускается нормативной документацией, действующей в отрасли.

Учёт априорной информации, полученной на предыдущих этапах разработки, позволяет повысить точность оценок надёжности (Прохоренко В.А., Голиков В.Ф., 1979).

1. Оценка надёжности СВ с учётом априорной информации

С учётом априорной информации, полученной на предыдущих этапах жизненного цикла СВ, точечное значение вероятности безотказной работы (ВБР) СВ \hat{P} и её среднеквадратическое отклонение (СКО) σ_P на текущем этапе вычисляются по следующим формулам (Колобов А.Ю., Дикун Е.В., Петров Ю.А., 2018; Авдугевский В.С. и др., 1989):

$$\hat{P} = \hat{P}_0 + K_0 K_b |\hat{P}_1 - \hat{P}_0|;$$

$$\sigma_P = \sqrt{(K_0 K_b)^2 \sigma_{P_1}^2 + (1 - K_0 K_b)^2 \sigma_{P_0}^2}; \quad (1)$$

$$K_0 = 1 - (\Phi(Z));$$

$$K_b = \frac{\sigma_{P_0}^2}{\sigma_{P_1}^2 + \sigma_{P_0}^2},$$

где \hat{P} и σ_P – значения ВБР СВ и её СКО, определяемые с учётом априорной информации, полученной на предыдущих этапах;

\hat{P}_1 и σ_{P_1} – значения ВБР и её СКО СВ, вычисленные на текущем этапе без учёта априорной информации;

\hat{P}_0 и σ_{P_0} – значения ВБР и её СКО СВ, вычисленные с учётом только априорной информации;

$\Phi(Z)$ – табличная функция нормального распределения (Волков Л.И., Шишкевич А.М., 1975; Колобов А.Ю., Дикун Е.В., Петров Ю.А., 2018);

Z – критерий Фишера,

$$Z = \frac{|\hat{P}_1 - \hat{P}_0|}{\sqrt{\sigma_{P_1}^2 + \sigma_{P_0}^2}}. \quad (2)$$

Статистическая однородность априорной информации и результатов текущего этапа, а также возможность получения корректной объединённой оценки ВБР оценивается по Z -критерию Фишера. Проверяется выполнение условия $Z \leq 1,6$. Указанный уровень Z -критерия Фишера установлен нормативной документацией для изделий отрасли.

2. Оценка надёжности СВ по результатам ЛИ и эксплуатации

Определение ВБР и СКО средств выведения на этапе ЛИ и эксплуатации производится по следующим формулам (Колобов А.Ю., Дикун Е.В., Петров Ю.А., 2018; Авдугевский В.С. и др., 1989):

$$\hat{P} = \frac{n-m+1}{n+2}; \quad (3)$$

$$\sigma_{\hat{P}} = \sqrt{\frac{(m+1)(n+1-m)}{(n+2)^2(n+3)}}, \quad (4)$$

где n – количество зачётных пусков; m – количество неуспешных пусков.

К незачётным относятся следующие отказы СВ:

- возникшие в результате действия другого отказа (отказа другого изделия, участвующего в пуске);
- вызванные нарушениями Инструкций по эксплуатации;
- вызванные воздействием внешних факторов, не предусмотренных в технических условиях на СВ;
- связанные с проведением различных экспериментов.

3. Проектные оценки надёжности СВ

Как следует из выражений предыдущего раздела, априорная информация должна быть в виде точечной оценки и её СКО.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАДЁЖНОСТИ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Проектные оценки радиоэлектронной аппаратуры, выполняемые в соответствии с ГОСТ 27.301, основаны на использовании статистических данных об интенсивностях отказов электрорадиоизделий, содержащихся в справочнике «Надёжность электрорадиоизделий». Однако модели, приведённые в справочнике, не позволяют оценить дисперсию полученных оценок.

Аналогичная ситуация имеет место при расчётах надёжности элементов конструкции с использованием принципа «нагрузка – прочность» (Волков Л.И., Шишкевич А.М., 1975; Колобов А.Ю., Дикун Е.В., 2017; Похабов Ю.П. Что понимать под расчётом..., 2018).

Относительную величину дисперсии по сравнению с точечной оценкой ВБР позволяет оценить коэффициент вариации $v=\sigma/\hat{p}$ (Волков Л.И., Шишкевич А.М., 1975).

Учитывая, что проектные расчёты надёжности изделий ракетно-космической техники дают хорошую сходимость с результатами эксплуатации, принимаем гипотезу, что проектная оценка ВБР СВ имеет такой же коэффициент вариации, что и экспериментальная оценка по результатам ЛИ и эксплуатации.

Графики коэффициентов вариации, полученные с использованием формул (3) для безотказных пусков ($m=0$), при $m=2$ и $m=4$ в зависимости от точечного значения ВБР, представлены на рисунке.

Из графиков можно сделать следующие выводы:

- с ростом точечного значения ВБР дисперсия убывает;
- при безотказных пусках дисперсия ВБР больше, чем при наличии отказов;
- при увеличении количества отказов дисперсия монотонно убывает.

Тогда при проектных оценках надёжности СВ предлагается принимать величину СКО равной СКО для соответствующего уровня ВБР при отсутствии

неуспешных пусков, подставляя в формулу (3) вместо n приведённое количество пусков:

$$n^* = \frac{2\hat{p}-1}{1-\hat{p}}. \quad (5)$$

Если несмещённая оценка ВБР является функцией от достаточной статистики – она имеет наименьшую дисперсию (Гнеденко Б.Н., Беляев А.Д., Соловьев А.Д., 1965).

Полученные оценки СКО точечной проектной оценки вероятности безотказной работы средств выведения будут верхними оценками и не будут превышать нижние доверительные границы ВБР (Гнеденко Б.Н., Беляев А.Д., Соловьев А.Д., 1965).

4. Оценки надёжности по результатам НЭО

Оценка надёжности при наземной экспериментальной отработке производится по результатам предъявительских испытаний на этапах предварительных (ПрИ) и приёмосдаточных (ПСИ) испытаний.

Оценка проводится по следующим формулам: (Колобов А.Ю., Дикун Е.В., Петров Ю.А., 2018; Авдугевский В.С. и др., 1989; Похабов Ю.П. Теория и практика..., 2018):

$$\hat{P}_0 = 1 - \frac{1}{2(n+2)};$$
$$\sigma_{P_0} = \frac{1}{2(n+2)} \sqrt{\frac{5n+7}{n+3}}, \quad (6)$$

где n – количество испытаний на этапах ПрИ и ПСИ.

Согласно установленному порядку работы в отрасли с несоответствиями по каждому из выявленных несоответствий составляется технический акт (сообщение о неисправности), создаётся комиссия

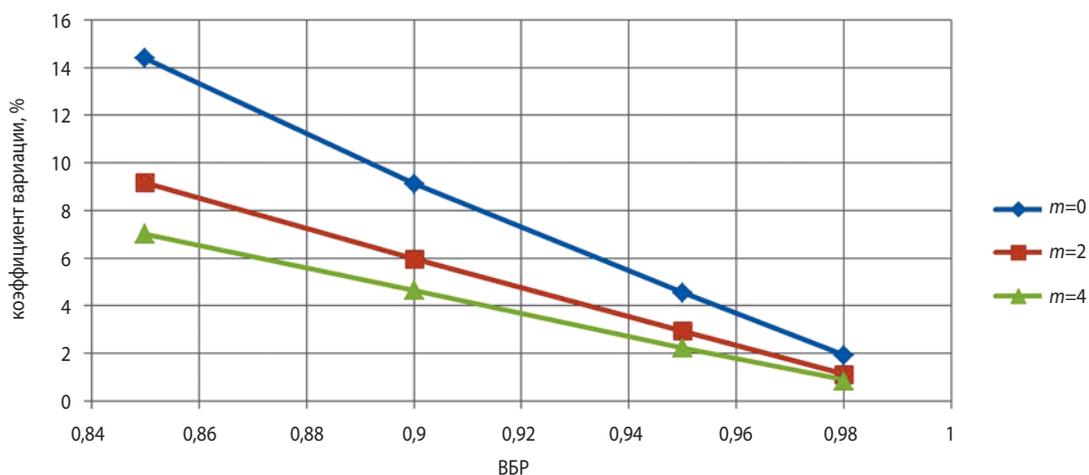


рисунок. Зависимость коэффициента вариации от точечного значения ВБР СВ

по установлению причин его возникновения и разрабатываются мероприятия по устранению и недопущению его повторению в дальнейшем.

В соответствии с такой практикой отказы, зафиксированные в ходе При и ПСИ, в оценках надёжности по результатам НЭО не учитываются.

5. Алгоритм оценки надёжности СВ с учётом априорной информации

Оценка надёжности средств выведения по результатам ЛИ и эксплуатации с учётом априорной информации, полученной на этапах проектирования и НЭО, проводится в следующем порядке:

1. Производится проектная оценка надёжности СВ с определением точечной оценки ВБР СВ $\hat{P}_0^{пр}$.

2. По формуле (5) определяется эквивалентное количество пусков n^* .

3. По формуле (4) определяется среднеквадратическое отклонение для проектной оценки надёжности СВ $\sigma_{P_0^{пр}}$.

4. По формулам (6) проводится оценка надёжности СВ по результатам НЭО без учёта априорной информации $\hat{P}_1^{НЭО}$ и $\sigma_{P_1^{НЭО}}$.

5. По формулам (1) проводится оценка надёжности СВ по результатам НЭО с учётом априорной информации $\hat{P}^{НЭО}$ и $\sigma_{P^{НЭО}}$. Проверяется выполнение критерия Фишера по формуле (2).

6. По формулам (3) и (4) проводится оценка надёжности СВ по результатам ЛИ или эксплуатации без учёта априорной информации $\hat{P}_1^{ЛИ}$ и $\sigma_{P_1^{ЛИ}}$.

7. По формулам (1) проводится оценка надёжности СВ по результатам ЛИ и эксплуатации с учётом априорной информации $P^{ЛИ и Э}$ и $\sigma^{ЛИ и Э}$. Проверяется выполнение критерия Фишера по формуле (2).

Нижняя доверительная граница с доверительной вероятностью γ определяется по следующей формуле (Лебедев В.В., Сухарев В.А., 2016):

$$P_{Н}^{ЛИ и Э} = P^{ЛИ и Э} - t_p \cdot \sigma^{ЛИ и Э},$$

где t_p – квантиль распределения Стьюдента для доверительной вероятности γ .

ВЫВОДЫ

Предложен метод расчётно-экспериментальной оценки надёжности средств выведения ракетно-космической техники по результатам лётных испытаний и эксплуатации с учётом априорной информации, полученной при проектных оценках и наземной экспериментальной отработке.

Предложенный метод позволяет получать более точные оценки надёжности при недостаточности объёма статистических экспериментальных данных.

Гипотеза о равенстве дисперсии при проектной и экспериментальной оценках надёжности позволяет

получить верхние оценки среднеквадратического отклонения точечных проектных оценок средств выведения и нижние доверительные границы вероятности безотказной работы средств выведения.

список литературы

Авдеевский В.С. и др. Надёжность и эффективность в технике: справочник. В 10 т. М.: Машиностроение, 1989. Т. 6. 336 с.

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. и др. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооружённости «ФРЕГАТ-СБУ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 147-156.

Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надёжность летательных аппаратов. М.: Высш. школа, 1975. 296 с.

Геча В.Я., Барбул Р.Н., Сидняев Н.И., Бутенко Ю.И. Методология оценки надёжности космических аппаратов при проектной и конструкторской отработке // Надёжность. 2019. № 2. С. 3-8.

Гнеденко Б.Н., Беляев А.Д., Соловьев А.Д. Математические методы в теории надёжности. М.: Наука, 1965. 524 с.

Золотой С.А. Нормативное обеспечение создания и развития космической системы дистанционного зондирования Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 78-82.

Колобов А.Ю., Дикун Е.В. Интервальные оценки безотказности единичных космических аппаратов // Надёжность. 2017. № 4. С. 23-26.

Колобов А.Ю., Дикун Е.В., Петров Ю.А. Интервальные оценки безотказности бортовой аппаратуры космических аппаратов // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. 2018. № 2. С.18-22.

Лебедев В.В., Сухарев В.А. Учет априорной информации о надёжности элементов сложной технической системы на стадии разработки опытных образцов // Международный научный журнал «Символ науки». 2016. № 1. С. 68-69.

Похабов Ю.П. Теория и практика обеспечения надёжности механических устройств одноразового срабатывания. Красноярск: СФУ, 2018. 340 с.

Похабов Ю.П. Что понимать под расчётом надёжности уникальных высокоответственных систем применительно к механизмам одноразового срабатывания космических аппаратов // Надёжность. 2018. № 4. С. 28-35.

Прохоренко В.А., Голиков В.Ф. Учет априорной информации при оценке надёжности. Минск: Наука и техника, 1979. 208 с.

Статья поступила в редакцию 08.11.2019 г.

Статья после доработки 08.11.2019 г.

Статья принята к публикации 08.11.2019 г.

