

Б ЛЕТ ЗАПУСКА межпланетных станций ФОБОС-1, ФОБОС-2

L.

Научная программа экспедиции предусматривала комплексные исследования Фобоса, Марса, Солнца и космического пространства.

Получены уникальные снимки Фобоса, построена высокоточная теория его движения, данные о плазменном окружении Марса, взаимодействии его с солнечным ветром, изучены слои солнечной атмосферы – хромосферы, корона и переходный слой, и другие научные результаты. ДЕНЬ КОСМОНАВТИКИ в АО «НПО Лавочкина». Визит Председателя Правительства Российской Федерации Михаила Владимировича МИШУСТИНА 12.04.2023

25

3

1



содержание
Занин К.А., Клименко Н.Н., Москатиньев И.В.
Анализ проектных параметров и технических характеристик
оортовой аппаратуры малых космических аппаратов Сарена (wnitney)
Тодоликатором синтезированной апертуры
Перасимчук Б.Б., сфанов Б.Б. Обоснование требований к проектным параметрам элементов
конструкции космического аппарата на основе линамического
анализа переходных процессов
Артемов М.Е., Комбаев Т.Ш., Хамидуллина Н.М.
К вопросу оценки структурных повреждений в ЭКБ аппаратуры
космических аппаратов на орбитах типа «Молния»21
Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В.,
Симонов А.В., Розин П.Е.
Анализ траекторий выведения КА на высокие орбиты искусственного
спутника Луны с использованием двухимпульсного торможения
Аверкиев Н.Ф., Клюшников В.Ю.,
Кульвиц А.В., Житников І.А.
Обоощенный метод обоснования баллистических структур кластера
малых космических аннаратов дистанционного зондирования земли
Радиационное воздействие на космонаетов пои работах на Пуне
с перспективным лунохолом 47
Блошенко А.В., Кошлаков В.В., Зилова О.С.
Ризаханов Р.Н., Сигалаев С.К., Козлов Е.Н.
Трибологические свойства газонепроницаемого эрозионностойкого
покрытия из оксида алюминия, синтезированного методом
атомно-слоевого осаждения
Петров А.С., Дёмин Д.С.
Автоматизация процедуры формирования субапертурной
структуры АФАР миссий низкоорбитальных космических РСА62
Деменко О.Г., Бирюков А.С.
К вопросу об определении параметров эквивалентного ударного импульса
При испытаниях космических аппаратов
Защиринский с.А., Поляков А.А., Михайлов Д.П., Сысоор В.К. Соргоор Л.В. Почи Б.В.
Сысоев Б.К., сергеев д.Б., леун Е.Б. Ворификация физико-математической молели линамики посалки
посалочного молуля космического аппарата «ЭКЗОМАРС»
по результатам бросковых испытаний
Беляков А.А., Шулепов А.И.
Концепция автоматизированной пространственной
матрично-топологической модели компоновки бортовой аппаратуры
в приборном отсеке космического аппарата84
Струев А.В., Попов А.А., Горшенин В.П.
Применение процессного подхода в контрактно-договорной службе
АU «НПО Лавочкина»

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 2.5. Машиностроение
- 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.laspace.ru
- подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»
 ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»
 - © 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@LASPACE.RU адрес в Интернете: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU



главный редактор Х.Ж. Карчаев К.Э.Н. заместитель главного редактора -В.В. Ефанов д.т.н., профессор редакционная коллегия чл. СХСССР, России В.М. Давыдов К.А. Занин д.т.н. Д.А. Кузнецов д.т.н. А.А. Моишеев к.т.н. И.В. Москатиньев к.т.н А.Е. Назаров д.т.н. П.В. Федоркин д.т.н. В.С. Финченко А.Е. Ширшаков к.т.н.

редакционный совет

l

редседатель	
.т.н., профессор	В.А. Колмыков
кадемик РАН	О.М. Алифанов
.фм.н., профессор	В.В. Асмус
кадемик РАН	Л.М. Зелёный
с.т.н.	Е.Н. Кузин
.т.н.,профессор	А.А. Любомудров
кадемик РАН	М.Я. Маров
.т.н., профессор	Ю.А. Матвеев
кадемик РАН	Г.А. Попов
.т.н., профессор	В.В. Хартов
.т.н., профессор	Е.Н. Хохлачев
.т.н., профессор	С.Н. Шевченко
илкорр. РАН	Б.М. Шустов

журнал является рецензируемым изданием

учредитель 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.



	STNIK	
NPO IMENI S	.A. LAVOCHKINA	
2023	3 2/60	L.J.)MILTNALTIL.,) AINTTILL (1. [1] INDINI I INTV
Apr	ril-June	
chief editor –		table of contents
c.sc. (ec.) deputy chief editor –	Kh.Zh. Karchayev	Zanin K.A., Klimenko N.N., Moskatiniev I.V. Analysis of design parameters and technical performance of onboard
d.eng., professor	V.V. Efanov	equipment of the Capella (Whitney) small spacecraft carrying synthesized aperture radar
editorial	board	Telepnev P.P., Kuznetsov D.A., Gerasimchuk V.V. Efanov V.V.
member of UA USSR, URA	V.M. Davvdov	Substantiation of requirements for design parameters of spacecraft
d.eng.	K.A. Zanin	Artemov M.E., Kombaev T.Sh., Khamidullina N.M.
d.eng	D.A. Kuznetsov	On the issue of assessing displacement damage in electronical components of spacecraft equipment in a Molniya-type orbits
<i>c.sc.</i> (<i>eng.</i>)	I.V. Moskatiniev	Gordienko E.S., Ivashkin V.V., Simonov A.V., Rozin P.E.
d.eng.	A.E. Nazarov	Analysis of trajectories launching spacecraft into high orbits of an artificial satellite of the Moon with using two-impulse braking 27
d eng	P.V. Fedorkin V.S. Finchenko	Averkiev N.F., Klyushnikov V.Y., Kulvis A.V. Zbitnikov T.A.
c.sc. (eng.)	A.E. Shirshakov	Generalized method of substantiation of ballistic structures
		of the cluster of Earth remote sensing small spacecrafts
editorial chairman –	council	Radiation impact during the operation of promising lunar rovers
c.sc. (eng.)	V.A. Kolmykov	Rizakhanov R.N., Sigalaev S.K., Kozlov E.N. Tribological properties of gas-tight erosion-resistant aluminum oxide
academician RAN	O.M. Alifanov	coating synthesized by atomic layer deposition
sciences, professor	V.V. Asmus	Automation of the procedure for forming APAA subaperture structure
academician RAN	L.M. Zelenyi	Demenko O.G., Birukov A.S.
c.sc. (eng.) d.eng., professor	E.N. Kuzin A.A. Lyubomudrov	I o the question of determining the parameters of the equivalent shock impulse during testing of spacecraft70
academician RAN	M.Y. Marov	Zaschirinsky S.A., Polyakov A.A., Mikhailov D.N., Sysoev V.K., Sergeev D.V., Leun E.V.
d.eng., professor	Y.A. Matveev	Verification of the physical and mathematical model of the landing dynamics of the lander of the ExoMars spacecraft based on the results.
d.eng., professor	V.V. Khartov	of throwing tests
d.eng., professor	E.N. Khokhlachev	The concept of automated spatial matrix topological model of on-board
a.eng., projessor corresponding	S.IV. Snevcnenko	Struev A.V., Popov A.A., Gorshenin V.P.
member RAN	B.M. Shustov	at Lavochkin Association, JSC
		 the journal is a reviewed publication the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC)
		 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 2.5. Mechanical engineering
the journal is	a noviewed	 the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
public	ation	 manuscripts are not returned no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of
-		«VESTNIK «NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA» • nost-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
foun	der	 magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site http://www.vectoik.laspace.ru.
«LAVOCHKIN ASS	SUCIATION, JSC»	subscription index 37156 in catalogue periodicals «Gazeti i Jurnali» OOO GK #URAL DEESS
the journal i	s registered	© «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC» © article writers
in Federa for telecommu	in Service Inications and	
mass media	a oversight.	scientific and technical quarterly journal
the publisher is	the same as of	editorial office address: 141402 Moscow region, Khimki,
the editor certificate ПИ N	nal office. № ΦC 77-72311	Leningradskaya str., 24 phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
dated Febru	ary 01, 2018	fax: (495) 572 00 68

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@LASPACE.RU internet: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ И ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ CAPELLA (WHITNEY) С РАДИОЛОКАТОРОМ СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ

ANALYSIS OF DESIGN PARAMETERS AND TECHNICAL PERFORMANCE OF ONBOARD EQUIPMENT OF THE CAPELLA (WHITNEY) SMALL SPACECRAFT CARRYING SYNTHESIZED APERTURE RADAR



К.А. Занин¹, доктор технических наук, pc4a@laspace.ru; K.A. Zanin



H.H. Клименко¹, кандидат технических наук, klimenkonn@laspace.ru; N.N. Klimenko



И.В. Москатиньев¹, кандидат технических наук, miv@laspace.ru; I.V. Moskatiniev

Проведён анализ особенности выбора параметров бортовых систем на основе KA Capella (Whittney). Рассмотрены основные характеристики системы управления ориентацией и стабилизацией, двигателей-маховиков, звёздных датчиков, двигательных установок, а также характеристики терминалов межспутниковой ретрансляции данных. Показано, что снижение спекла и улучшение пространственного и радиометрического разрешения достигается применением метода multilooking.