К ВОПРОСУ РАСЧЁТА ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО РАЗРЕШЕНИЯ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ, РАСПОЛОЖЕННОГО НА ГЕОСИНХРОННОЙ ОРБИТЕ И РАБОТАЮЩЕГО В БИСТАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

ABOUT CALCULATION OF GEOMETRIC RESOLUTION AND ENERGY POTENTIAL OF SPACE RADAR WITH SYNTHESIZED APERTURE LOCATED IN GEOSYNCHRONOUS ORBIT AND OPERATING IN BISTATIC MODE



А.С. Петров¹,
профессор, доктор
технических наук,
as-petr@yandex.ru;
A.S. Petrov



А.А. Прилуцкий¹,
доктор физико-
математических наук,
niidar2011@yandex.ru;
A.A. Prilutskiy



В.А. Чиков¹,
chvva@mail.ru;
V.A. Chikov



А.С. Волченков¹,
leftbox12@mail.ru;
A.S. Volchenkov

Разработаны модели и программный модуль, с помощью которого проведён анализ зависимости формы траектории, описываемой подспутниковой точкой на земной поверхности, от эксцентриситета, углов перигея и наклона геосинхронной орбиты (ГСО). При различных значениях параметров орбиты космического аппарата (КА) и аппаратуры радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) построены зависимости геометрического разрешения в продольном (азимутальном) и в поперечном направлении (относительно траектории подспутниковой точки), а также радиометрической чувствительности РСА, работающего на ГСО в бистатическом скошенном квазизеркальном режиме отражения волны от земной поверхности. Выявлены оптимальные временные сдвиги положений на орбитах двух КА, составляющих бистатическую пару, при которых заданные ограничения на параметры РСА выполняются для точек наблюдения, находящихся в широкой зоне земной поверхности и при этом в течение длительного интервала времени.

A model and a software module for the analysis of the kinematic parameters of a satellite moving in an elliptical geosynchronous orbit (GEO) are developed. The relations for the calculation of the geometric resolution on the earth's surface of the radar with a synthesized aperture (SAR), located on GEO, as well as its radiometric sensitivity are given. The modeling of GEOSAR characteristics is carried out. The time intervals during which (in a given area near the equator) the specified restrictions on the geometric resolution of the locator and radiometric sensitivity are simultaneously fulfilled are revealed.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Сделана обобщённая оценка совокупности таких параметров РСА, как площадь антенн передатчика и приёмника, размер элемента разрешения и средняя мощность передатчика, выбор которых обеспечивает заданный уровень радиометрической чувствительности.

Ключевые слова:

радиолокатор с синтезированной апертурой;
геосинхронная орбита;
бистатическая система;
квазизеркальное отражение волны.

DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.009

ВВЕДЕНИЕ

Большинство систем дистанционного зондирования Земли из космоса с помощью радиолокаторов с синтезированной апертурой размещается на космических аппаратах, летящих на низких высотах 500–1000 км (Верба В.С. и др., 2010). Вместе с тем, начиная с 1978 года, возник интерес к использованию высоких орбит, в том числе геосинхронной (Tomiyasu K., 1978; Tomiyasu K., Pacelli J.L., 1983; Madsen S.N. et al., 2001; Madsen S.N., Chen C., Edelstein W., 2002; *Global earthquake satellite system GESS*, 2003; Ban W., Yu K., Zhang X., 2018). РСА, размещённые на геосинхронной орбите, называют ГЕОРСА. Их применение, несомненно, представляет серьёзный практический интерес, поскольку даёт возможность наблюдения за различными объектами и явлениями в заданной широкой полосе обзора, причём, в течение длительных интервалов времени. Перечислим некоторые из них: сдвиг тектонических плит и оползни, извержения вулканов, землетрясения, ураганы, океанические течения, пожары, возникновение и движение волн цунами, характер ледового покрытия и движение айсбергов, растительный покров лесов и состояние сельскохозяйственных насаждений в полях, влажность почвы, загрязнение земной поверхности, а также океанов и морей.

В связи с тем, что высота ГСО (около 36000 км) в десятки раз превышает высоту орбит низколетящих спутников (500–1000 км), возникают проблемы, связанные с обеспечением ГЕОРСА необходимым уровнем энергетического потенциала, при котором система будет обладать достаточной радиометрической чувствительностью. При сохранении высоких требований к геометрическому разрешению локатора и при работе его в режиме приёма сигнала обратного отражения от земной и, особенно, от морской поверхности потребовались бы неприемлемо большие для спутниковых систем мощность передатчика и площадь антенны. Поэтому к ГЕОРСА должны, во-первых, предъявляться более умеренные требования к геометрическому разрешению (десятки метров); во-вторых, при зондировании морской поверхности следует ис-

The generalized estimation of such parameters of SAR, the set of which provides a given level of radiometric sensitivity at the required geometric resolution, is made.

Keywords:

synthetic aperture radar;
geosynchronous orbit;
bistatic system;
quasi-mirror reflection of the wave.

пользовать бистатическое (мультистатическое) построение системы, при работе которой на вход приёмника поступает сигнал, отражённый от поверхности не в обратном направлении, как в традиционных РСА, а в квазизеркальном (Переслегин С.В., Карпов И.О., Халиков, 2017; Zavorotny V.U. et al., 2014). Достоинство приёма сигнала в режиме квазизеркального отражения состоит в том, что при его использовании значение коэффициента отражения может возрастать на 1-2 порядка по сравнению с коэффициентом отражения в режиме обратного отражения.

В работах (Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Методика расчёта..., 2018) и (Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Анализ зависимости..., 2018) проведён анализ характеристик РСА, установленных на КА, летящих как на низких, так и на высоких орбитах, включая ГСО. Однако рассмотрение было ограничено лишь моностатическим режимом работы аппаратуры.

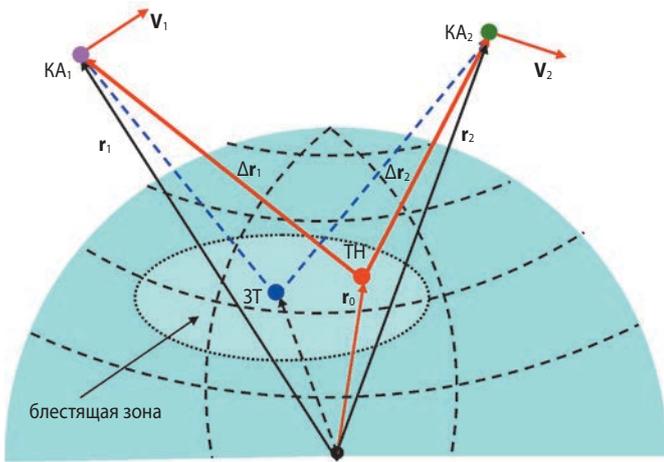
Цель статьи – разработка модели и программного модуля, позволяющих рассчитать базовые параметры РСА, работающих на ГСО в бистатическом режиме приёма сигнала при его скошенном квазизеркальном отражении от земной поверхности, а также выявить такие параметры орбиты и аппаратуры РСА, при которых удаётся одновременно выполнить задаваемые требования по геометрическому разрешению и энергетическому потенциалу в заранее выбранных зонах земной поверхности.

1. Определение размеров элемента разрешения при работе РСА в скошенном квазизеркальном режиме с помощью градиентного метода

В статье (Cardillo G.P., 1990) и материалах ([URL: https://elib.dlr.de/43805/1/eusar06_tutorial_advanced_bistatic_sar_final_reduced.pdf](https://elib.dlr.de/43805/1/eusar06_tutorial_advanced_bistatic_sar_final_reduced.pdf)) описана градиентная методика расчёта геометрического разрешения РСА

К ВОПРОСУ РАСЧЁТА ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО РАЗРЕШЕНИЯ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ, РАСПОЛОЖЕННОГО НА ГЕОСИНХРОННОЙ ОРБИТЕ И РАБОТАЮЩЕГО В БИСТАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

в продольном и поперечном направлениях на плоскости, касательной к земной поверхности в точке наблюдения. В статье (Vu V.T., Pettersson M.I., 2018) с помощью метода обратной проекции получены упрощённые и удобные для проведения оценок формулы для расчёта геометрического разрешения РСА. Суть же градиентного метода, использованного нами, состоит в следующем. Пусть в некоторый момент времени t в системе координат, связанной с вращающейся Землёй, заданы положения двух КА своими радиус-векторами $\mathbf{r}_1(t)$ и $\mathbf{r}_2(t)$, а также точка наблюдения её радиус-вектором \mathbf{r}_0 , рисунок 1. На этом рисунке также изображена зеркальная точка (ЗТ).



рисунк 1. Работа РСА в бистатическом режиме при скошенном квазизеркальном отражении электромагнитной волны от морской поверхности

Суммарное расстояние, которое проходит волна между двумя КА при отражении её от точки наблюдения,

$$r_{\Sigma}(\mathbf{r}_1(t), \mathbf{r}_2(t), \mathbf{r}_0) = |\Delta \mathbf{r}_1(t)| + |\Delta \mathbf{r}_2(t)| = |\mathbf{r}_1(t) - \mathbf{r}_0| + |\mathbf{r}_2(t) - \mathbf{r}_0|.$$

Доплеровская частота определится как

$$f_d[\mathbf{r}_1(t), \mathbf{r}_2(t), \mathbf{r}_0] = -\frac{1}{\lambda} \frac{dr_{\Sigma}[\mathbf{r}_1(t), \mathbf{r}_2(t), \mathbf{r}_0]}{dt} \approx -\frac{1}{\lambda} \left. \frac{r_{\Sigma}[\mathbf{r}_1(t+\Delta t), \mathbf{r}_2(t+\Delta t), \mathbf{r}_0] - r_{\Sigma}[\mathbf{r}_1(t), \mathbf{r}_2(t), \mathbf{r}_0]}{\Delta t} \right|_{\Delta t \rightarrow 0},$$

где λ – длина волны; Δt – малый интервал времени.

В статье (Cardillo G.P., 1990) получено следующее соотношение для доплеровской частоты f_d , которая выражается через единичные векторы $\Delta \mathbf{e}_1$ и $\Delta \mathbf{e}_2$ направлений визирования двух КА с позиции точки наблюдения, а также их скорости \mathbf{V}_1 и \mathbf{V}_2 :

$$f_d = -\lambda^{-1} (\mathbf{V}_1 \Delta \mathbf{e}_1 + \mathbf{V}_2 \Delta \mathbf{e}_2),$$

$$\text{где } \Delta \mathbf{e}_{1,2} = \Delta \mathbf{r}_{1,2} / |\Delta \mathbf{r}_{1,2}|^{-1}.$$

В зафиксированный момент времени t , изменяя положение точки наблюдения \mathbf{r}_0 на земной поверхности, можно построить линии постоянных значений r_{Σ} и f_d , а также в любой точке рассчитать градиенты этих функций. В качестве базиса для определения

градиента удобнее всего выбрать орты сферической системы координат \mathbf{e}_r , \mathbf{e}_θ и \mathbf{e}_φ , в которой положение точки наблюдения описывается координатами (r, θ, φ) . Составляющая градиента функции $f(\theta, \varphi)$ в плоскости, касательной к точке наблюдения на земной поверхности,

$$\text{grad}_t[f(\theta, \varphi)] = \frac{\partial f(\theta, \varphi)}{\partial \theta} \mathbf{e}_\theta + \frac{\partial f(\theta, \varphi)}{\partial \varphi} \mathbf{e}_\varphi,$$

где в качестве функции $f(\theta, \varphi)$ выступают функции $r_{\Sigma}[\mathbf{r}_1(t), \mathbf{r}_2(t), \mathbf{r}_0(\theta, \varphi)]$ и $f_d[\mathbf{r}_1(t), \mathbf{r}_2(t), \mathbf{r}_0(\theta, \varphi)]$. Сократим запись перечня аргументов этих функций и обозначим их как $r_{\Sigma}(\mathbf{r}_0)$ и $f_d(\mathbf{r}_0)$. Тогда тангенциальные составляющие векторов градиента можно определить численно следующим образом:

$$\begin{aligned} \text{grad}_t\{r_{\Sigma}(\mathbf{r}_1(t), \mathbf{r}_2(t), \mathbf{r}_0(\theta, \varphi))\} &\approx \\ &\approx \left[\frac{r_{\Sigma}(\mathbf{r}_0 + \Delta_\theta \mathbf{e}_\theta) - r_{\Sigma}(\mathbf{r}_0)}{\Delta_\theta} \Big|_{\Delta_\theta \rightarrow 0} \right] \mathbf{e}_\theta + \\ &+ \left[\frac{r_{\Sigma}(\mathbf{r}_0 + \Delta_\varphi \mathbf{e}_\varphi) - r_{\Sigma}(\mathbf{r}_0)}{\Delta_\varphi} \Big|_{\Delta_\varphi \rightarrow 0} \right] \mathbf{e}_\varphi, \\ \text{grad}_t\{f_d[\mathbf{r}_1(t), \mathbf{r}_2(t), \mathbf{r}_0(\theta, \varphi)]\} &\approx \\ &\approx \left[\frac{f_d(\mathbf{r}_0 + \Delta_\theta \mathbf{e}_\theta) - f_d(\mathbf{r}_0)}{\Delta_\theta} \Big|_{\Delta_\theta \rightarrow 0} \right] \mathbf{e}_\theta + \\ &+ \left[\frac{f_d(\mathbf{r}_0 + \Delta_\varphi \mathbf{e}_\varphi) - f_d(\mathbf{r}_0)}{\Delta_\varphi} \Big|_{\Delta_\varphi \rightarrow 0} \right] \mathbf{e}_\varphi. \end{aligned}$$

Очевидно, что при продвижении по направлению вектора градиента $\text{grad}_t[r_{\Sigma}(\mathbf{r}_0)]$ на расстояние δ_y произойдёт приращение наклонной дальности на величину $\delta_r = \delta_y |\text{grad}_t[r_{\Sigma}(\mathbf{r}_0)]|$. И, поскольку $\delta_r = (c/\Delta f_m)$, где c – скорость света, а Δf_m – ширина полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту, то поперечное разрешение определится как

$$\delta_y = (c/\Delta f) |\text{grad}_t[r_{\Sigma}(\mathbf{r}_0)]|^{-1}.$$

При продвижении на расстояние δ_d вдоль вектора градиента $\text{grad}_t[f_d(\mathbf{r}_0)]$ возникнет приращение доплеровской частоты на $\Delta f_d = \delta_d |\text{grad}_t[f_d(\mathbf{r}_0)]|$. Приёмник может различать частоты Δf_d , значения которых обратно пропорциональны времени синтеза апертуры или времени интегрирования $t_{\text{инт}}$, а именно, $\Delta f_d = t_{\text{инт}}^{-1}$, поэтому доплеровское разрешение

$$\delta_d = \{t_{\text{инт}} |\text{grad}_t[f_d(\mathbf{r}_0)]|\}^{-1}.$$

На рисунке 2 изображены линии постоянных значений суммарной наклонной дальности и доплеровской частоты для бистатической системы, в которой два КА вращаются на геосинхронных орбитах, различающихся углом восхождения на $\Delta \Omega = 20^\circ$ и имеющих одинаковую эволюцию (сдвиг по времени $\Delta t = 0$). Кривые рассчитаны для двух моментов времени $t=0$ ч и $t=3$ ч и отображены в прямоугольной системе координат, в которой по оси ординат заданы значения широты φ , а по оси абсцисс – значения долготы λ . Заданный интервал изменения этих углов составляет $\pm 20^\circ$.