Ключевые слова:

радиолокатор с синтезированной апертурой; радиолокационные изображения; спекл; метод многократной съёмки; некогерентное усреднение; пространственное и радиометрическое разрешение; удельный шумовой эквивалент; режим съёмки.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.001

The composition of Capella (Whitney) satellite on-board equipment and main characteristics of Capella X-SAR, FlexCore Attitude Determination and Control System (ADCS) hardware, reaction wheels, star trackers, Maxwell Block 1-3 thrusters, as well, as characteristics of IDRS and Condor Mk3 intersatellite data relay terminals are given. The application of multilooking techniques to reduce specle and to improve spatial and radiometric resolution is considered

Key words: SAR; SAR images; specle; multilooking; non-coherent averaging; spatial and radiometric resolution; noise equivalent sigma zero (NESZ); imaging mode.

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ И ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ CAPELLA (WHITNEY) С РАДИОЛОКАТОРОМ СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ

введение

Космическая система Capella-36 создана для решения задач, требующих высокой периодичности наблюдения и оперативности доставки результатов радиолокационной съёмки потребителям, прежде всего, в интересах обороны и безопасности США и их союзников. В работе (Занин К.А. и др., 2022) приведены результаты анализа возможностей космической системы Capella-36 по этим ключевым тактико-техническим характеристикам (TTX).

Высокая периодичность достигается за счёт поэтапного развёртывания орбитальной группировки в составе 36 космических аппаратов с радиолокатором синтезированной апертуры (PCA), а также за счёт возможности перенацеливания КА PCA с объекта на объект с высокой скоростью.

Высокие показатели по оперативности добывания и представления радиолокационной информации потребителям достигается как за счёт высокой периодичности съёмки, так и за счёт возможности оперативной закладки планов съёмки на борт КА с использованием каналов передачи данных через KA-ретрансляторы INMARSAR.

Космическую систему Capella-36 планируется интегрировать в создаваемую национальную космическую архитектуру МО США NDSA. Технически это реализуется путём применения в составе КА аппаратуры лазерной связи, совместимой с транспортной подсистемой КА-ретрансляторов из состава NDSA.

В настоящей статье рассматриваются составные части КА РСА, обеспечивающие отмеченные выше тактико-технические характеристики.

1. Анализ основных проектных параметров

КА PCA Capella (Whitney) относятся к классу маломассогабаритных, что иллюстрируется рисунком 1. Масса КА, в зависимости от комплектации, 120–200 кг. В штатной комплектации в состав КА входят радиолокатор с синтезированной апертурой, аппаратура приёма сигналов системы AIS, бортовая аппаратура для передачи радиолокационного изображения (РЛИ) на наземный комплекс, а также служебные и обеспечивающие бортовые комплексы и системы: система управления ориентацией и стабилизацией КА (СУОС), система электроснабжения (СЭС), система обеспечения температурного режима (СОТР), бортовой информационно-вычислительный комплекс, двигательные установки с электронным комплексом управления.

Разработчики КА проводят его поэтапную модернизацию для достижения заявленных целей по периодичности наблюдения и оперативности доставки РЛИ военным потребителям, для чего в состав дополнительно устанавливается следующая бортовая аппаратура:

- терминалы лазерной связи CONDOR Mk3, поставляемые компанией Mynaric;
- аппаратура спутниковой связи IDRS из состава системы спутниковой связи INMARSAT;
- графический процессор для формирования радиолокационных изображений в режиме quick look.

Возможности КА по решению целевых задач определяются PCA Capella X-SAR. В PCA Capella X-SAR реализованы следующие режимы съёмки (рисунок 2):



рисунок 1. Сравнение КА Capella (Whitney) с существующими КА РСА



рисунок 2. Режимы съёмки PCA Capella X-SAR

- прожекторный режим (SpotLight);
- скользящий прожекторный режим (Sliding SpotLight);
- маршрутный режим (StripMap).

В прожекторном режиме SpotLight осуществляется фокусировка и удержание луча диаграммы направленности антенны (ДНА) РСА на снимаемом объекте в процессе синтезирования одного кадра. При такой однократной съёмке (single look) формируется комплексное изображение с разрешением 0,5 метров при максимальной ширине спектра зондирующего сигнала 500 МГц. Наведение ДНА РСА и отслеживание объекта производится путём программной ориентации КА. При проектировании КА Capella (Whitney) принято во внимание, что улучшение разрешения по азимуту может быть достигнуто увеличением полосы частот, обусловленной доплеровским эффектом, что, в свою очередь, реализуется более длительным удержанием ДНА РСА в направлении снимаемого объекта. Возможности КА позволяют получить до 10 кадров съёмки одного и того же объекта на одном проходе КА над ним в диапазоне углов визирования +12...-12 градусов. Расчёты показывают, что для такой многократной съёмки на пролёте, получившей название метода multi looking, требуется интервал времени не менее 30 секунд при угловой скорости отслеживания объекта 0,4-0,6 град/с. За счёт съёмки методом multi look достигается пространственное разрешение 0,3-0,5 метров с улучшенным радиометрическим качеством.

Длительное отслеживание объекта съёмки методом multilooking снижает производительность PCA и исключает возможность съёмки на пролёте близкорасположенных объектов. Так, заявленная производительность PCA Capella X-SAR составляет 20–200 объектов на суточном витке. При заявленной длительности работы PCA на суточном витке 10 минут это точно соответствует съёмке 20 объектов при 30-секундной длительности съёмки методом multi looking. Синтезирование одного кадра осуществляется в течение 3 секунд. При уменьшении времени съёмки объекта до 3 секунд, что соответствует накоплению одного кадра (single look), возможна съёмка на пролёте до пяти близкорасположенных объектов размером 5×5 км.

В режиме SpotLight предусмотрена возможность 9-кратной съёмки объекта в течение 60 секунд с целью формирования 3D-изображения, что тоже приводит к снижению производительности PCA. Предусмотрена также многократная съёмка примыкающих друг к другу полос методом multiswath scan. По существу обеспечивается площадная съёмка заданного района.

Для увеличения площади съёмки вдоль трассы полёта реализуется скользящий прожекторный режим Sliding SpotLight. В этом режиме осуществляется медленное смещение (скольжение) луча ДНА РСА вдоль трассы и его фиксация на последовательных точках прицеливания, расположение которых обеспечивает перекрытие смежных кадров.

В маршрутном режиме полоса съёмки ограничена комбинацией угла визирования, ширины ДНА РСА и значением периода повторения зондирующих импульсов. Период повторения импульсов выбирается исходя из необходимости обеспечения максимальной полосы съёмки с пониженным уровнем неопределённости по азимуту, либо обеспечивается улучшенный показатель неопределённости за счёт уменьшения полосы съёмки.

В PCA Capella X-SAR предусмотрена также возможность широкополосной маршрутной съёмки путём сканирования примыкающих друг к другу парциальных полос. При этом количество таких парциальных полос ограничивается как длиной самой широкополосной съёмки, так и скоростью перенацеливания КА.

Ниже приведены основные характеристики PCA Capella X-SAR (*URL: https://arxiv.org*):

- диапазон частот X (9,4–9,9 ГГц);
- полоса частот передатчика 500 МГц;
- мощность передатчика: импульсная 600 Вт, средняя 120 Вт;
- коэффициент усиления антенны (диаметр 3,5 м) 48,2 дБ;
- длительность включения на суточном витке до 10 минут;

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ И ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ МАЛЫХ Космических аппаратов capella (whitney) с радиолокатором синтезированной апертуры

 производительность РСА на суточном витке – 20...200 объектов в зависимости от режима съёмки.

Параметры зондирующих сигналов:

- максимальная ширина спектра 500 МГц;
- период повторения импульсов:
 - в режиме SpotLight и Sliding SpotLight 10–16 кГц,
 - в режиме StripMap 10 кГц;
- коэффициент заполнения импульсной последовательности 0,2;.
- масса PCA 40 кг.

На возможности РСА влияет и скорость передачи РЛИ на наземные комплексы, достигающую у КА Capella (Whitney) 1200 Мбит/с.

2. Основные показатели качества радиолокационного изображения

Отметим, что КА Capella (Whitney) по своим возможностям превосходит своего ближайшего конкурента – КА РСА компании ICEYE, у которого мощность излучения 4 кВт, но при этом длительность работы на суточном витке всего 2 минуты (120 секунд), полоса частот 300 МГц, масса РСА 85 кг. Кроме того, из-за ограниченных возможностей антенной фазированной решётки (АФАР) более узкий диапазон углов визирования (в режиме Spot 25–30 градусов, в режиме Strip 10–30 градусов), а из-за ограниченной ёмкости бортового запоминающего устройства скорость передачи РЛИ на наземные комплексы всего 100 Мбит/с (URL: https://vecom.com).

В таблице 1 приведены сведения о пространственном разрешении РСА в различных режимах съёмки, в таблице 2 – размеры районов, снимаемых в режиме маршрутной съёмки.

Компания Capella Space предоставляет своим потребителям РЛИ как со стандартными характеристиками, так и с расширенной полосой обзора. Для получения стандартных РЛИ съёмка производится в ограниченном диапазоне углов визирования 25–40 градусов. Это приводит к снижению заявленной периодичности наблюдения. Поэтому при необходимости обеспечения максимальной периодичности наблюдения предусмотрена съёмка с расширенным диапазоном углов визирования при некотором снижении пространственного разрешения.

При однократной съёмке РЛИ искажаются под воздействием собственных шумов РСА и так называемого спекл-шума, возникающего из-за того, что случайные по характеристикам и расположению отражательные элементы на земной поверхности образуют в элементе разрешения РЛИ случайное поле переизлучений, и, как следствие, это порождает вариацию интенсивности отражённых сигналов в соседних элементах разрешения. Спекл-шум проявляется в пятнистости изображения и размывании теней от снимаемого объекта, что существенно затрудняет дешифрирование РЛИ и снижает достоверность его результатов.

Для оценки влияния спекл-шума и тепловых шумов РСА на качество РЛИ и их пригодность для дешифрирования наряду с пространственным разрешением используются такие характеристики, как удельный шумовой эквивалент (NESZ – noise equivalent sigma zero) и радиометрическое разрешение (*Bepбa B.C. и др.*, 2010).

Удельный шумовой эквивалент характеризует возможность обнаружения объекта на фоне собственных шумов РСА (*Ильин А.Л. и др.*, 2022). Эта характеристика РСА используется для оценки качества РЛИ, она может быть аналитически предсказана на этапе проектирования РСА и подтверждена опытным путём по результатам съёмки «тёмных» объектов, таких как гладкая водная поверхность озера. Удельный шумовой эквивалент изменяется с изменением полосы частот излучения (разрешение по дальности): чем больше полоса частот излучения, тем выше уровень

режим съёмки	размеры снимка single look, км	пространственное разрешение, м	разрешение по азимуту и наклонной дальности, м	радиометрическое разрешение, дБ
SpotLight	5×5	0,5	0,3×0,5	1,45
Sliding SpotLight	5×10	1	0,5×0,5	1,29
StripMap	5×20 5×20–1000	2	0,75 1,0×1,7	1,83

таблица 2 – Размеры площадей	снимаемых в режиме	stripMap mu	ultiswath scan
------------------------------	--------------------	-------------	----------------

длина маршрута, км	ширина полосы съёмки, км
10–30	50
40	40
50–140	30
150–780	20
790–2100	10



рисунок 3. Взаимосвязь основных параметров РСА

шума и тем больше (хуже) значение удельного шумового эквивалента.

На рисунке 3 приведены графики, характеризующие взаимосвязь пространственного разрешения, ширины спектра зондирующих сигналов, удельного шумового эквивалента при различных углах визирования и ширине полосы съёмки (URL: https://vecom. com). Указанная взаимосвязь ключевых параметров РСА должна учитываться в комплексе планирования радиолокационной съёмки.

Отметим, что при однократной съёмке величина NESZ<-17 дБ при углах визирования 25–40 градусов. При ширине полосы частот 500 МГц достигается разрешение по дальности 0,5–0,7 метров при значении NESZ в диапазоне –14...–10 дБ. При этом при углах визирования более 45 градусов детальная съёмка не производится из-за недопустимого ухудшения удельного шумового эквивалента.

Зависимости удельного шумового эквивалента от пространственного разрешения приведены на рисунке 4 (режим SpotLight) и на рисунке 5 (режим StripMap) с учётом угла визирования. В режиме SpotLight зависиммости получены при максимальной ширине спектра зондирующих сигналов 500 МГц. В режиме StripМар ширина спектра зондирующих сигналов уменьшается до 200 МГц. При пространственном разрешении 1,8 метров достигается приемлемое значение удельного шумового эквивалента лучше -22 дБ. Отметим, что удовлетворительное качество РЛИ достигается при величине NESZ=-30дБ, что реализуется в больших КА РСА типа TerraSAR-X или CosmoSkymed, средняя излучаемая мощность которых превышает 400 Вт. Средняя излучаемая мощность PCA Capella X-SAR равна 120 Вт, поэтому РЛИ имеет значение удельного шумового эквивалента хуже, чем у больших КА.



рисунок 4. Расчётная оценка зависимости NESZ от пространственного разрешения при различных углах визирования в режиме SpotLight



рисунок 5. Расчётная оценка зависимости NESZ от пространственного разрешения при различных углах визирования в режиме StripMap

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ И ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ МАЛЫХ Космических аппаратов capella (whitney) с радиолокатором синтезированной апертуры

Для оценки возможности различения двух объектов с близкой эффективной площадью рассеяния (ЭПР) с учётом спекла используется ещё одна важная характеристика РСА – радиометрическое разрешение. Радиометрическое разрешение зависит от отношения сигнал/шум, а также от количества независимых кадров, из которых формируется суммарный пиксель РЛИ. Для снижения влияния спекла на чёткость и обнаружительные характеристики РЛИ осуществляется либо усреднение нескольких кадров изображения одного и того же объекта, полученных методом multi looking (URL: https://catalyst.earth), либо усреднение интенсивности смежных пикселей РЛИ. По существу, необходимо реализовать некогерентное накопление независимых изображений. Это - типовой способ снижения влияния спекла и улучшения радиометрического разрешения в маломассогабаритных КА класса Capella (Whitney).

Наиболее просто некогерентное накопление осуществляется при телескопическом обзоре, когда суммируются кадры изображения, полученные на последовательных интервалах синтезирования методом multi looking. Метод multi looking – это метод, при котором в одном элементе синтезирования ДНА РСА усредняются кадры изображения, полученные на разных доплеровских частотах. При цифровом синтезе РЛИ реализуется внутриэлементное накопление путём разделения отражённого зондирующего сигнала на парциальные субапертуры, их когерентной обработки (синтез парциальных РЛИ, полученных на разных допплеровских частотах при разных углах визирования), детектирования и последующего суммирования парциальных РЛИ. Такой метод обеспечивает снижение влияния спекла и улучшает радиометрическое разрешение при сохранении пространственного разрешения, соответствующего однократной съёмке. Отметим, что в PCA Capella X-SAR осуществляется суммирование до 10 кадров изображения в режиме multi looking. Вместе с тем, как отмечалось выше, имеет место снижение производительности РСА вследствие увеличения длительности съёмки одного и того же объекта.

Некогерентное накопление и усреднение нескольких кадров изображения методом multi looking не только улучшает дешифровочные свойства РЛИ за счёт снижения влияния спекла, но и снижает влияние собственных шумов РСА на качество РЛИ с улучшением удельного шумового эквивалента, как показано на рисунках 4 и 5 применительно к накоплению девяти кадров. При этом некогерентное накопление девяти кадров эквивалентно увеличению мощности (через увеличение отношения сигнал – шум) до 360 Вт, что сопоставимо с КА TerraSAR-X при значительно меньшей массе и стоимости СЭС.

Рассмотренный выше подход к генерации РЛИ с пониженным уровнем спекла и улучшенным качеством достигается за счёт высокой динамики КА Capella (Whitney) на орбите, обеспечивающей длительное удержание луча ДНА РСА в направлении на снимаемый объект в течение длительного времени при телескопическом обзоре. Отметим, что КА Capella (Whitney) обеспечивает большее количество кадров в режиме multi looking, чем другие существующие КА РСА, так как имеет возможность вести съёмку одного и того же объекта в течение до 30 секунд, что соответствует девяти-десяти кадрам. В то же время существующие КА РСА с АФАР ограничены возможностью получения одного-четырёх кадров на пролёте из-за ограниченных возможностей АФАР по сканированию по углу визирования несколькими градусами.

В ряде случаев более эффективен вариант межэлементного некогерентного накопления, при котором сначала получают РЛИ с высоким разрешением по обеим координатам, а затем после детектирования проводят усреднение по требуемому количеству наблюдений (пикселей). Такой метод под названием «бининг» реализуют путём установления требуемого окна на РЛИ и усреднения нескольких смежных пикселей изображения в пределах выбранного окна. Это приводит к снижению пространственного разрешения по сравнению с исходным изображением. Так, например, получение изображения с пониженным уровнем спекла с разрешением 1 метр по наклонной дальности и 1 метр по азимуту возможно путём усреднения в исходном РЛИ с разрешением 1 метр по наклонной дальности и 0,25 метра по азимуту четырёх смежных пикселей размером 0,25 метр и соответствующего укрупнения элемента разрешения по азимуту до 1 метра. Таким образом, в РСА возможен размен пространственного разрешения на радиометрическое разрешение за счёт увеличения элемента разрешения РЛИ по азимуту и/или наклонной дальности с увеличением его размера (площади) и внутриэлементного некогерентного накопления сигнала.