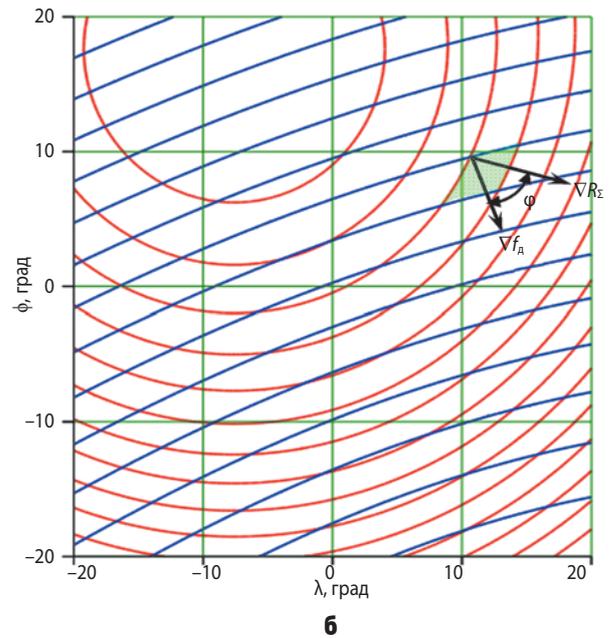
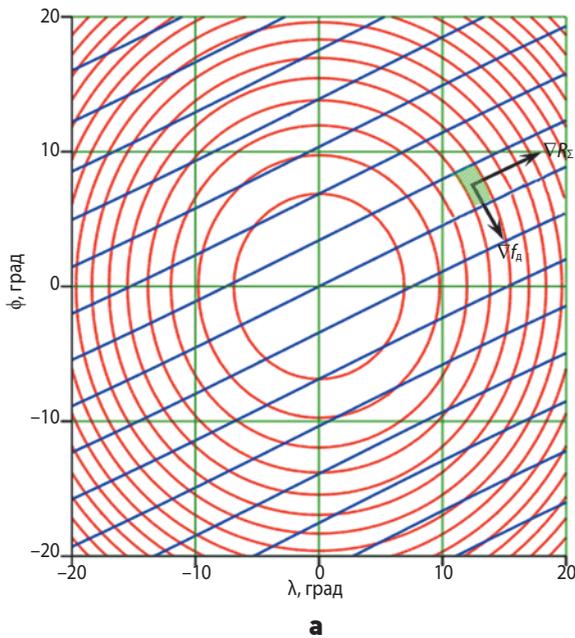


рисунок 2. Кривые постоянных значений суммарной наклонной дальности между двумя КА (красный цвет), измеряемой по пути прохождения сигнала между ними и точкой его отражения от земной поверхности, определяемой координатами широты ϕ и долготы λ и доплеровской частоты (синий цвет) в моменты времени $t=0$ ч – (а) и $t=3$ ч – (б)

Рассмотрим один элемент разрешения. На рисунке 2 он выделен зелёным цветом и более детально изображён на рисунке 3. Его можно приближённо представить как параллелограмм. Векторы \mathbf{a} и \mathbf{b} , ортогональные к его сторонам, по направлению совпадают с векторами градиентов $\text{grad}_t(r_\Sigma)$ и $\text{grad}_t(f_D)$, а модули равны δ_x и δ_y . Угол ϕ между векторами \mathbf{a} и \mathbf{b} определяется как

$$\phi = \arccos(\mathbf{a}\mathbf{b}|\mathbf{a}|^{-1}|\mathbf{b}|^{-1}).$$

Площадь элемента разрешения полагается равной площади параллелограмма:

$$A_{\text{ЭР}} = |\mathbf{a}||\mathbf{b}|\sin\phi.$$

Диаметр окружности, описывающей элемент разрешения,

$$D_{\text{ЭР}} = \sqrt{|\mathbf{a}|^2 + |\mathbf{b}|^2 + 2|\mathbf{a}||\mathbf{b}|\cos\phi} / \sin\phi.$$

Полагаем также, что площадь элемента разрешения на земной поверхности должна быть равна определённой выше площади $A_{\text{ЭР}}$. Поэтому продольное (азимутальное) разрешение выражаем через доплеровское разрешение, деля его на $|\sin\phi|$,

$$\delta_x = \delta_d / |\sin\phi| = \{t_{\text{инт}}|\text{grad}_t[f_D(\mathbf{r}_0)]|\sin\phi\}^{-1}.$$

2. Энергетический потенциал РСА, работающего в скошенном квазизеркальном режиме

В материалах (URL: https://elib.dlr.de/43805/1/eusar06_tutorial_advanced_bistatic_sar_final_reduced.pdf) показано, что отношение сигнала к шуму РСА, работающего в бистатическом режиме, определяется с помощью следующего выражения:

$$\text{СШ} = \frac{P_{\text{ср}}G_{\text{прд}}}{4\pi r_{\text{прд}}^2} A_{\text{ЭР}}\sigma^0 \frac{A_{\text{прм}}}{4\pi r_{\text{прм}}^2} \frac{t_{\text{инт}}}{kT_{\text{ш}}FL}, \quad (1)$$

где $P_{\text{ср}} = P_{\text{прд}}/Q$ – средняя мощность передатчика; Q – скважность импульсов передатчика; $G_{\text{прд}} = 4\pi A_{\text{прд}}/\lambda^2$ – коэффициент усиления антенны передатчика; λ – длина волны; $A_{\text{прд}}$ и $A_{\text{прм}}$ – площади апертур антенн передатчика и приёмника, соответственно; $r_{\text{прд}}$ и $r_{\text{прм}}$ – расстояния от антенн передатчика и приёмника до точки наблюдения, соответственно; $A_{\text{ЭР}}$ – площадь элемента разрешения (ЭР) на земной поверхности; σ^0 – удельная эффективная площадь рассеяния поверхности (УЭПР) в области ЭР; $k = 1.3805 \times 10^{-23}$ Дж/К – постоянная Больцмана; $T_{\text{ш}}$ – шумовая температура системы; F – коэффициент шума приёмника; L – суммарные диссипативные потери.

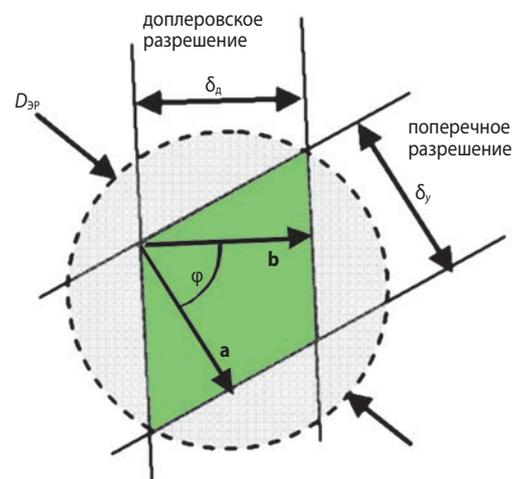


рисунок 3. Элемент разрешения

К ВОПРОСУ РАСЧЁТА ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО РАЗРЕШЕНИЯ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ, РАСПОЛОЖЕННОГО НА ГЕОСИНХРОННОЙ ОРБИТЕ И РАБОТАЮЩЕГО В БИСТАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

Шумовой эквивалент УЭПР, или радиометрическая чувствительность РСА, определяется как такое значение УЭПР, при котором отношение сигнала к шуму делается равным единице (0 дБ). Эту величину обозначают через $\sigma_{0,ш.э}$ и согласно (URL: https://elib.dlr.de/43805/1/eusar06_tutorial_advanced_bistatic_sar_final_reduced.pdf)

$$\sigma_{0,ш.э} = \frac{(4\pi)^2 r_{прд}^2 r_{прм}^2 k T_{ш} FL}{P_{ср} G_{прд} A_{прм} A_{ЭР} t_{инт}} = \frac{4\pi r_{прд}^2 r_{прм}^2 \lambda^2 k T_{ш} FL}{P_{ср} A_{прд} A_{прм} A_{ЭР} t_{инт}} \quad (2)$$

Из (1) и (2) вытекает вывод о том, что отношение сигнала к шуму (СШ) выраженное в децибелах,

$$СШ = \sigma^0 - \sigma_{0,ш.э}, \text{ дБ.}$$

Для космических РСА типичное значение $\sigma_{0,ш.э}$ составляет -20 дБ. Удобство использования этого введённого в литературе параметра как раз и состоит в том, что, зная его и УЭПР земной поверхности, легко оценить отношение сигнала к шуму. Значение σ^0 для морской поверхности рассчитывалось с помощью методики, описанной в (Переслегин С.В., Карпов И.О., Халиков, 2017).

3. Модель движения КА на геосинхронной орбите

В работе (Назаров А.Е., 2018) проведено исследование движения пар КА, работающих в интерферометрическом режиме, с помощью строгих методов баллистики. Для оценки общих характеристик РСА, установленных на КА, вращающихся вокруг Земли по эллиптической ГСО, можно ограничиться кеплеровской моделью. Она описана, в частности, в монографии (ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования, 2010) с иллюстрациями, представленными на рисунках 4, 5, и характеризуется следующими параметрами: a – размер большой полуоси эллипса; d – расстояние от центра эллипса до его фокусов; $e=d/a$ – эксцентриситет; i – угол наклона орбиты; Ω – угол восхождения; ω_n – угол перигея; ψ , E и M – аномалии: истинная, эксцентрическая и средняя.

Зависимость расстояния от фокуса, ближайшего к перигею, до точки на эллипсе определяется с помощью следующего выражения:

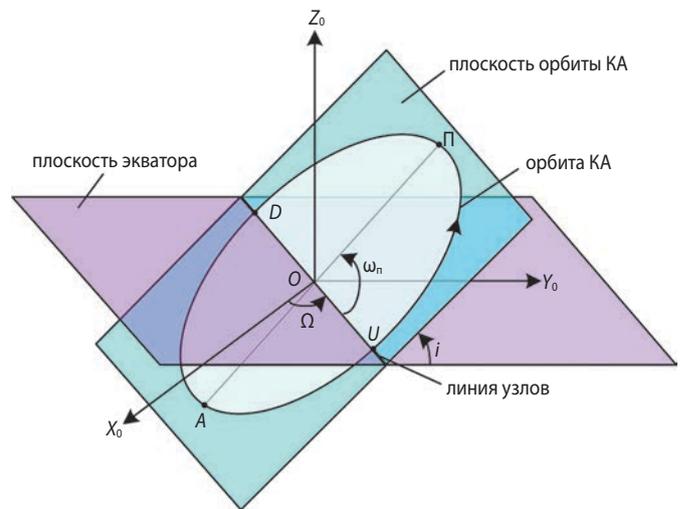
$$r(\psi) = \frac{p}{1 + e \cos(\psi - \psi_0)} = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos(\psi - \psi_0)}, \quad (3)$$

где $p = a(1 - e^2)$ фокальный параметр; ψ_0 – угол, определяющий точку отсчёта. Малая полуось эллипса $b = a\sqrt{1 - e^2}$.