Безусловно некогерентное накопление независимых реализаций съёмки одного и того же объекта является эффективным способом повышения качества РЛИ при низкой энерговооружённости РСА, присущей КА Capella (Whitney). Однако его реализация без потери пространственного разрешения возможна только при наличии запаса по независимым наблюдениям (кадрам изображения), что обеспечивается в прожекторном режиме путём увеличения времени съёмки и реализации когерентной обработки парциальных РЛИ и последующей некогерентной обработки радиоголограммы.

Возможность снижения влияния спекла на качество РЛИ путём некогерентного накопления ограничена

допустимым снижением пространственного разрешения до пределов, когда теряется информация об объекте. В реальных условиях дешифрирования находят компромисс между ухудшением пространственного и радиометрического разрешения. Это обеспечивается установкой соответствующего специального программного обеспечения тематической обработки, позволяющего варьировать параметрами некогерентного накопления при отображении РЛИ (*URL: https:// catalyst.earth*). Для пользователей РЛИ, решающих задачи обнаружения объектов, их классификации и выявления изменений в оперативной обстановке метод multi looking рекомендуется применять в качестве обязательной процедуры предварительной обработки РЛИ.

3. Анализ характеристик бортовых систем

Отмеченные выше преимущества КА Capella (Whitney) обусловлены использованием космической платформы с высокой скоростью перенацеливания и отслеживания снимаемых объектов методом multi looking. Технически это реализуется за счёт применения высокоэффективной СУОС типа FlexCore, поставляемой фирмой Blue Canyone Technology, и двигательных установок (ДУ) типа Maxwell Block 1 и Block 2, поставляемых фирмой Phase Four.

СУОС FlexCore – наиболее сложная и дорогостоящая служебная подсистема КА. На рисунке 6 показан внешний вид приборов, входящих в ее состав.

Основу СУОС FlexCore составляет бортовой интегрированный вычислительный комплекс и специальное программное обеспечение, включая программы идентификации звёзд, калмановский фильтр, программы управления двигателями-маховиками, управления ДУ, определения пространственного положения КА. В состав СУОС также входят: тричетыре двигателя-маховика, электромагнитные исполнительные устройства, в том числе для разгрузки двигателей-маховиков, два звёздных датчика, солнечный датчик, трёхосный магнитометр, инерциальный измеритель угловой скорости, приёмник сигналов системы GPS.

Применяемые двигатели-маховики фирмы Blue Canyone Technology типа RW1 имеют кинетический момент величиной 1,5 H·мс и скорость до 6000 оборотов в секунду. В настоящее время в разработке с последующим применением в KA Capella (Whitney) двигатели-маховики типа RW4 и RW8 с кинетическим моментом 4 и 8 H·мс. Основные характеристики указанных двигателей-маховиков приведены в таблице 3.

Фирма Blue Canyon Technology производит и силовые гироскопы с кинетическим моментом 8–12 Н·мс, однако они имеют массу более 10 кг при значительных габаритах и энергопотреблении, поэтому установка их планируется на КА следующего поколения.

Ключевая роль в определении пространственного положения КА на орбите отводится звёздным датчикам. Применяемые в составе КА Capella (Whitney) звёздные датчики NST фирмы Blue Canyon Technology (рисунок 7) (*URL: https://digitalcommons.usu.edu*) обеспечивают одновременный доступ к 64 звёздам с звёздной величиной не хуже 7,5. Полный бортовой каталог содержит более 23000 звёзд. С целью повышения точностных характеристик применяются два



рисунок 6. Внешний вид приборов в составе СУОС FlexCore

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ И ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ CAPELLA (WHITNEY) С РАДИОЛОКАТОРОМ СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ

параметры	RW1	RW2	RW3
кинетический момент, Нмс	1,5	4	8
диаметр/высота, см	15/7	16/9	17/9
масса, кг	1,5	3,1	3,3
максимальная потребляемая мощность, Вт	46	48	50
номинальная мощность, Вт	5	5	5

таблица 3 – Основные характеристики двигателей-маховиков

табл	лица 4	4 – (сновные характеристики двигательных установс	к ()	URL:	https://	/prnewswire.co	m)
------	--------	--------------	--	------	------	----------	----------------	----

спецификация	Maxwell Block1	Maxwell Block2	Maxwell Block3
мощность, Вт	300–500	300–500	300–500
тяга, мН	7	7	10
масса, кг	5,9	5,1 (без бака)	—
размеры, см	19×13,5×19	22×12×24	22×12×24
удельный импульс, с	до 400	до 450	до 800



рисунок 7. Звёздный датчик фирмы Blue Canyon Technology

звёздных датчика. При съёмке наземного объекта в надир скорость его отслеживания может достигать 1,3 градусов в секунду. При этом погрешность ориентации КА может достигать 12 агсsес. За счёт применения калмановской фильтрации и комплексного применения информации с выхода звёздных датчиков и инерциального измерителя угловой скорости результирующая погрешность определения положения КА составляет 7 агсsес или 0,002 градуса. Потребляемая мощность звёздных датчиков всего 1 Вт, масса 0,35 кг, размеры 10×6,7×5 см. Солнечный датчик обеспечивает ориентацию солнечных батарей с погрешностью не более 2 градуса.

В итоге СУОС обеспечивает точность стабилизации КА 1 агсяес в течение 1 секунды, точность знания положения и скорости КА на орбите 4 метра и 0,05 м/с, предельную скорость перенацеливания до 5 градусов в секунду.

В составе КА Capella (Whitney) применяются две двигательные установки (ДУ) типа Maxwell Block 1 фирмы Phase Four. Это наиболее компактные



Maxwell Block 1

Maxwell Block 2



рисунок 8. Двигательные установки фирмы Phase Four

электромагнитные плазменные ДУ на базе жидкого ксенона. Бак весом 1,26 кг содержит около 6 кг ксенона. Для обеспечения тяги в 6 мН достаточно 1 кг ксенона. В 2022 году завершается разработка и планируется поставка модернизированных ДУ Block 2 со сменными баками и Block 3 с увеличенной на 30– 40 процентов тягой. Основные характеристики ДУ Maxwell Block 1, 2, 3 приведены в таблице 4, а на рисунке 8 представлен их внешний вид.

СЭС КА Capella (Whitney) включает две солнечные батареи, аккумуляторную батарею и аппаратуру сопряжения и управления их функционированием. Солнечные батареи размером 500×900 мм (площадь двух батарей 0,9 м²) изготовлены на основе кристаллического кремния и вырабатывают максимальную мощность 400 Вт при КПД 29,5 процентов. Среднее значение потребляемой мощности составляет 300 Вт за один суточный виток. В составе СЭС применяется литий-ионная аккумуляторная батарея ёмкостью 20,4–40,8 А·ч при размерах: высота 65 мм, диаметр 18 мм.

СЭС обеспечивает продолжительность работы PCA Capella X-SAR до 10 минут на суточном витке. В работе (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2018) показано, что мощность солнечных батарей для современных КА связана с интервалом времени работы на витке и средней излучаемой мощностью PCA.

На рисунке 9 показана зависимость коэффициента энерговооружённости КА от интервала времени работы на витке. Под коэффициентом энерговооружённости понимается отношение средней мощности солнечных батарей к средней мощности излучения PCA.



рисунок 9. Зависимость коэффициента энерговооружённости КА от длительности работы на витке



рисунок 10. Приёмопередатчик из состава терминала IDRS

Анализ зависимости на рисунке 9 показывает, что система энергоснабжения зарубежных РСА функционирует по аналогичному принципу.

Значение энерговооружённости КА Capella X-SAR отклоняется от общей зависимости, что обусловлено применением твердотельного генератора Х-диапазона на основе мощных GaN HEMT транзисторов с более высоким коэффициентом полезного действия – ориентировочно не менее 60%.

Запас мощности солнечных батарей определяется необходимостью накопления за один виток в аккумуляторной батарее энергии, нужной для обеспечения требуемой длительности включения РСА. Непосредственное питание РСА производится от аккумуляторных батарей, способных обеспечить требуемую импульсную мощность.

Суммарная ёмкость аккумуляторных батарей превышает потребности работы на одном витке и определяется с учётом деградации на прогнозируемый период эксплуатации КА.



рисунок 11. Лазерный оптический терминал Condor Mk3

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ И ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ CAPELLA (WHITNEY) С РАДИОЛОКАТОРОМ СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРЫ

Как отмечалось, космическая система Capella-36 характеризуется наиболее высокой периодичностью наблюдения и оперативностью доставки информации потребителям. При этом проводятся мероприятия по её интеграции в военные космические системы. В этих целях КА Capella (Whitney) дополнительно комплектуется терминалом межспутниковой связи IDRS (*URL: www.addavaluetech.com*) из состава системы спутниковой связи Inmarsat и оптическим терминалом межспутниковой передачи данных Condor Mk3 (*URL: https://mynaric.com*).

Терминал IDRS поставляется фирмой Addvalue и включает два независимых приёмопередатчика, а также встроенный приёмник сигналов системы GPS. Терминал весит 2,3 кг и имеет размеры 96×89×220 мм. Пиковая мощность излучения составляет 22 Вт, номинальная мощность 10 Вт. Передача информации осуществляется на скорости 200– 300 кГц с использованием 16QAM-модуляции; приём информации возможен на скорости 96–250 кГц с использованием QPSK-модуляции. Внешний вид терминала IDRS приведён на рисунке 10. Отметим, что соответствующие характеристики других бортовых радиолиний приведены в (*URL: https://mynaric.com*).

Лазерный оптический терминал Condor Mk 3, поставляемый фирмой Мупагес, имеет следующие характеристики: скорость передачи данных 10 Гбайт/с, дальность до 8000 км, потребляемая мощность 3 Вт, размеры 351×210×170 мм, диаметр оптической апертуры 80 мм. Внешний вид терминала приведён на рисунке 11.

заключение

Проведён анализ основных характеристик зарубежных КА Capella (Whitney). Преимуществом орбитальной группировки малых космических аппаратов является высокая периодичность и оперативность доставки информации при достигаемом компромиссе по разрешающей способности, радиометрическому качеству и производительности. Параболическая антенна с внеосевым облучателем имеет достаточный диаметр и высокий коэффициент усиления, что обеспечивает требуемый потенциал бортового радиолокатора с синтезированием апертуры.

Одним из основных режимов работы системы является когерентное детектирование изменений. Достигаемого на одиночных кадрах отношения сигнал – шум достаточно для определения смещений поверхности с точностью до единиц миллиметров.

Дальнейшее улучшение качества РЛИ достигается за счёт некогерентного суммирования до 10 кадров при ограничениях на производительность до 20 объектов на виток.

При некогерентном накоплении не только уменьшается величина спекл-шума, но и изменяется его статистическое распределение, что существенно улучшает качество РЛИ, приближая его (качество) к оптическому изображению.

Отмеченные выше преимущества КА Capella (Whitney) обусловлены использованием космической платформы с высокой скоростью перенацеливания и отслеживания снимаемых объектов методом multi looking. Технически это реализуется за счёт применения СУОС типа FlexCore, поставляемой фирмой Blue Canyone Technology, и компактных электромагнитных плазменных двигателей.

список литературы

Верба В.С. и др. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования // М.: Радиотехника. 2010. 682 с.

Занин К.А., Клименко Н.Н., Москатиньев И.В. и др. Космическая система радиолокационного наблюдения Capella 36. Ч. 1 // Воздушно-космическая сфера. 2022. № 1. С. 79-87.

Занин К.А., Москатиньев И.В. Рациональное баллистическое построение космической системы радиолокационного наблюдения // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2018. № 9. С. 23-29.

Ильин А.Л., Шульженко А.В., Шульженко А.Д. Принцип формирования тестовых локальных шумоподобных областей на радиолокационных изображениях путём переизлучения зондирующих сигналов с частичным разрушением их когерентности и требования к точности радиометрической калибровки радиолокаторов с синтезированной апертурой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 60-67.

Хартов В.В., Ефанов В.В., Занин К.А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие. М: Изд-во МАИ, 2011. 127 с.

URL: https://arxiv.org (дата обращения: 20.01.2023).

URL: https://catalyst.earth (дата обращения: 20.01.2023).

URL: https://digitalcommons.usu.edu (дата обращения: 20.01.2023).

URL: https://mynaric.com (дата обращения: 20.01.2023).

URL: https://prnewswire.com (дата обращения: 20.01.2023).

URL: https://vecom.com (дата обращения: 20.01.2023).

URL: www.addavaluetech.com (дата обращения: 20.01.2023).

Статья поступила в редакцию 02.02.2023 Статья после доработки 03.02.2023 Статья принята к публикации 03.02.2023

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ПРОЕКТНЫМ ПАРАМЕТРАМ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ

SUBSTANTIATION OF REQUIREMENTS FOR DESIGN PARAMETERS OF SPACECRAFT STRUCTURAL ELEMENTS BASED ON DYNAMIC ANALYSIS OF TRANSIENTS





П.П. Телепнев¹, кандидат технических наук, telepnev@laspace.ru; P.P. Telepnev

Д.А. Кузнецов¹, доктор технических наук, kuznetsovda@laspace.ru; **D.A. Kuznetsov**

В статье представлены методические основы и результаты прогнозирования уровней микровибраций на местах крепления прецизионной аппаратуры в целях обоснования требований к проектным параметрам элементов конструкции космического аппарата.

Ключевые слова: конечно-элементная модель; колебания; динамический анализ; динамическая схема.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.002

введение

Повышение требований к прецизионным характеристикам точности целевой аппаратуры космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли и астрофизических исследований обуславливает ужесточение требований по точности ориентации и стабилизации КА в космическом пространстве (*Моишеев А.А., Ширшаков А.Е.*, 2020). Сама целевая аппаратура может иметь значительные размеры, невысокую жёсткость и достаточно большое энергопотребление, чем обусловлено увеличение площади



B.B. Герасимчук¹, кандидат технических наук, gerasimchuk@laspace.ru; **V.V. Gerasimchuk**



B.B. Ефанов¹, профессор, доктор технических наук, vladimir_efanov@ laspace.ru; V.V. Efanov

The article presents the methodological foundations and results of forecasting the levels of micro-vibrations at the attachment points of precision equipment in order to substantiate the requirements for the design parameters of the spacecraft structural elements.

Key words: finite element model; oscillations; dynamic analysis; dynamic scheme.

солнечных батарей. Переориентация КА или работа бортовых приводных устройств при этом сопровождается длительными остаточными колебаниями больших нежёстких конструкций и, как следствие, – визирной оси научной аппаратуры. С другой стороны, требованиями по производительности таких КА наблюдения ограничивается на продолжительность времени затухания переходных колебательных процессов и выдвигаются определённые, часто достаточно жёсткие, условия по точности стабилизации.

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ПРОЕКТНЫМ ПАРАМЕТРАМ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ

Для обеспечения достаточной производительности системы – количества наблюдений за определённый промежуток времени (например, на одном витке) – необходимо ограничить время затухания амплитуды остаточных угловых скоростей корпуса КА до требуемых по техническому заданию (ТЗ) значений.

В предлагаемой статье установим значение этого параметра – 0.001°/с. Указанное время затухания переходного процесса в основном определяется двумя факторами: начальными амплитудами колебаний нежёстких элементов КА и диссипативными характеристиками этих элементов (Деменко О.Г., 2022).

Таким образом, при формировании требований к проектным параметрам элементов конструкции КА возникает необходимость прогноза и оценки достижимых уровней микровибраций на местах крепления прецизионной аппаратуры в целях обоснования требований к проектным параметрам элементов конструкции КА (*Efanov V.V.*, *Telepnev P.P.*, *Kuznetsov D.A.*, *Gerasimchuk V.V.*, 2022).

1. Исследовательская часть

Оценка значений указанных параметров выполнена имитационным моделированием динамики КА в процессе программных разворотов.

В качестве примера рассмотрим типовой астрофизический КА, общий вид которого и расположение осцилляторов, используемых в динамической схеме, приведены на рисунке 1. Движение изделия рассматривается в связанной системе координат (ССК) $OX_{{}_{\rm CB}}Y_{{}_{\rm CB}}Z_{{}_{\rm CB}}$ с началом в центре масс (Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М., 2003).

Для моделирования вибрационного фона конструкций широкое распространение получили численные методы с применением конечно-элементных моделей, которые рассчитываются в среде вычислительных программ, например в среде пакета программ Femap with NX Nastran (Шимкович Д.Г., 2004). Например, в динамическом переходном анализе



рисунок 1. Общий вид КА

нагрузки прикладываются как функции времени, и эти изменяющиеся во времени приложенные нагрузки индуцируют изменяющийся по времени отклик конструкции, что делает такой анализ более сложным, но одновременно более реалистичным (*Teлenнeв* П.П. и др., 2020).

2. Динамическая схема изделия

Динамическая схема КА представляет собой систему дифференциальных уравнений (Понтрягин Л.С., 1988), описывающих его пространственное движение с учётом упругих колебаний элементов конструкции изделия относительно опорной траектории. В качестве упругих элементов (осцилляторов) на начальном этапе разработки рассматриваются: две батареи солнечные (БС) с креплением к корпусу (q_1), телескоп (q_2) и остронаправленная антенна (OHA) на двухстепенном приводе (q_3). Изделие рассматривается в различных состояниях.