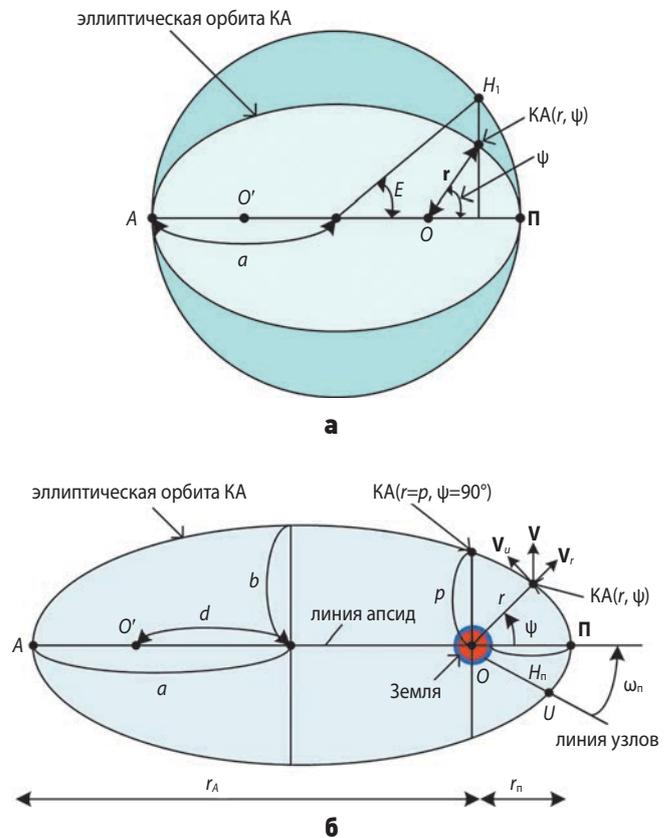
Период обращения спутника вокруг Земли

$$T_{КА} = 2\pi \sqrt{a^3 / \mu_E},$$

где $\mu_E = 3.9860044 \times 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли. Средняя аномалия



рисунки 4. Ориентация орбитальной плоскости



рисунки 5. Определение эксцентрической аномалии (а) и эллиптическая орбита спутника (б)

$$M(t) = \Omega_{ср}(t - t_0) = (2\pi / T_{КА})(t - t_0), \quad (4)$$

где t_0 – момент времени, определяющий точку отсчёта. При заданном значении средней аномалии определяется значение эксцентрической аномалии путём решения относительно E уравнения

$$E - e \sin E = M.$$

По найденному значению E рассчитывается истинная аномалия:

$$\psi(t) = 2 \arctg \left\{ \sqrt{(1+e)/(1-e)} \operatorname{tg} [E(t)/2] \right\}.$$

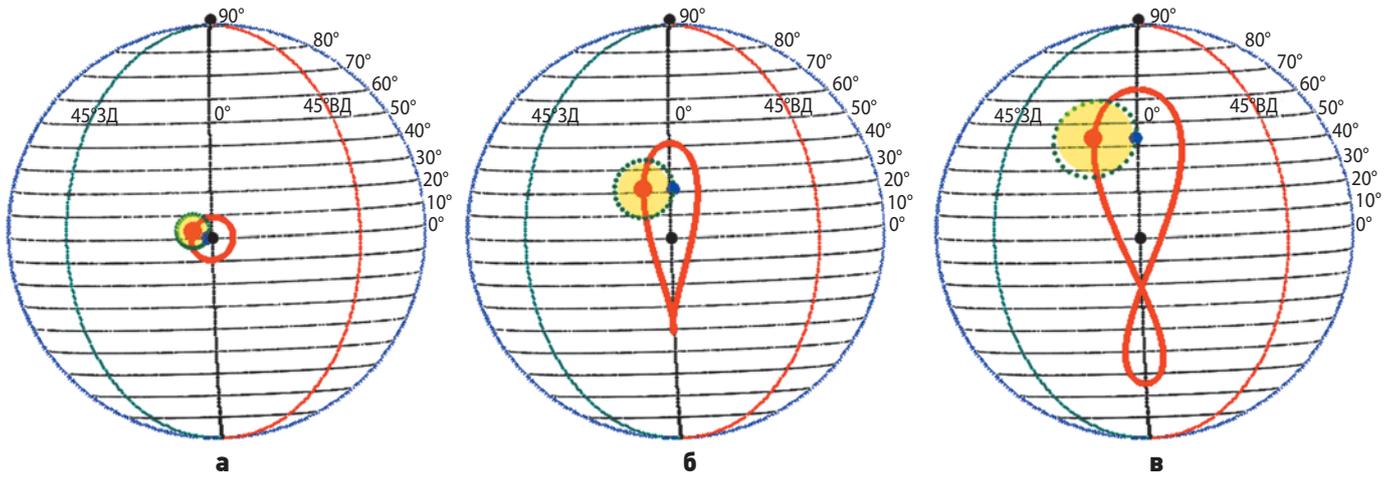


рисунок 6. Траектория подспутниковой точки при $e=0.05$ и следующих значениях других параметров: **а** – $i=6^\circ$, $\theta_{пер}=86.4^\circ$, $\Omega=-\theta_{пер}$, $t=20$ ч, $R_n=500$ км; **б** – $i=27^\circ$, $\theta_{пер}=86.4^\circ$, $\Omega=-\theta_{пер}$, $t=20.5$ ч, $R_n=900$ км; **в** – $i=45^\circ$, $\theta_{пер}=90^\circ$, $\Omega=-\theta_{пер}$, $t=21$ ч, $R_n=1300$ км

Зависимость положения материальной точки на эллипсе, расположенном в экваториальной плоскости, от времени находим, подставляя в формулу (3) значение истинной аномалии $\psi(t)$. В прямоугольной декартовой системе координат её положение определится радиус-вектором

$$\mathbf{r}_s(t) = r(t) \{ \cos[\psi(t)], \sin[\psi(t)], 0 \}^T,$$

где верхний индекс $(\cdot)^T$ означает выполнение операции транспонирования. Пространственное положение точки во вращающейся с Землёй системе координат определим следующим образом:

$$\mathbf{r}(t) = \mathbf{T}_z^T(\Omega_3 t) \mathbf{T}_z(\Omega) \mathbf{T}_x(i) \mathbf{T}_z(\omega_n) \mathbf{r}_s(t),$$

где Ω_3 – угловая скорость вращения Земли; $\mathbf{T}_x(\alpha)$ и $\mathbf{T}_z(\beta)$ – тензоры поворота вектора относительно осей x и z на углы α и β Эйлера (*ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования*, 2010).

При моделировании одновременного движения нескольких КА на ГСО удобно выразить взаимный сдвиг их средней аномалии ΔM через временной сдвиг Δt начального отсчёта времени. Заменяя в формуле (4) t_0 на Δt , получим $\Delta M = (2\pi/T_{КА})\Delta t$.

Если рассматриваются ГСО с малыми значениями i , то проекция подспутниковой точки на земную поверхность может описывать траектории типа круга, эллипса с различным эксцентриситетом и угловой ориентацией, а также напоминающими несимметричную цифру восемь. Некоторые из них приведены на рисунке 6, где символом R_n обозначен радиус круга, ограничивающего зону засветки земной поверхности, который отсчитывается от подспутниковой точки в текущий момент времени t .

На рисунке 7 изображены траектории подспутниковых точек двух КА (красным и синим цветом),

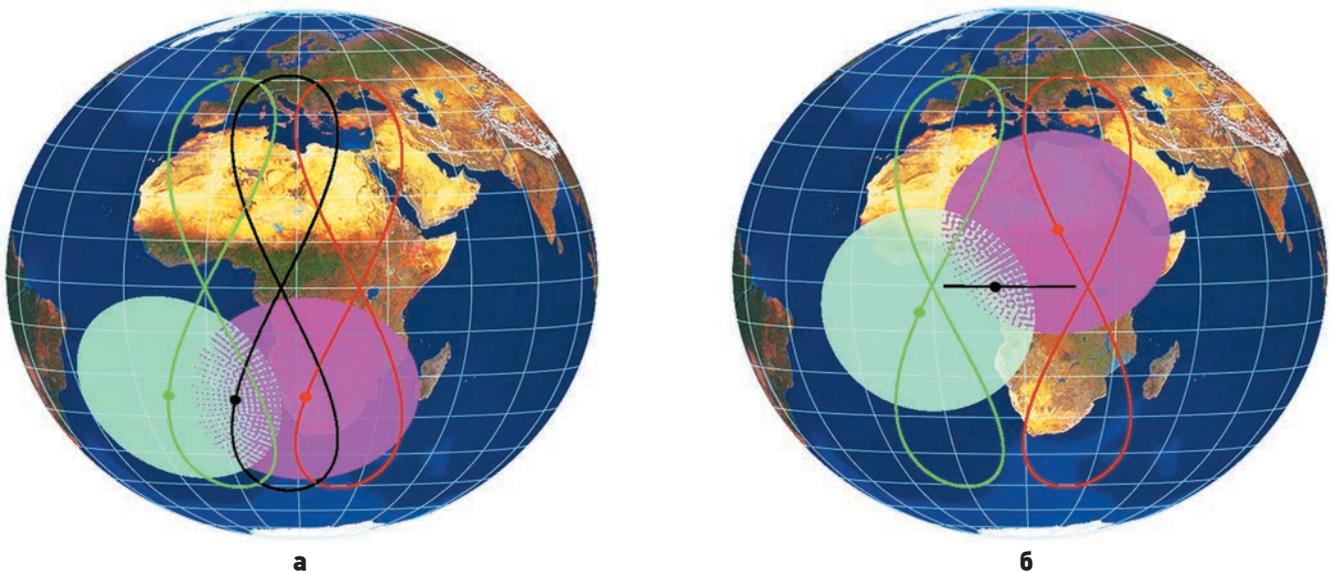
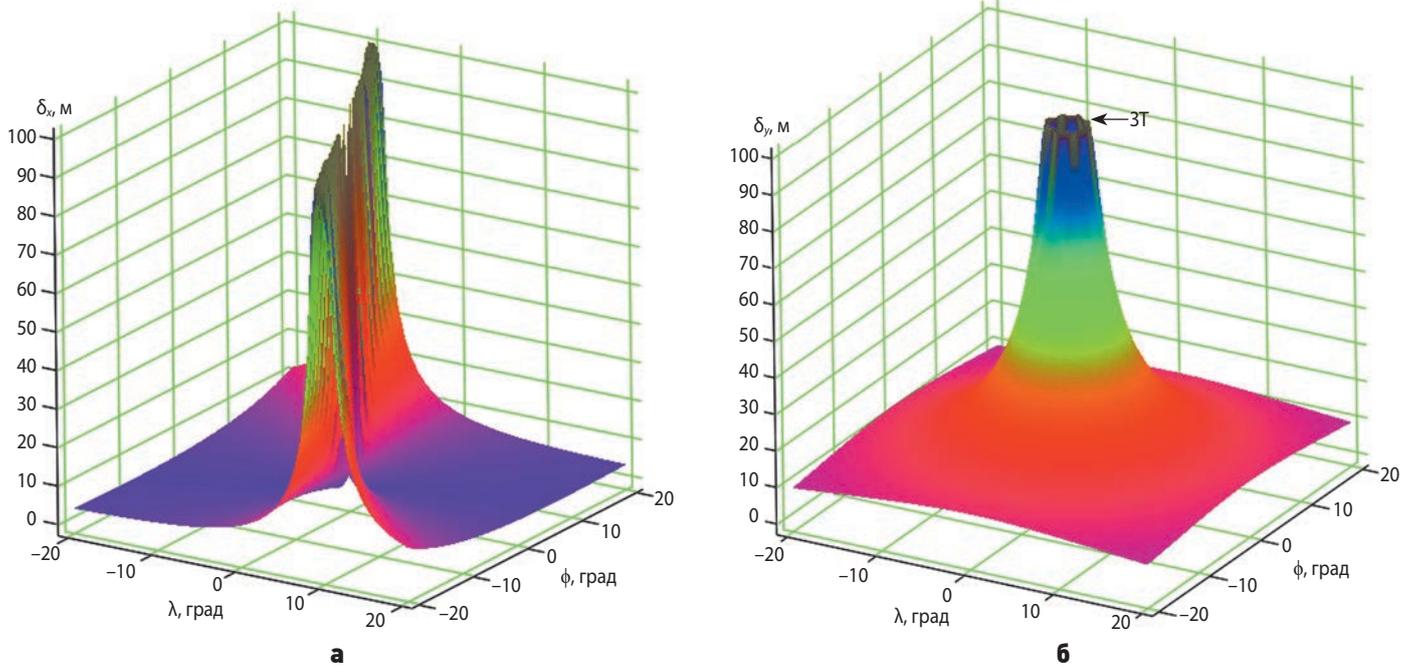


рисунок 7. Два спутника на круговой ГСО, зоны засветки с радиусом $R_n=5000$ км и траектория зеркальной точки при угле наклона орбиты $i=45^\circ$, разности углов восхождения $\Delta\Omega=30^\circ$ и сдвиге фазы положений по времени $\Delta t=0$ ч (**а**), $\Delta t=12$ ч (**б**)

К ВОПРОСУ РАСЧЁТА ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО РАЗРЕШЕНИЯ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ, РАСПОЛОЖЕННОГО НА ГЕОСИНХРОННОЙ ОРБИТЕ И РАБОТАЮЩЕГО В БИСТАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ



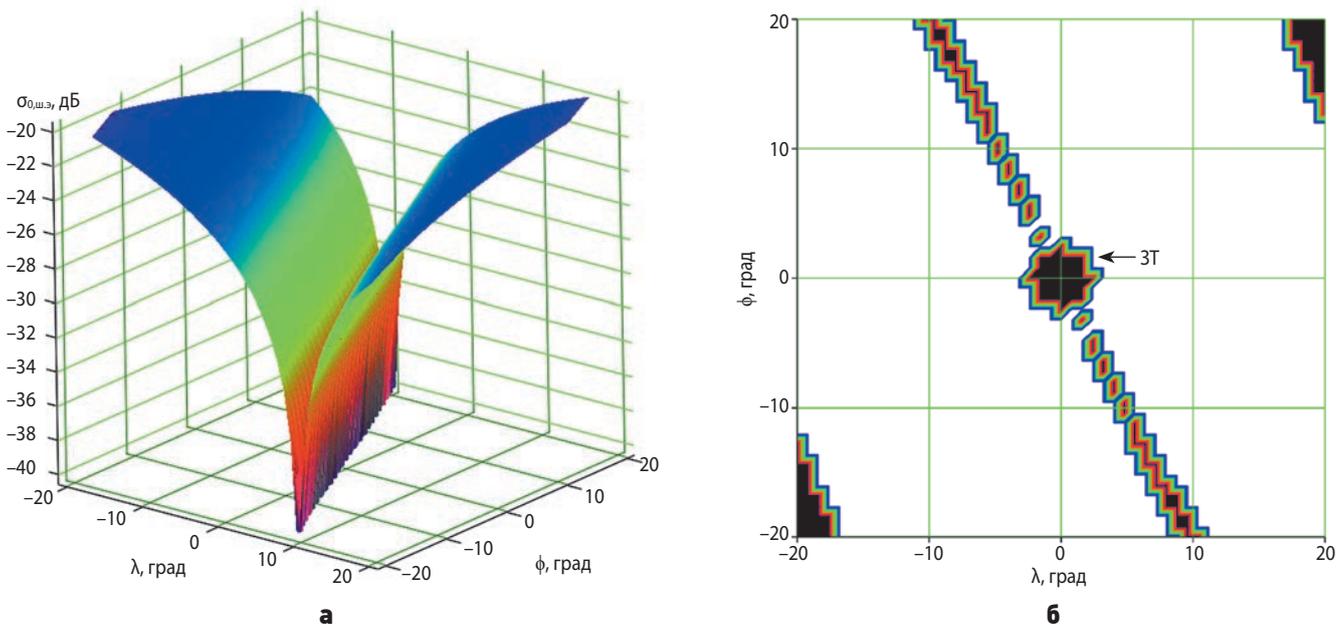
рисунк 8. Зависимости δ_x продольного (а) и δ_y поперечного (б) разрешений РСА от координат точки наблюдения по широте (ϕ) и долготе (λ) в момент времени $t=0$ ч

а также траектория зеркальной точки (зелёным цветом) при $i=45^\circ$, $\Delta\Omega=30^\circ$ и двух значениях сдвига по времени Δt прохождения орбиты спутниками.

Видим, что при их синфазном движении ($\Delta t=0$) траектория зеркальной точки имеет такую же форму, как и траектории подспутниковых точек. При $\Delta t=12$ ч ЗТ перемещается по линии вдоль экватора (метод определения её положения описан в статье (Zavorotny V.U. et al., 2014)). Такая бистатическая

конфигурация полезна при наблюдении за объектами, находящимися в областях, примыкающих к экватору, и явлениями, происходящими там. В частности, при наблюдении за поверхностью океана и суши в области юго-восточной Азии, где происходят многочисленные землетрясения и возникают волны цунами.

Преимущество ГСО с большими углами наклона орбиты к плоскости экватора перед геостациона-



рисунк 9. Зависимости $\sigma_{0,ш,з}$ – шумового эквивалента удельной эффективной площади рассеяния от координат точки наблюдения по широте (ϕ) и долготе (λ) в момент времени $t=0$ ч, $\Delta t=0$ ч, $\Delta\Omega=0^\circ$: трёхмерное изображение (а), двухмерное изображение (светлым тоном) области, в которой геометрическое разрешение δ_x , δ_y и $\sigma_{0,ш,з}$ меньше заданных значений (100 м и -20 дБ) (б)

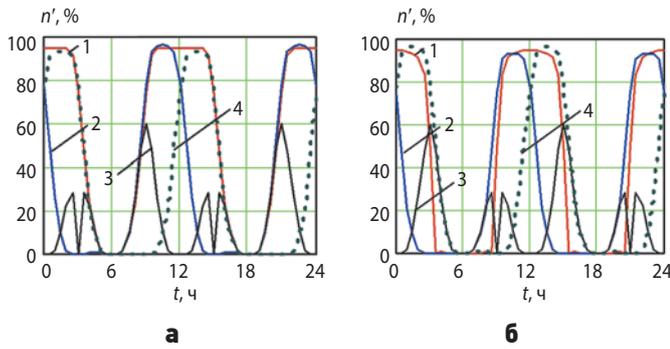


рисунок 10. Зависимости отношения угловой зоны земной поверхности, в которой δ_x и δ_y меньше 100 м, а $\sigma_{0,ш.э}$ меньше -20 дБ, к заданной угловой зоне в области экватора с изменением по широте $\Delta\phi = \pm 20^\circ$ и по долготе $\Delta\lambda = \pm 20^\circ$ от времени в течение суток при пяти значениях сдвига между КА, вращающихся на двух орбитах, по времени:

а – 1 – $\Delta t = 0$ ч, 2 – $\Delta t = 3$ ч,
3 – $\Delta t = 6$ ч, 4 – $\Delta t = 9$ ч;

б – 1 – $\Delta t = 12$ ч, 2 – $\Delta t = 15$ ч,
3 – $\Delta t = 18$ ч, 4 – $\Delta t = 21$ ч;

время синтеза апертуры $T_c = 60$ с

нарными и ГСО с малыми углами наклона орбиты состоит в том, что увеличивается зона наблюдения земной поверхности. Кроме того, возрастает эффективность использования аппаратуры РСА, поскольку за время синтеза апертуры формируется сигнал с такой шириной доплеровской полосы частот, которая позволяет достигать достаточной для многих применений разрешающей способности аппаратуры по азимуту – единицы и доли десятков метров.

4. Результаты моделирования параметров РСА, установленных на КА, расположенных на ГСО

Рассмотрим вначале случай, когда два КА располагаются на одной и той же ГСО при $i = 50^\circ$, $\Omega_1 = \Omega_2$, т.е. $\Delta\Omega = 0^\circ$, $\omega_{\text{п}} = 0^\circ$, $e = 0$. Возьмём следующие значения параметров аппаратуры: $P_{\text{прд}} = 20$ кВт, $Q = 6$, $\lambda = 0.03$ м, $A_{\text{прд}} = A_{\text{прм}} = 10 \times 10 = 100$ м², $T_{\text{инт}} = 60$ с, $\Delta f_{\text{м}} = 30$ МГц. Рассчитаем зависимости δ_x , δ_y и $\sigma_{0,ш.э}$ от широты и долготы точки наблюдения относительно узловой точки проекции орбиты КА на земную поверхность. Эти зависимости приведены на рисунках 8 и 9а. Поскольку характеристики локатора описываются несколькими независимыми параметрами, то полезно выделить область, в которой все они удовлетворяют предписанным ограничениям. Так, на рисунке 9б представлено двухмерное изображение (светлым тоном) области, в которой геометрическое разрешение, характеризующееся значениями δ_x и δ_y , а также шумовой эквивалент $\sigma_{0,ш.э}$, меньше заданных значений 100 м и -20 дБ соответственно.

Конфигурация и размер этой светлой области резко изменяется как при изменении текущего момента времени, так и при вариации временного сдвига Δt между КА. Поэтому в каждый момент времени и для каждой точки на плоскости угловых переменных (ϕ , λ) можно определить число точек n , в которых заданные ограничения на δ_x и δ_y и $\sigma_{0,ш.э}$ окажутся выполненными. Затем n можно отнести к общему числу точек n_{Σ} в заданной области угловых переменных и выразить полученное значение $n' = n/n_{\Sigma}$

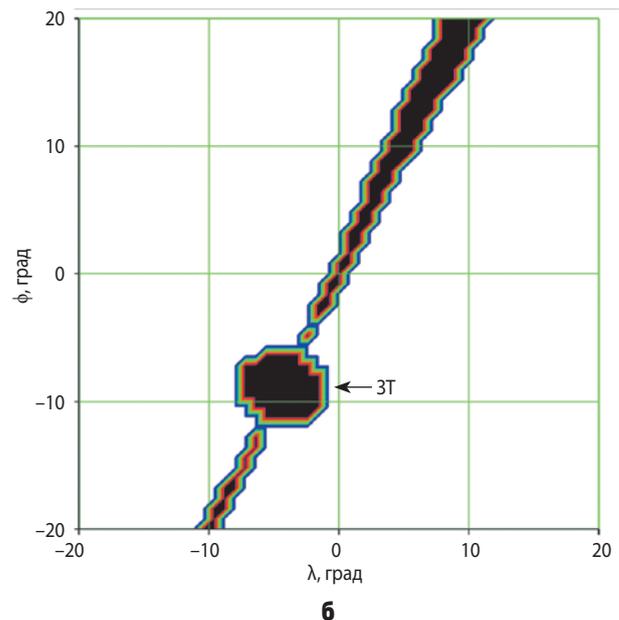
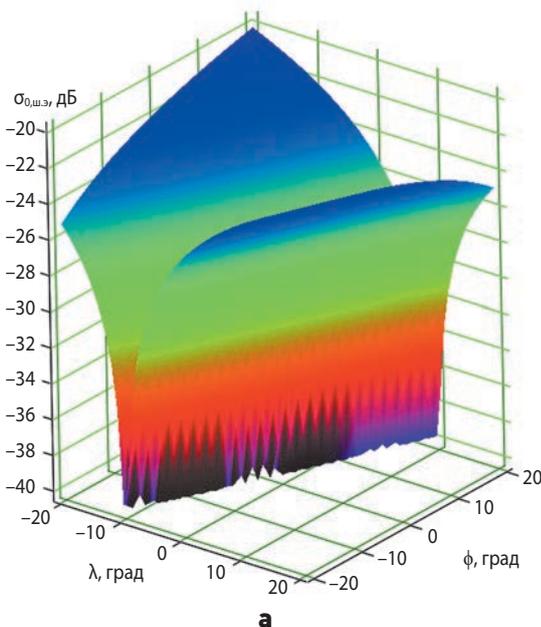


рисунок 11. Зависимости $\sigma_{0,ш.э}$ – шумового эквивалента удельной эффективной площади рассеяния от координат точки наблюдения по широте (ϕ) и долготе (λ) в момент времени $t = 11$ ч, $\Delta t = 3$ ч, $\Delta\Omega = 120^\circ$: трёхмерное изображение (**а**); двухмерное изображение (светлым тоном) области, в которой геометрическое разрешение δ_x , δ_y и $\sigma_{0,ш.э}$ меньше заданных значений (100 м и -20 дБ) (**б**)

К ВОПРОСУ РАСЧЁТА ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО РАЗРЕШЕНИЯ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ, РАСПОЛОЖЕННОГО НА ГЕОСИНХРОННОЙ ОРБИТЕ И РАБОТАЮЩЕГО В БИСТАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

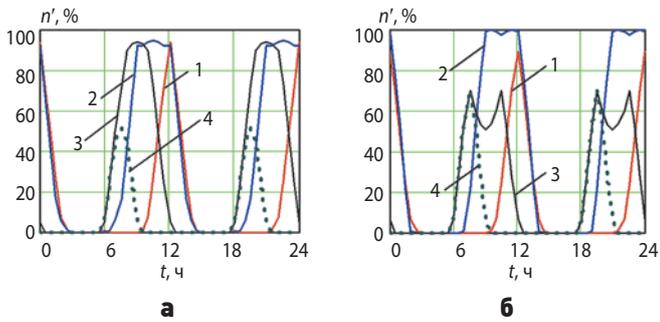


рисунок 12. Зависимости отношения угловой зоны земной поверхности, в которой δ_x и δ_y меньше 100 м, а $\sigma_{0,ш.э}$ меньше -20 дБ, к заданной угловой зоне в области экватора с изменением по широте $\Delta\phi = \pm 20^\circ$ и по долготе $\Delta\lambda = \pm 20^\circ$ от времени в течение суток при пяти значениях сдвига между КА, вращающихся на двух орбитах, по времени:
а – 1 – $\Delta t = 0$ ч, 2 – $\Delta t = 3$ ч, 3 – $\Delta t = 6$ ч, 4 – $\Delta t = 9$ ч;
б – 1 – $\Delta t = 12$ ч, 2 – $\Delta t = 15$ ч, 3 – $\Delta t = 18$ ч, 4 – $\Delta t = 21$ ч;
 $T_c = 60$ с; $\Delta\Omega = 120^\circ$; $\Delta t = 3$ ч

траектории КА. Два аппарата в этой области будут находиться на малых расстояниях между собой, и система фактически станет работать в режиме, близком к тому, при котором происходит обратное отражение электромагнитной волны. Вместе с тем, при $\Delta t = 9$ ч и $\Delta t = 21$ ч всё же существует возможность использования скошенного квазизеркального режима (СКЗР), правда, при $n' \approx 80\%$ и вдвое меньшей длительности двух рабочих временных интервалов в течение суток, каждый из которых составляет порядка 3 часов.