Массово-инерционные характеристики изделия, принятые на начальном этапе проектирования, приведены в таблице 1.

Уравнения возмущённого движения КА имеют вид

$$\begin{split} m\dot{V_{x}} &+ \sum_{k=1}^{3} \sum_{i=1}^{n_{k}} a_{x_{ki}} \ddot{q}_{ki} = R_{x}; \\ m\dot{V_{y}} &+ \sum_{k=1}^{3} \sum_{i=1}^{n_{k}} a_{y_{ki}} \ddot{q}_{ki} = R_{y}; \\ m\dot{V_{z}} &+ \sum_{k=1}^{3} \sum_{i=1}^{n_{k}} a_{z_{ki}} \ddot{q}_{ki} = R_{z}; \\ I_{x}\dot{\omega}_{x} - I_{xy}\dot{\omega}_{y} - I_{xz}\dot{\omega}_{z} + \dot{I}_{x}\omega_{x} - \dot{I}_{xy}\omega_{y} - \dot{I}_{xz}\omega_{z} + \\ &+ \sum_{k=1}^{3} \sum_{i=1}^{n_{k}} b_{x_{ki}} \ddot{q}_{ki} + \dot{H}_{x} + H_{z}\omega_{y} - H_{y}\omega_{z} + \\ &+ (I_{z} - I_{y})\omega_{z}\omega_{y} + I_{yz}(\omega_{z}^{2} - \omega_{y}^{2}) + I_{xy}\omega_{x}\omega_{z} - \\ &- I_{zx}\omega_{x}\omega_{y} = M_{x}; \\ I_{y}\dot{\omega}_{y} - I_{xy}\dot{\omega}_{x} - I_{yz}\dot{\omega}_{z} + \dot{I}_{y}\omega_{y} - \dot{I}_{xy}\omega_{x} - \dot{I}_{yz}\omega_{z} + \\ &+ (I_{x} - I_{z})\omega_{x}\omega_{z} + I_{xz}(\omega_{x}^{2} - \omega_{z}^{2}) + I_{yz}\omega_{y}\omega_{x} - \\ &- (I_{xy}\omega_{y}\omega_{z} - M_{y}; \end{split}$$

состояние КА	масса, кг	Х, м	<i>Y</i> , м	<i>Z</i> , м	Ix, кгм ²	<i>Iy</i> , кгм ²	Iz, кгм ²	Iyz, кгм ²	$Izx, кгм^2$	Ixy, кгм ²
незаправленный, БС закрыта	557.0	0.400	0.009	-0.038	129	154	160	-7.15	0.56	-7.49
незаправленный, БС открыта	557.0	0.400	0.009	0.001	238	164	259	-7.35	3.77	-7.49
заправленный, БС закрыта	589.0	0.373	0.009	-0.036	130	163	168	-7.16	-0.01	-7.35
заправленный, БС открыта	589.0	0.373	0.009	-0.001	240	174	269	-7.35	3.78	-7.35

таблица 1 – Массово-инерционные характеристики изделия

$$I_{z}\dot{\omega}_{z} - I_{xz}\dot{\omega}_{x} - I_{zy}\dot{\omega}_{y} + I_{z}\omega_{z} - I_{xz}\omega_{x} - I_{zy}\omega_{y} + \\ + \sum_{k=1}^{3} \sum_{i=1}^{n_{k}} b_{z_{k}}\ddot{q}_{ki} + \dot{H}_{z} + H_{y}\omega_{x} - H_{x}\omega_{y} + \\ + (I_{y} - I_{x})\omega_{y}\omega_{x} + I_{xy}(\omega_{y}^{2} - \omega_{x}^{2}) + I_{zx}\omega_{z}\omega_{y} - \\ - I_{yz}\omega_{z}\omega_{x} = M_{z};$$

 $A(\ddot{q}_{ki} + \varepsilon_{ki}\dot{q}_{ki} + \omega_{ki}^{2}q_{ki}) + a_{x_{ki}}\dot{V}_{x} + a_{y_{ki}}\dot{V}_{y} + a_{z_{ki}}\dot{V}_{z} + b_{x_{ki}}\dot{\omega}_{x} + b_{y_{ki}}\dot{\omega}_{y} + b_{z_{ki}}\dot{\omega}_{z} = 0,$

где *k*=1, 2, 3, *i*=1,..., *n*_{*k*};

m – масса КА, кг;

 I_x, I_y, I_z – центральные осевые моменты инерции КА, кг \cdot м²;

 $I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}, I_{yx}, I_{zy}, I_{xz}$ – центробежные моменты инерции КА, кг \cdot м²;

 V_x, V_y, V_z – проекции вектора линейной скорости центра масс на связанные оси КА в возмущённом движении, м/с;

 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости КА на оси связанной системы координат в возмущённом движении, 1/c;

 R_x, R_y, R_z – проекции внешних и внутренних возмущающих и управляющих сил на связанные оси КА, H;

 M_x, M_y, M_z – проекции внешних и внутренних возмущающих и управляющих моментов на связанные оси КА, $H \cdot M$;

 H_x, H_y, H_z – кинетические моменты СГП, кг·м²/с;

n_k – количество тонов колебаний для *k*-й упругой подконструкции (таблица 2).

k	n_k	комментарий
1	6	панели БС
2	2	целевая аппаратура
3	2	ОНА на приводе

a_{xki}, а_{yki}, а_{zki} – коэффициенты присоединенной массы, определяющие влияние *i*-го тона колебаний *k*-й подконструкции на поступательное перемещение

центра масс объекта в направлении соответствующей оси и наоборот, кг;

 $b_{xki}, b_{yki}, b_{zki}$ – коэффициенты присоединенного момента, определяющие влияние *i*-го тона колебаний *k*-й подконструкции на угловое движение объекта относительно соответствующей оси и наоборот, кг·м;

ε_{ki} – коэффициент демпфирования *i*-го тона колебаний *k*-й подконструкции, 1/с;

 ω_{ki}^2 – коэффициент жёсткости *i*-го тона колебаний *k*-й подконструкции, равный значению квадрата круговой частоты колебаний, $1/c^2$;

A-обобщённая масса осциллятора, в нашем случа
е $A\!=\!1$ кг.

Расчёты модальных характеристик осцилляторов проводились методом конечных элементов с использованием программы MSC NASTRAN. Был произведён расчёт собственных форм, частот и коэффициентов инерционных связей панелей. В результате анализа полученных модальных характеристик упругих конструкций изделия было решено, при составлении динамической модели возмущенного движения объекта, учитывать первые шесть тонов упругих колебаний по осциллятору q_1 и по два тона – для осцилляторов q_2 и q_3 .

Модель батареи с креплением к корпусу приведена на рисунке 2.

Результаты модального анализа по учитываемым в модели формам колебаний по осцилляторам q_1 и q_3 приведены в таблице 3 и на рисунках 4–11.

Полученные в процессе моделирования значения коэффициентов жёсткости, демпфирования и инерционных связей для приведенных выше уравнений, представлены в таблицах 4–8.

3. Моделирование переходного процесса и анализ результатов

Для определения необходимости и направления работ по уменьшению времени переходного процесса, как, собственно и длительности оного, проведем моделирование маневра торможения КА с начальной скорости 1 град/с до 0, с постоянным моментом, создаваемым силовым гирокомплексом (СГК) по каналу крена, равным 2.6 Нм. Результаты проведённого

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ПРОЕКТНЫМ ПАРАМЕТРАМ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ

имитационного моделирования приведены на рисунках 12 и 13. Продолжительностью переходного процесса будем считать время уменьшения текущей амплитуды колебаний угловой скорости корпуса КА до значений, соответствующих требованиям ТЗ по стабилизации (<0.001°/с). В нашем случае продолжительность переходного процесса составит 23 с, что существенно превышает ограничения, заданные в технических требованиях на КА.

Начальная амплитуда колебаний упругих элементов конструкции после переориентации обусловлена их собственными динамическими характеристиками и характером возмущающих воздействий (т.е. конструктивными особенностями и циклограммой работы исполнительных органов системы управления). Следовательно, величины начальных амплитуд могут быть снижены путём оптимизации алгоритмов и параметров системы управления.

С другой стороны, уменьшить время переходного процесса можно путём изменения жёсткостных и диссипативных характеристик нежёстких элементов конструкции КА (*Вибрации в технике*, 1985). Рассмотрим этот подход к решению поставленной задачи.

По графику (рисунок 14) видно, что основной вклад в остаточные колебания корпуса КА вносят четыре первых тона собственных колебаний панелей БС («1-й изгибный из плоскости» и «крутильный» для каждого крыла). Увеличим жёсткость крыла панели БС посредством наращивания строительной высоты сотопанели (h). Произведём моделирование для двух значений этого параметра: h=17 мм и h=20 мм (кроме изначального h=14 мм). Коэффициенты динамической схемы для рассматриваемых вариантов расчета приведены в таблицах 5 и 6. Изменившиеся коэффициенты выделены жирным шрифтом.