Поэтому для реализации режима СКЗР целесообразно разместить КА на двух орбитах, отличающихся углами восхождения Ω_1 и Ω_2 (положениями на экваторе узловых точек проекций траекторий на земную поверхность). Для примера положим $\Omega_1 = 60^\circ \text{З.Д.}$, $\Omega_2 = 60^\circ \text{В.Д.}$ ($\Delta\Omega = \Omega_2 - \Omega_1 = 120^\circ$), остальные параметры орбиты и системы оставим без изменения, за исключением значения Δf_M , которое

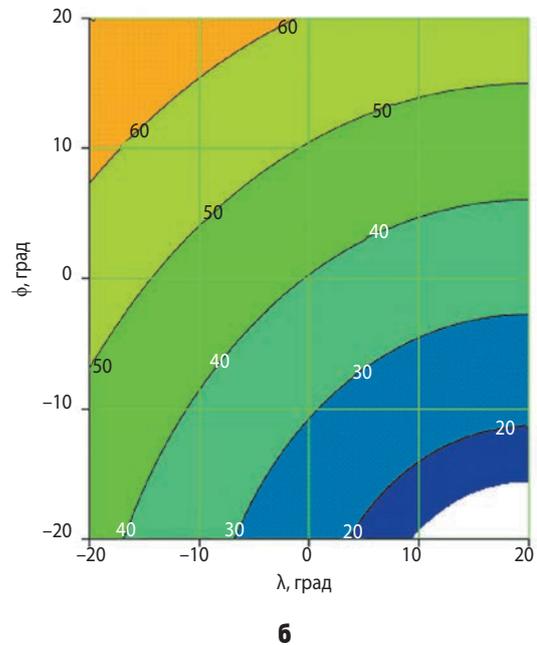
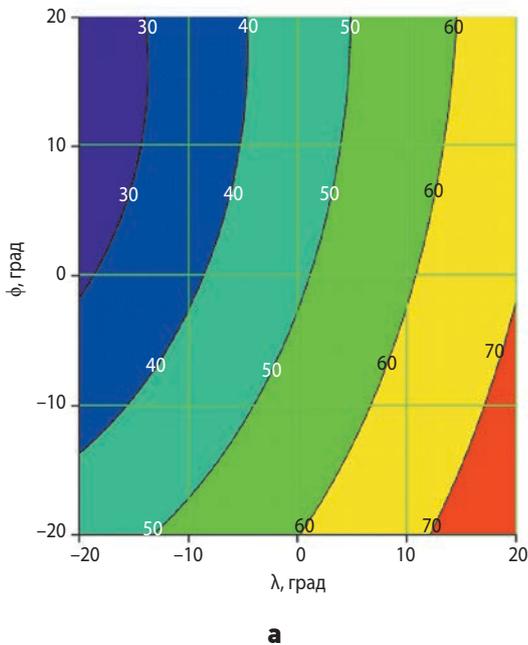


рисунок 13. Линии постоянного значения углов падения волны в точках наблюдения, расположенных на земной поверхности для первого КА (**а**) и для второго КА (**б**) для описанной выше конфигурации системы при $\Delta t = 3$ ч в момент времени $t = 11$ ч

увеличили на 20 МГц, т.е. положили $\Delta f_M = 50$ МГц. Это изменение объясняется тем, что при увеличении $\Delta\Omega$ в окрестности зеркальной точки увеличивается область с ухудшенным разрешением в поперечном направлении. Результаты расчётов в этом случае представлены в графическом виде на рисунках 11 и 12.

увеличили на 20 МГц, т.е. положили $\Delta f_M = 50$ МГц. Это изменение объясняется тем, что при увеличении $\Delta\Omega$ в окрестности зеркальной точки увеличивается область с ухудшенным разрешением в поперечном направлении. Результаты расчётов в этом случае представлены в графическом виде на рисунках 11 и 12.

Видим, что самые длительные интервалы времени, в течение которых n' достигает своего максимального значения, возникают, когда $\Delta t = 0$ ч и 12 ч. Центры этих временных диапазонов характеризуются моментами времени $t = 0$ ч и 12 ч. При таких сдвигах значение n' превышает 90% в течение почти половины суток. Однако соответствующие интервалы времени (каждый почти по 6 часов) приходятся на область, расположенную в окрестности узловой точки

увеличили на 20 МГц, т.е. положили $\Delta f_M = 50$ МГц. Это изменение объясняется тем, что при увеличении $\Delta\Omega$ в окрестности зеркальной точки увеличивается область с ухудшенным разрешением в поперечном направлении. Результаты расчётов в этом случае представлены в графическом виде на рисунках 11 и 12.

На рисунке 13 в плоскости (ϕ, λ) изображены кривые постоянного значения углов падения волны в точках наблюдения, расположенных на земной поверхности, для описанной выше (рисунки 11 и 12) конфигурации бистатической системы при $\Delta t = 3$ ч в момент времени $t = 11$ ч.

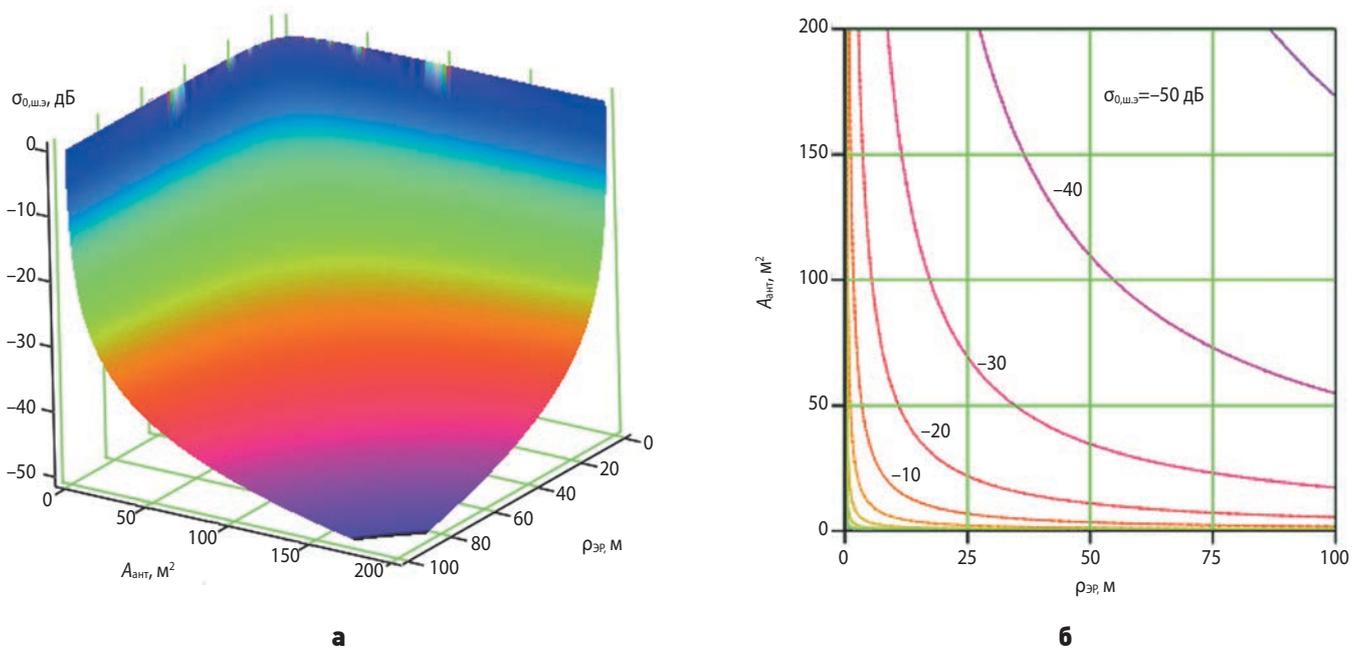


рисунок 14. Зависимость шумового эквивалента от размера элемента разрешения и площади антенн в трёхмерном изображении (а) и в виде контуров равного уровня (б)

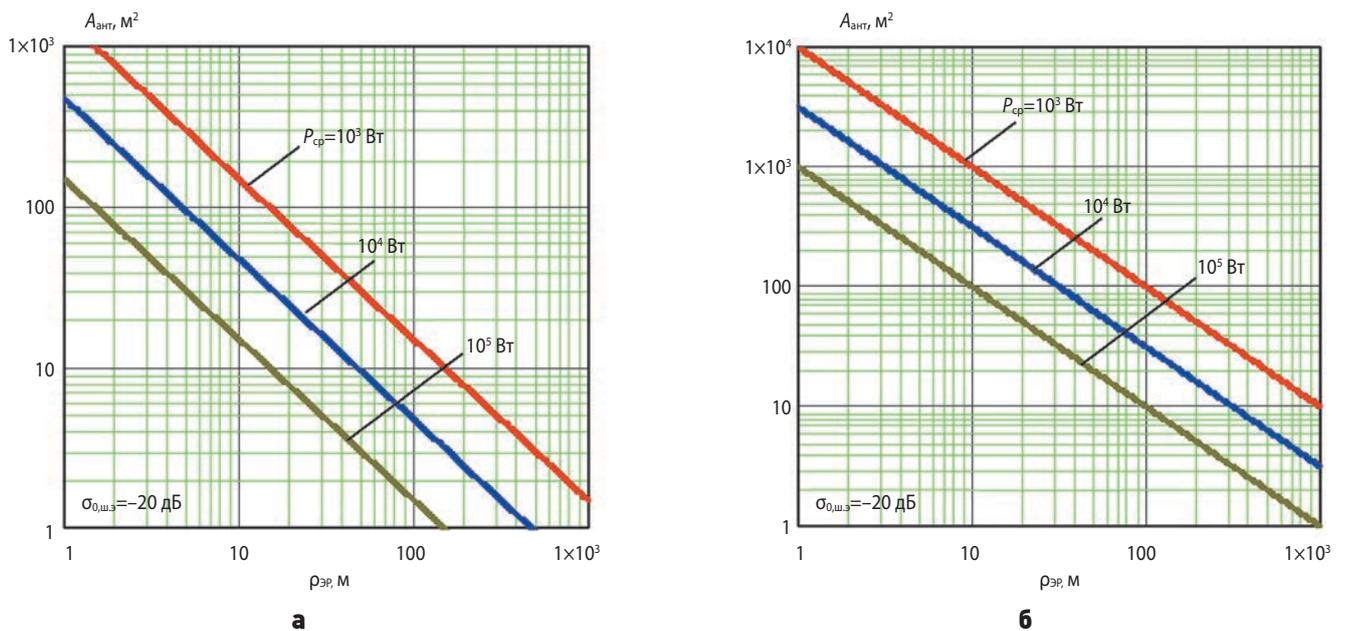


рисунок.15. Зависимость площади двух одинаковых антенн от размера элемента разрешения при трёх значениях средней мощности передатчика и двух значениях длины волны: $\lambda=0.03$ м (X-диапазон) (а) и $\lambda=0.2$ м (L-диапазон) (б)

Анализируя приведённые зависимости, сделаем следующие выводы. Для реализации СКЗР два КА следует разместить на различных ГСО, отличающихся углом восхождения $\Delta\Omega$. По мере увеличения $\Delta\Omega$ улучшаются условия для реализации СКЗР, но увеличивается зона с ухудшенным поперечным разрешением в окрестности зеркальной точки, что вызывает необходимость расширения полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту. С увеличением полосы частот сигнала растёт мощность шума в ка-

нале приёмника, а значит, ухудшается отношение СШ и радиометрическая чувствительность $\sigma_{0, ш.э.}$. Кроме того, по сравнению с движением двух КА на одной ГСО изменяются оптимальные сдвиги КА по времени Δt и уменьшаются интервалы времени, в течение которых три параметра РСА δ_x и δ_y и $\sigma_{0, ш.э.}$ находятся в пределах заданных интервалов их изменения.

Полезно также провести обобщённую оценку зависимости $\sigma_{0, ш.э.}$ от размера элемента разрешения и площади антенн в каналах передатчика и приёмника.

К ВОПРОСУ РАСЧЁТА ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО РАЗРЕШЕНИЯ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ, РАСПОЛОЖЕННОГО НА ГЕОСИНХРОННОЙ ОРБИТЕ И РАБОТАЮЩЕГО В БИСТАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

Для упрощения анализа будем в формуле (2) полагать, $A_{\text{прд}}=A_{\text{прм}}=A_{\text{ант}}$, $A_{\text{ЭР}}=r_{\text{ЭР}}^2$, $r_{\text{прд}}=r_{\text{прм}}=[(R_3+h_{\text{КА}})^2-R_3^2]^{1/2}$ – максимально возможное расстояние между КА и точкой наблюдения. Введём те же параметры приёмного устройства, как в примере, рассмотренном в разделе 2, средняя мощность $P_{\text{ср}}=4$ кВт, $\lambda=0.03$ м. Результаты представлены на рисунке 14 в трёхмерной проекции и в виде линий постоянного значения $\sigma_{0,\text{ш.э.}}$.

Зафиксировав значение $\sigma_{0,\text{ш.э.}}=-20$ дБ и задавая три значения средней мощности передатчика $P_{\text{ср}}=10^3$ Вт, 10^4 Вт и 10^5 Вт, рассчитаем зависимости $A_{\text{ант}}$ от $\rho_{\text{ЭР}}$ при двух значениях длины волны $\lambda=0.03$ м и 0.2 м. На рисунке 15 представлены соответствующие кривые.

Приведённые зависимости позволяют выявить компромисс между требуемыми значениями средней мощности передатчика, площади антенн и геометрическим разрешением РСА, размещённом на ГСО.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная методика позволяет проанализировать особенность движения КА в системе координат, связанной с вращающейся Землёй, при различных параметрах, характеризующих геосинхронную орбиту. То есть рассчитать в произвольно заданный момент времени положение КА, его скорость и ускорение, расстояние до произвольно заданной точки на земной поверхности, а также угол падения волны на неё. Исходя из этих параметров определяется геометрическое разрешение РСА в бистатическом режиме при скошенном квазизеркальном отражении волны, а также радиометрическая чувствительность аппаратуры. Результаты проведённого моделирования характеристик локатора представлены в виде наглядных графических иллюстраций. Они дают возможность выбора совокупности параметров, характеризующих конкретные виды ГСО, расположение на них КА, размеры апертур антенн и мощности передатчика, а также наиболее удобные интервалы времени работы аппаратуры, при которых обеспечивается одновременное выполнение совокупности требований, предъявляемых по геометрическому разрешению и радиометрической чувствительности аппаратуры.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.

ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.

Назаров А.Е. Управление геометрией тандемной конфигурации для решения задач бистатической интерферометрической съёмки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 67-76.

Перслегин С.В., Карнов И.О., Халиков З.А. Двух-позиционная квазизеркальная радиолокация земной поверхности: механизмы СВЧ-рассеяния и возможности решения океанологических задач из космоса // Океанология. 2017. Т. 57, № 5. С. 710-719.

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Анализ зависимости параметров космического радиолокатора с синтезированной апертурой от режима его работы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 55-63.

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Методика расчёта зависимости базовых параметров космических радиолокаторов с синтезированной апертурой от высоты полёта и наклона плоскости орбиты носителя // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 80-87.

Ban W., Yu K., Zhang X. GEO-Satellite-Based Reflectometry for Soil Moisture Estimation: Signal Modeling and Algorithm Development // IEEE Transactions On Geoscience And Remote Sensing. 2018. Vol. 56, №. 3. P. 1829-1838.

Cardillo G.P. On the use of the gradient to determine bistatic SAR resolution // Proc. IEEE Antennas Propag. Soc. Int. Symp., Dallas. 1990. P. 1032-1035.

Global earthquake satellite system GESS. National aeronautics and Space Administration NASA. Jet Propulsion Laboratory, March, 2003. 10 p.

Madsen S.N., Chen C., Edelstein W. Radar options for global earthquake monitoring // Proc. IGARSS 2002. Vol. 3. P. 1483-1485.

Madsen S.N., Edelstein W., DiDomenico L.D., Lab-Brecque J. A geosynchronous synthetic aperture radar; for tectonic mapping, disaster management and measurements of vegetation and soil moisture // iProc. IGARSS 2001. P. 447-449.

Tomiyasu K. Synthetic aperture radar in geosynchronous orbit // Dig. Int. IEEE Antennas and Propagation Symp. 1978. P. 42-45.

Tomiyasu K., Pacelli J.L. Synthetic aperture radar imaging from an inclined geosynchronous orbit // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens. 1983. Vol. GE-21, № 3. P. 324-329.

URL: https://elib.dlr.de/43805/1/eusar06_tutorial_advanced_bistatic_sar_final_reduced.pdf (дата обращения: 10.10.2019).

Vu V.T., Pettersson M.I. Derivation of Bistatic SAR Resolution Equations Based on Backprojection // IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters. 2018. Vol. 15, № 5. P. 694-698.

Zavorotny V.U., Gleason S., Cardellach E., Camps A. Tutorial on Remote Sensing Using GNSS Bistatic Radar of Opportunity // IEEE Geoscience and remote sensing magazine, December, 2014. P. 8-45.

Статья поступила в редакцию 21.10.2019 г.

Статья после доработки 21.10.2019 г.

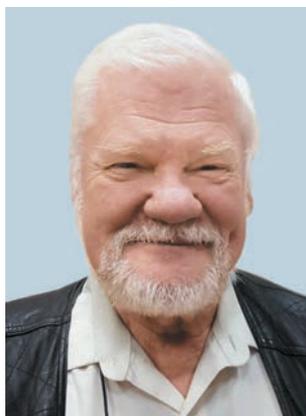
Статья принята к публикации 21.10.2019 г.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ПАЙКИ ТРУБОПРОВОДОВ МАЛОГО ДИАМЕТРА ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ И РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

DEVELOPMENT OF TECHNOLOGY FOR SOLDERING SMALL DIAMETER PIPELINES FROM ALUMINUM ALLOYS AND DISSIMILAR MATERIALS



К.Е. Пономарев¹,
i.v.str@yandex.ru;
К.Е. Ponomaryov



А.М. Строганов¹,
i.v.str@yandex.ru;
A.M. Stroganov



И.В. Стрельников¹,
кандидат технических наук,
i.v.str@yandex.ru;
I.V. Strelnikov

В статье приведены результаты исследований, выполненных при разработке технологии пайки трубопроводов малого диаметра из алюминиевых сплавов и разнородных материалов. Показаны преимущества альтернативной конструкции коллектора теплообменника космических аппаратов с паяными соединениями в сравнении с биметаллическими переходниками и кольцевыми аргонодуговыми швами. Проведена комплексная оценка предложенных паяных соединений с точки зрения прочностных испытаний и испытаний на герметичность, металлографии и рентгенографирования.

Ключевые слова: паяное соединение; разнородное соединение; низкотемпературная пайка; коллектор; припой.

DOI: 10.26162/LS.2019.46.4.010

ВВЕДЕНИЕ

В условиях сокращения времени разработки и внедрения в производство новых конструкций, необходимости снижения издержек, ужесточения сроков изготовления, а также повышения надёжности при производстве конструкций космических аппаратов (КА) актуальными являются поиск, апробация и внедрение прогрессивных технологий, а также создание технологического задела альтернативных технологий (Пономарев К.Е., Стрельников И.В., 2017).

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

The article presents the results of research carried out in the development of technology of soldering of pipelines of small diameter of aluminum alloys and dissimilar materials. The advantages of the alternative design of the collector of the heat exchanger of spacecraft with brazed joints in comparison with bimetallic adapters and ring argon arc seams are shown. A comprehensive assessment of the proposed soldered compounds in terms of strength tests and leak tests, metallography and radiography.

Key words: solder joint; heterogeneous joint; low-temperature soldering; collector; solder.

При изготовлении коллекторов КА применяется множество промежуточных деталей (переходники из разнородных материалов, концевики), соединяемых между собой посредством ручной аргонодуговой сварки. Для переходников из разнородных материалов существующая технология включает в себя этапы изготовления сталь-алюминиевых переходников и последующей ручной аргонодуговой сварки удвоенного по отношению к сталь-алюминиевым

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

переходникам количества трубных стыков «алюминий – алюминий» и «сталь – сталь». Сварка данных сварных швов трудоёмка вследствие большого их количества в коллекторе и малого диаметра труб, а также физико-химических свойств алюминиевых сплавов, что приводит к большому числу ремонтов. Кроме того, технология изготовления сталь-алюминиевых переходников является критической и при поломке уникального технологического оборудования может привести к задержкам в изготовлении.

Основным направлением при решении задачи по поиску альтернативной технологии изготовления и сопутствующего изменения конструкции коллектора являлась замена биметаллических сварных соединений сталь-алюминиевых переходников и прилегающих двух сварных трубных стыков «алюминий – алюминий» и «сталь – сталь» на одно паяное соединение (ПС). Сопутствующей задачей являлось изменение конструкции коллектора с заменой сварного трубного стыка «алюминий – алюминий» на ПС.

1. Подбор композиции флюсов и припоев

Основные трудности при осуществлении процесса пайки алюминиевых сплавов связаны с выбором флюса или газовой среды, обеспечивающих удаление оксидной плёнки с поверхности, имеющей температуру плавления ~2050°, с ограничением верхнего предела температурой плавления собственно алюминия в ~660°, а также с высокой теплоёмкостью; при получении ПС алюминиевых сплавов с нержавеющей сталью дополнительно возможно образование хрупких соединений из-за возникновения интерметаллидов в зоне шва и наличие большой разницы температурных коэффициентов линейного расширения.

Таким образом, в ПС «алюминий – алюминий» важно точное дозирование флюса и соблюдение температурного режима и времени для удаления оксидной плёнки и одновременного недопущения оплавления поверхности, а в разнородных ПС «алюминий – нержавеющая сталь», кроме того, для недопущения образования хрупких интерметаллидов и равномерного, полного заполнения зазора припоем.

Поскольку разность между температурой пайки алюминия и температурой, при которой паяемый металл может разрушаться под действием собственного веса, сравнительно мала, применяется низко-температурная пайка оловянно-цинковыми, оловянно-свинцовыми, кадмиево-цинковыми и цинковыми припоями.

В соответствии с проведённым теоретическим анализом разных литературных данных, сегодня существует множество припоев – это такие марки, как: В63, П300А, П425А, ПАКЦ, ВПр23, Zn80Sn, LZnCd40, Castolin 1827, Castolin 192FBK, HTS-2000 для ПС «алюминий – нержавеющая сталь», 34А, П300А, П425А, В62, AluFlam 190, HTS-2000, ПА-12, AlSi12 для ПС «алюминий – алюминий». Стоит отметить, что существенного повышения коррозионной стойкости ПС в основном удаётся достичь лишь при введении в припой не менее 50% Zn (*Справочник по пайке*, 2003; *Castolin Eutectic*, 2019; *Припой с флюсовым...*, 2019; *Степанов В.В. и др.*, 2006).

Одним из способов удаления оксидной плёнки алюминиевых сплавов является нанесение флюса перед пайкой. Для пайки с локальным нагревом, как правило, используют флюсы типа 34А (NaF – 9...11%, ZnCl₂ – 8...12%, LiCl – 29...30%, KCl – 54...56%). Пайка осуществляется путём нагрева деталей с заранее нанесёнными на них припоем и флюсом. При пайке в воздушных печах чаще всего используют флюсы Ф5 (KCl – 44–46%, LiCl – 37–39%, NaF – 9–11%, SnCl₂ – 3%, CdCl₂ – 4%), температура пайки – выше 500°С, Ф124 (KCl – 41,2%, LiCl – 22,8%, NaF – 6,1%, NaCl – 21,9%, ZnCl – 8%), 34А, ТПИ-3. Флюсы можно наносить в виде спиртовой пасты, а последние два – погружением в водный раствор флюса. Сегодня наиболее перспективным направлением развития флюсовой пайки является использование сложных флюсов на основе алюмокалиевых фтористых солей KAlF₄ – K₃AlF₆. Температура плавления таких флюсов находится в интервале 835–875 К и ниже. В расплавленном состоянии они активны, а в твёрдом состоянии остатки негигроскопичны, малорастворимы в воде, коррозионно-неактивны, что позволяет исключить операцию отмывки флюса из технологического

таблица 1 – Композиции для ПС «алюминий – нержавеющая сталь»

припой	флюс	температура плавления припоя	прочность, Н/мм ²	примечание
Castolin 1827	AluTin51L	270–280	165	Cd-Zn, хорошо смачивает, очень жидкотекучий, подходит для ремонта
Castolin 192FBK (припой с флюсовым сердечником)		380–430	100	Zn-Al, прочный, пластичный, хорошо смачивает, чрезвычайно коррозионно-стойкий

таблица 2 – Композиции для ПС «алюминий – алюминий»

припой	флюс	температура плавления припоя	прочность, Н/мм ²	примечание
AluFlam 190	Nocoloc Castolin 190	575–590	100	Al-Si, прочный, пластичный, хорошо смачивает, очень жидкотекучий

процесса. Российские производители («СмолТехноХим», «Коннектор», Rexant, «Зубр») предлагают две основные разновидности жидких активных флюсов: Ф-59А и Ф-61А. Среди импортных флюсов наиболее известен Castolin AluTin 51 (Швейцария).

Были отобраны композиции флюсов и припоев. Затем отобранные композиции были заказаны, а после приобретения были опробованы на смачиваемость, растекаемость по поверхности, заполнение зазора на клиновых пробах. По результатам опробования были признаны технологически лучшими и использованы в дальнейшей работе композиции, приведённые в таблицах 1 и 2.

2. Подбор способа нагрева

Флюсовая пайка как собственно алюминия, так и комбинированного соединения с нержавеющей сталью может быть выполнена с локальным нагревом в пламени паяльных ламп, горелок, токами высокой частоты и общим нагревом в печах и погружением в флюсовые ванны. Предварительно основным способом нагрева предполагался индукционный. Но экспериментальные работы с использованием установки ТВЧ «Инверторный индукционный нагреватель ДНН-15» дали крайне неудовлетворительные результаты, причинами которых были в первую очередь особые физические свойства алюминиевых сплавов, а во вторую – недостаточная мощность установки ТВЧ. Вследствие вышеприведённых причин было принято решение по опробованию производства нагрева пламенем ручной газовой горелки, результаты которого были удовлетворительными. Поэтому в качестве способа нагрева выбран нагрев пламенем газовой горелки Flame Gun с применением пропана GAS1.

3. Технология пайки

Таким образом, в результате проведённых изысканий оптимальных технологических условий, параметров и способа нагрева ПС была отработана следующая технология.

Для ПС «алюминий – алюминий»:

1. Очистка поверхности ПС средством «Deskaler».
2. Очистка поверхности ПС механически.
3. Осуществление сборки ПС.

4. Прогрев припоя газовым способом ниже температуры плавления припоя, но выше температуры плавления флюса, окуная торец припоя во флюс, до его стеклования на торце.

5. Прогрев припоя газовым способом ниже температуры плавления припоя, не задерживаясь длительное время на одном месте.

6. Осуществление пайки путём касания припоем с остеклованным торцом телескопического зазора с расплавлением припоя и его растеканием

по периметру зазора и далее внутрь. Прогрев газовым способом выше температуры плавления припоя на 10–15°C, не задерживаясь длительное время на одном месте и равномерно вращая ПС, при этом наклон телескопического соединения должен быть расположен внутренней частью книзу.

7. После заполнения зазора телескопического зазора выполнение галтели по всему периметру.

Для ПС «алюминий – нержавеющая сталь»:

1. Травление поверхности ПС.

2. Осуществление сборки ПС.

3. Прогрев припоя с совмещённым флюсовым сердечником газовым способом ниже температуры плавления флюса, не задерживаясь длительное время на одном месте.

4. Осуществление пайки ПС путём касания припоем телескопического зазора с расплавлением припоя и его растеканием по периметру зазора и далее внутрь. Прогрев ПС газовым способом выше температуры плавления припоя на 10–15°C, не задерживаясь длительное время на одном месте и равномерно вращая ПС, при этом наклон телескопического соединения должен быть расположен внутренней частью к низу.

5. После заполнения зазора телескопического зазора выполнение галтели по всему периметру.

4. Испытания ПС

Полученные ПС были подвергнуты комплексу экспериментальных исследований согласно программе и методике испытаний соединений паяных 359-НИР1-18 ПМ «Соединения паяные трубопроводов малого диаметра из алюминиевых сплавов и разнородных материалов».

Коррозионная стойкость оценивалась косвенно, по результатам обзора литературных и интернет-источников, поскольку провести коррозионные испытания не представилось возможным из-за отсутствия на предприятии оборудования для проведения оценки коррозионной стойкости. Обосновать коррозионную стойкость ПС по опыту эксплуатации или рекомендаций по применению подобных ПС в агрессивных средах также не представилось возможным по причине отсутствия данных в открытых источниках по данному вопросу.

Для соединений «алюминий – нержавеющая сталь» применялся припой с флюсовым сердечником Castolin 192FBK. Собственно припой Castolin 192FBK имеет химический состав из 98% цинка и 2% алюминия, обеспечивая, тем самым, отличную стойкость против коррозии, поскольку цинк – одно из наиболее применяемых защитных покрытий. Флюс сердечника Castolin 192FBK не вызывает коррозионного воздействия.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ПАЙКИ ТРУБОПРОВОДОВ МАЛОГО ДИАМЕТРА ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ И РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ



рисунок 1. Внешний вид ПС

Для соединений «алюминий – алюминий» в качестве припоя применялся Alufam 190, который имеет отечественный аналог АК12, предназначенный для швов, работающих в коррозионно-жестких условиях. В качестве флюса для соединений «алюминий – алюминий» применялся Nocoloc (аналог Castolin 190), состоящий из смеси калийфторалюминиевых солей, некоррозивных и не вступающих в реакцию с алюминием.

Визуально измерительный контроль ПС показал отсутствие внешних дефектов, таких как окисления поверхности, подрезов и наружных пор (рисунок 1).

Испытания на прочность и герметичность дали положительные результаты. Нормируемые показатели были следующие: падение давления не допускалось при испытании на прочность 10% ГВС при давлении 150 кгс/см² в течение 5 мин; допустимая негерметичность составляла не более 1×10^{-5} л мкм рт.ст./с при испытании методом вакуумной камеры давлением 100 кгс/см².

Металлографические исследования ПС на нормируемой глубине 6 мм выявили два непропая длиной 100 и 357 мкм на образце «алюминий – нержавеющая сталь» (рисунок 2а), что допускается ОСТ 92-1603-80, и не выявили дефектов на образце «алюминий – алюминий» (рисунок 2б). Результаты – положительные и соответствуют ОСТ 92-1603-80.

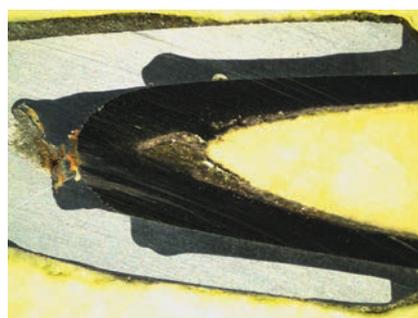
Для испытания внутренним давлением с определением прочности на разрыв были изготовлены образцы ПС в виде одинарного телескопического соединения «алюминий – алюминий», выполненного из труб $\varnothing 5 \times 1$ мм и $\varnothing 8 \times 1,5$ мм, и одинарного телескопического соединения «алюминий – нержавеющая сталь», выполненного из труб $\varnothing 5 \times 1$ мм и $\varnothing 8 \times 1,5$ мм. Выявлено, что давление разрушения составило 190...200 кгс/см², причём разрушение происходило по основному материалу. Также были проведены испытания комплексного соединения «алюминий – нержавеющая сталь», имеющего в своем составе соединения стальная труба $\varnothing 3 \times 0,5$ мм с алюминиевой трубой $\varnothing 8 \times 2,5$ мм (2 шт.), стальная труба $\varnothing 4 \times 0,5$ мм с алюминиевой трубой $\varnothing 8 \times 2$ мм (3 шт.): давление разрушения составило 600 кгс/см², разрушение происходило по околошовной зоне технологического сварного шва. Результаты превосходят нормируемое

значение прочности, которое составляет 150 кгс/см², и, в целом, подтверждают надёжность разработанной технологии ручной пайки соединений коллекторов (рисунок 3).

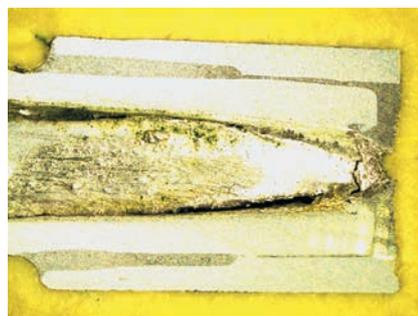
Рентгенография (рисунок 4) выявила стабильность технологии при зазоре более 0,15 мм на сторону.

Предложена новая конструкция коллектора (рисунок 5), являющаяся аналогом штатного в части материалов, габаритных размеров и типоразмеров труб, отличающаяся укороченной длиной трубок тройников и заменой биметаллических сварных соединений и прилегающих двух сварных швов на одно ПС. Таким образом, новый коллектор имеет семь ПС: пять АД31+АД1, одно 12Х18Н10Т+АД1 и одно 12Х18Н10Т+АД31.

Ремонт ПС (перепайка всего шва или подпайка дефектного фрагмента) с последующим рентгенографированием осуществлялся согласно ОСТ 92-1603-88. Результаты ремонта – положительные, дефекты были удалены, образцы выдержали испытания на герметичность и прочность.



а



б

а – «алюминий – нержавеющая сталь»;
б – «алюминий – алюминий».

рисунок 2. Металлография ПС



а

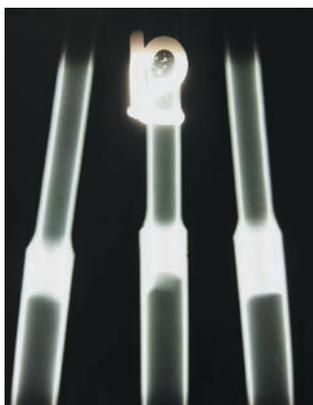


б

а – «алюминий – нержавеющая сталь»;

б – «алюминий – алюминий».

рисунок 3. Прочность на разрыв образцов ПС



а



б

а – «алюминий – алюминий»;

б – «алюминий – нержавеющая сталь»

рисунок 4. Рентгенограммы ПС



рисунок 5. Внешний вид изменённого коллектора с ПС

ВЫВОДЫ

1. Определены технологически пригодные припои и флюсы, а также совокупность оптимальных технологических условий, параметров и способа нагрева для пайки ПС коллектора «АД31+АД1», «12Х18Н10Т+АД1» и «12Х18Н10Т+АД31».

2. Предложена альтернативная конструкция коллектора, выполняемая методом пайки.

3. Выполнены экспериментальные исследования ПС.

4. Предложены технологические варианты ремонта ПС, опробование которых имело положительный результат.

список литературы

Пономарев К.Е., Стрельников И.В. К вопросу применения вибрационной обработки сварных конструкций космических аппаратов для повышения точности и размерной стабильности. Обзор // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 89-95.

Припой с флюсовым сердечником Castolin 192FBK. Брошюра. URL: <https://www.thma.ru/docs/cas8.pdf> (дата обращения: 01.07.2019).

Справочник по пайке / Под ред. И.Е. Петрунина. 3-е изд. М.: Машиностроение, 2003. 480 с.

Степанов В.В., Конкевич В.Ю., Суслев А.А. Перспективы повышения прочности паяных конструкций из алюминиевых сплавов // Сварочное производство. 2006. № 8. С. 37-42.

Castolin Eutectic. Припои и флюсы для пайки. Каталог. URL: <https://www.castolin.com/ru-RU/product/1827> (дата обращения: 01.07.2019).

Статья поступила в редакцию 26.09.2019 г.

Статья после доработки 26.09.2019 г.

Статья принята к публикации 26.09.2019 г.

ДОПОЛНЕНИЕ

В ходе подготовки следующих публикаций авторы не указали, что исследования выполнялись при поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках Базовой части госзадания (организация научных исследований) проект № 9.7000.2017/6.7:

1. Алифанов О.М., Медведский А.Л., Терентьев В.В., Лысков Д.В. Опыт проектирования спускаемого аппарата-демонстратора внедрения аэроупругих развёртываемых элементов конструкции в космическую технику // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 127-133.

2. Дудкин К.К., Алифанов О.М., Макаров В.П. Определение теплофизических характеристик поверхностного слоя лунного грунта в естественных условиях // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 38-43.

3. Дудкин К.К., Алифанов О.М. Определение теплофизических характеристик лунного грунта при помощи солнечного тепла // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 74-80. DOI: 10.26162/LS.2019.44.2.008.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели). Тема и основное содержание статей предварительно согласовываются с редколлегией журнала.

2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:

– индекс УДК (слева);

– инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;

– основной текст;

– список литературы.

6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.

7. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word 2010**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.

8. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.

9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.

11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки.

Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).

12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.

13. К статье следует приложить диск с файлами:

– сформированной статьи;

– рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);

– фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);

– сведений об авторах.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов

технический редактор А.В. Савченко

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

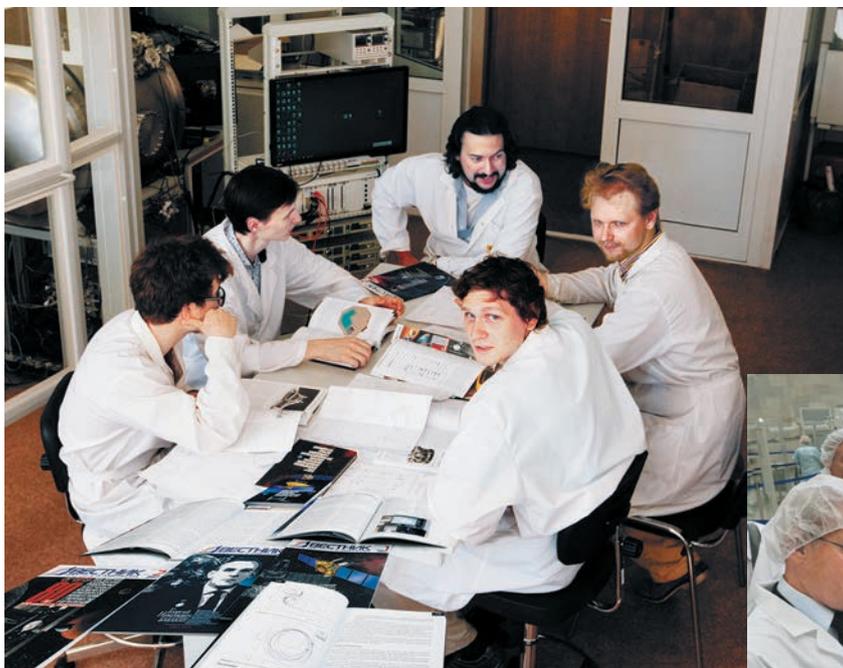
художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 20.12.2019. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 8,6 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в книжной типографии «Буки Веди»,
115093, г. Москва, проезд Научный, д. 19.



подписку на журнал
ВЕСТНИК
НПО имени С.А. Лавочкина
можно оформить на почте.
подписной индекс № **37156**
в каталоге «Газеты и журналы»
(Роспечать)

ежеквартальный
научно-технический журнал
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»
издаётся с 2009 года.

включён:

- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
 - в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника.

основные тематические направления:

- ракетная и космическая наука и техника
- непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства
- проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем



адрес редакции:

141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ
город ХИМКИ
улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

(495) 575-55-63

(495) 575-54-69

(495) 575-00-68 факс

vestnik@laspace.ru

<http://www.vestnik.laspace.ru>

Научная проектно-конструкторская школа Бабакина и коллектив НПО имени Семёна Алексеевича Лавочкина показали свой высокий профессионализм и эффективность, создавая уникальные всемирно известные астрофизические обсерватории, искусственные спутники Земли, космических роботов, средства выведения (всего успешных запусков: более 165 космических аппаратов и 350 разгонных блоков).



монография

НАДУВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ В КОНСТРУКЦИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ – ПРОРЫВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Её авторами являются ученые акционерного общества
«НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ имени С.А. ЛАВОЧКИНА».

В книге описано использование **надувных элементов конструкций (НЭК)** в проектируемых, экспериментальных и прошедших летные испытания КА, а также выбор материалов и технологий изготовления НЭК, как в России, так и за рубежом.

Достаточно подробно представлены методы и результаты создания спускаемых аппаратов с надувными тормозными устройствами на поверхности планет с атмосферой.

Предложены способы и технические средства для предотвращения засорения техногенными объектами околоземного космического пространства, создаваемые на основе использования технологии спускаемых аппаратов с надувными тормозными устройствами.