Результаты моделирования приведены на рисунке 15. Анализируя полученные данные, можно резюмировать следующее увеличение строительной высоты до 17 мм практически решает поставленную задачу, а доведение ее до 20 мм обеспечивает достижение необходимых результатов с запасом.

Аналогично проведём моделирование случаев с увеличением демпфирования (*Kane T.R.*, 1968). Коэффициенты динамической схемы для рассматриваемых вариантов расчёта приведены в таблицах 7 и 8. Изменившиеся коэффициенты выделены жирным шрифтом.

Результаты моделирования приведены на графиках (рисунок 16). Анализируя полученные данные, можно резюмировать, что увеличение декремента колебаний до 0.06 обеспечивает достижение необходимых результатов.



рисунок 2. Конечно-элементная модель батареи солнечной (q_1)



рисунок 3. Конечно-элементная модель ОНА (q_3)



рисунок 4. 1-й тон колебаний батареи солнечной –*Y* из плоскости



рисунок 5. 1-й тон колебаний батареи солнечной +*Y* из плоскости



рисунок 6. 1-й тон крутильных колебаний батареи солнечной –*Y*



рисунок 7. 1-й тон крутильных колебаний батареи солнечной +Y



рисунок 8. 2-й тон колебаний батареи солнечной –*Y* из плоскости



рисунок 9. 2-й тон колебаний батареи солнечной +*Y* из плоскости



рисунок 10. 1-й тон колебаний ОНА

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ПРОЕКТНЫМ ПАРАМЕТРАМ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ





рисунок 11. 2-й тон колебаний ОНА

рисунок 12. Торможение КА по каналу крена со скорости 1 град/с

Nº	частота. Ги	комментарий			
	батареи солнечные (<i>q</i> ₁)				
1	1.09	1-й тон колебаний батареи – У			
2	1.09	1-й тон колебаний батареи + У			
3	2.25	2-й тон колебаний батареи - У			
4	2.25	2-й тон колебаний батареи + У			
5	5.69	3-й тон колебаний батареи - У			
6	5.69	3-й тон колебаний батареи + У			
		целевая аппаратура (q_2)			
1	8.0	колебания в плоскости ХОУ			
2	8.0	колебания в плоскости ХОХ			
		$OHA(q_3)$			
1	9.48	колебания относительно «неподвижного» привода			
2	10.92	колебания относительно «подвижного» привода			

таблица 3 – Расчёты модальных характеристик осцилляторов

номер осциллятора (k)	тон колебаний (<i>i</i>)	<i>f</i> _i , Гц	ω_{ki}^2 , $1/c^2$	$\varepsilon_{ki}, 1/c$	a_{xki} , КГ	$a_{yki}, \kappa \Gamma$	a_{zki} , КГ	$b_{\it xki}$, кгм	<i>b_{yki},</i> кгм	b_{zki} , кгм
1	1	1.09	46.9	0.109	0	0	-3.7	-7.7	0.13	0
1	2	1.09	46.9	0.109	0	0	-3.7	7.76	0.13	0
1	3	2.25	199.8	0.225	0	0	0	0	3.29	0
1	4	2.25	199.8	0.225	0	0	0	0	-3.29	0
1	5	5.69	1278.	0.569	0	0	2.01	1.96	-0.07	0
1	6	5.69	1278.	0.569	0	0	-2.01	1.99	0.07	0
2	1	8	2526.5	0.569	0	0.5	0	0	0	0.2
2	2	8	2526.5	0.569	0	0	0.5	0	-0.2	0
3	1	9.48	3549.7	0.569	0	-2.17	-0.01	1.89	0	-0.21
3	2	10.92	4703.3	0.569	-0.06	-0.01	2.15	0.01	-0.26	0

таблица 5 – Коэффициенты динамической схемы (*h*=17 мм, декремент – номинал)

номер осциллятора (k)	тон колебаний (<i>i</i>)	<i>f</i> _i , Гц	ω_{ki}^2 , $1/c^2$	$\varepsilon_{ki}, 1/c$	<i>а_{хкі},</i> кг	<i>а_{укі},</i> кг	a_{zki} , КГ	b_{xki} , кгм	b_{yki} , кгм	$b_{\scriptscriptstyle zki}$, кгм
1	1	1.23	59.46	0.098	0.0	0.0	-3.7349	-7.76	-1.11	0.0
1	2	1.23	59.46	0.098	0.0	0.0	3.7348	-7.82	1.11	0.0
1	3	2.73	294.71	0.219	0.0	0.0	0.0	0.0	3.32	0.0
1	4	2.73	294.71	0.219	0.0	0.0	0.0	0.0	-3.32	0.0
1	5	6.30	1567.34	0.504	0.0	0.0	2.02	1.96	0.60	0.0
1	6	6.30	1567.34	0.504	0.0	0.0	-2.02	1.996	-0.60	0.0
2	1	8.00	2526.47	0.640	0.0	0.5	0.0	0.0	0.0	0.2
2	2	8.00	2526.47	0.640	0.0	0.0	0.5	0.0	-0.2	0.0
3	1	9.48	3549.71	0.759	0.0	-2.17	-0.01	1.89	0.00	-0.21
3	2	10.92	4703.33	0.873	-0.06	-0.01	2.15	0.01	-0.26	0.00







рисунок 14. АЧХ переходного процесса



рисунок 15. Переходный процесс при торможении КА по каналу крена со скорости 1 град/с при различных жёсткостных характеристиках панели



рисунок 16. Переходный процесс при торможении КА по каналу крена со скорости 1 град/с при различных уровнях демпфирования

номер осциллятора (k)	тон колебаний (<i>i</i>)	<i>f</i> _i , Гц	ω_{ki}^2 , $1/c^2$	ε_{ki} , 1/c	a_{xki} , КГ	a_{yki} , КГ	<i>a_{zki},</i> кг	<i>b_{xki}</i> , кгм	b_{yki} , кгм	<i>b_{zki}</i> , кгм
1	1	1.31	68.04	0.11	0.00	0.00	-3.76	-7.80	-1.12	0.00
1	2	1.31	68.04	0.11	0.00	0.00	3.76	-7.87	1.12	0.00
1	3	3.12	384.08	0.25	0.00	0.00	0.00	0.00	-3.35	0.00
1	4	3.12	384.08	0.25	0.00	0.00	0.00	0.00	3.35	0.00
1	5	6.66	1753.46	0.53	0.00	0.00	2.03	1.96	0.61	0.00
1	6	6.66	1753.46	0.53	0.00	0.00	2.03	-2.00	0.61	0.00
2	1	8.00	2526.47	0.64	0.00	0.50	0.00	0.00	0.00	0.20
2	2	8.00	2526.47	0.64	0.00	0.00	0.50	0.00	-0.20	0.00
3	1	9.48	3549.71	0.76	0.00	-2.17	-0.01	1.89	0.00	-0.21
3	2	10.92	4703.33	0.87	-0.06	-0.01	2.15	0.01	-0.26	0.00

таблица 6 – Коэффициенты динамической схемы (*h*=20 мм, декремент – номинал)

таблица	7 – Коэффициенты	цинамической	схемы (<i>h</i> =	14 мм,	декремент	-+25%)
---------	------------------	--------------	--------------------	--------	-----------	--------

номер осциллятора (k)	тон колебаний (<i>i</i>)	f_i , Гц	$\omega_{ki}^{2}, 1/c^{2}$	$\varepsilon_{ki}, 1/c$	<i>a_{xki}</i> , кг	<i>а_{укі},</i> кг	<i>a_{zki},</i> кг	b_{xki} , кгм	b_{yki} , кгм	b_{zki} , кгм
1	1	1.09	46.90	0.11	0.00	0.00	-3.70	-7.70	-1.10	0.00
1	2	1.09	46.90	0.11	0.00	0.00	3.70	-7.76	1.10	0.00
1	3	2.25	199.85	0.23	0.00	0.00	0.00	0.00	3.29	0.00
1	4	2.25	199.85	0.23	0.00	0.00	0.00	0.00	-3.29	0.00
1	5	5.69	1278.08	0.57	0.00	0.00	2.01	1.96	-0.07	0.00
1	6	5.69	1278.08	0.57	0.00	0.00	-2.01	1.99	0.07	0.00
2	1	8.00	2526.47	0.80	0.00	0.50	0.00	0.00	0.00	0.20
2	2	8.00	2526.47	0.80	0.00	0.00	0.50	0.00	-0.20	0.00
3	1	9.48	3549.71	0.95	0.00	-2.17	-0.01	1.89	0.00	-0.21
3	2	10.92	4703.33	1.09	-0.06	-0.01	2.15	0.01	-0.26	0.00

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ПРОЕКТНЫМ ПАРАМЕТРАМ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ

номер осциллятора (k)	тон колебаний (<i>i</i>)	<i>f</i> _i , Гц	$\omega_{ki}^{2}, 1/c^{2}$	ε _{ki} , 1/c	<i>а_{хкі},</i> кг	<i>а_{укі},</i> кг	<i>а_{zki},</i> кг	b_{xki} , кгм	b_{yki} , кгм	<i>b_{zki},</i> кгм
1	1	1.09	46.90	0.13	0.00	0.00	-3.70	-7.70	-1.10	0.00
1	2	1.09	46.90	0.13	0.00	0.00	3.70	-7.76	1.10	0.00
1	3	2.25	199.85	0.27	0.00	0.00	0.00	0.00	3.29	0.00
1	4	2.25	199.85	0.27	0.00	0.00	0.00	0.00	-3.29	0.00
1	5	5.69	1278.08	0.68	0.00	0.00	2.01	1.96	-0.07	0.00
1	6	5.69	1278.08	0.68	0.00	0.00	-2.01	1.99	0.07	0.00
2	1	8.00	2526.47	0.96	0.00	0.50	0.00	0.00	0.00	0.20
2	2	8.00	2526.47	0.96	0.00	0.00	0.50	0.00	-0.20	0.00
3	1	9.48	3549.71	1.14	0.00	-2.17	-0.01	1.89	0.00	-0.21
3	2	10.92	4703.33	1.31	-0.06	-0.01	2.15	0.01	-0.26	0.00

габлица 8 – Коэффициенты динамиче	ской схемы	(<i>h</i> =14 мм,	декремент -	-+50%)
--	------------	--------------------	-------------	--------

заключение

Анализ полученных результатов позволяет сформулировать основные выводы:

1. Представленный динамический переходный анализ может обеспечить проведение прогноза и оценку достижимых уровней микровибраций на местах крепления прецизионной аппаратуры в целях обоснования требований к проектным параметрам элементов конструкции КА.

2. Проведённое численное моделирование поведения КА при выполнении маневра по каналу крена при варьировании жёсткостных и диссипативных параметров конструкции позволит оценить длительность переходного процесса.

3. Сформулированы требования к конструкции БС, обеспечивающих выполнение указанных требований ТУ. Рекомендуется внести в ТЗ на разработку панелей БС следующие требования:

тон колебаний	собственная частота колебаний, Гц	декремент колебаний
1-й тон колебаний батареи «из плоскости»	>1.3	>0.05
1-й «крутильный» тон колебаний батареи	>3.1	>0.05

список литературы

Вибрации в технике: справочник. В 6-ти т. Т. 6. Защита от вибраций и ударов / Под ред. чл.-кор. АН СССР К.В. Фролова. М.: Машиностроение, 1985. 456 с. Деменко О.Г. Передача ударной нагрузки через болтовое соединение элементов конструкции космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 38-45.

Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. В 10 т. Т. 7. Теория упругости. 5-е изд. М.: ФИЗМАТ-ЛИТ, 2003. 264 с.

Моишеев А.А., Ширшаков А.Е. К 50-летнему юбилею запуска космических аппаратов «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7» //Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 3-9.

Понтрягин Л.С. Дифференциальные уравнения и их приложения. М.: Наука, 1988. 208 с.

Телепнев П.П., Жиряков А.В., Герасимчук В.В. Проектный расчёт уровня вибронагруженности элементов конструкций КА методом динамического анализа // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 13-18.

Шимкович Д.Г. Расчет конструкций в MSC. visualNastran для Windows. М.: ДМК Пресс, 2004. 704 с.

Efanov V.V., Telepnev P.P., Kuznetsov D.A., Gerasimchuk V.V. Methodolgical Aspect of the Problem of Structural Identification of the Parametrs of the Dynamic Scheme of a Spacecraft // Solar System Research. 2022/ Vol. 56, № 7. P. 511-520. DOI: 10.1134/ S0038094622070085.

Kane T.R. Dynamics. New York: Holt, Rinehart and Winston, 1968. 177 p.

Статья поступила в редакцию 03.03.2023 Статья после доработки 03.03.2023 Статья принята к публикации 03.03.2023

К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ СТРУКТУРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ В ЭКБ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТАХ ТИПА «МОЛНИЯ»

ON THE ISSUE OF ASSESSING DISPLACEMENT DAMAGE IN ELECTRONICAL COMPONENTS OF SPACECRAFT EQUIPMENT IN A MOLNIYA-TYPE ORBITS



М.Е. Артемов¹, кандидат технических наук, mike.artiomov@mail.ru; **М.Е. Artemov**



T.Ш. Комбаев², аспирант, kombaew@ya.ru; T.Sh. Kombaev



H.M. Хамидуллина¹, кандидат физикоматематических наук, nmx@laspace.ru; **N.M. Khamidullina**

В статье представлены результаты расчёта характеристик структурных повреждений (эффектов смещения), а именно эквивалентных флюенсов и неионизационной дозы от протонов, электронов и нейтронов космического пространства при полете космического аппарата (KA) по орбите типа «Молния». Проведено сравнение полученных результатов с типичными значениями стойкости изделий электронной компонентной базы (ЭКБ) к структурным повреждениям, а также дана оценка толщин массовых защит, при которых эффектами смещения нельзя пренебрегать.

Ключевые слова: космический аппарат; эффекты смещения; структурные повреждения; м ассовая защита; эквивалентный флюенс.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.003

The article presents the results of calculating the characteristics of structural damage (displacement effects), namely, the equivalent fluences and non-ionization doses from protons, electrons and neutrons of space during the flight of a spacecraft in an orbit of the Molniya-type. The obtained results are compared with typical values of the hardness of electronic components to structural damage, and an assessment is made of the mass protection thicknesses at which displacement effects cannot be neglected.

Keywords: spacecraft; displacement effects; structural damage; mass protection; equivalent fluence.

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

² Филиал AO «НПО Лавочкина», Россия, г. Калуга. Affiliate of Lavochkin Association, JSC, Russia, Kaluga.

К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ СТРУКТУРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ В ЭКБ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ На орбитах типа «молния»

введение

Высокоэллиптические орбиты (ВЭО) типа «Молния» активно используются для построения различных спутниковых систем – связь, дистанционное зондирование Земли, задачи гидрометеорологии и др. (Ширшаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022). При длительном нахождении космического аппарата на ВЭО, в полях ионизирующего излучения космического пространства, бортовая аппаратура (БА) практически постоянно подвержена деструктивному воздействию космической радиации.

Успешное выполнение целевой задачи подразумевает обеспечение стойкости БА к различным радиационным эффектам: дозовому ионизационному эффекту, случайным одиночным эффектам, структурным повреждениям.

Структурные повреждения (эффекты смещения) – результат упругого и неупругого взаимодействия частиц космического пространства с ядрами атомов, создающего локальные разрушения кристаллической решетки, т.е. смещение или «выбивание» атома из узлов кристаллической решетки полупроводникового материала (Ионизирующие излучения космического пространства..., 2013).

Таким образом, при прохождении через кристаллические решётки материалов энергичные частицы сталкиваются с атомами, расположенными в их узлах. В этих взаимодействиях атомам передаётся энергия, в результате чего они смещаются. Смещение и выбивание атомов ведёт к дефектообразованию, созданию вакансий и т.д. Такие радиационно-индуцированные центры дефектообразования – причина деградации параметров материалов и оборудования. Образование в кристаллической решётке твёрдых тел простых и более сложных радиационных дефектов влияет на оптические, электрические и механические свойства вещества. В полупроводниковых материалах от количества дефектов зависят такие важнейшие параметры, как время жизни неосновных и концентрация основных носителей заряда, в значительной степени определяющие эксплуатационные характеристики полупроводниковых приборов. В случае же оптических материалов дефекты могут вызывать помутнение, формирование центров окрашивания и прочие вредные при их техническом применении эффекты.

Количественной величиной, характеризующей способность заряженных частиц ионизирующего излучения космического пространства образовывать смещения в кристаллической решётке, является неионизационная линейная передача энергии (*NIEL* –



протоны;
 - нейтроны;
 - электроны.

рисунок 1. Зависимость NIEL(E) от энергии частиц

Non-Ionizing Energy Loss). Зависимость величин NIEL(E) в кремнии от энергии частиц представлена на рисунке 1 (*Space engineering. Calculation...*, 2010).

Из рисунка 1 видно, что при уменьшении энергии протонов количество повреждений кристаллической решётки быстро возрастает. В этом случае осуществляется кулоновское взаимодействие между протонами и ядрами атомов мишени. В случае нейтронов происходит кинематическое рассеяние. Электроны также создают дефекты смещений с энергетической зависимостью, существенно отличной от случая протонов. Для электронов NIEL(E) увеличивается с ростом энергии, но она на два-три порядка меньше, чем для протонов, поэтому при полёте в околоземном пространстве воздействием электронов ионизирующего излучения космического пространства в большинстве случаев можно пренебречь. Исключением могут быть случаи, когда имеется очень малая толщина защиты (солнечные батареи), или межпланетные полёты, когда спектры электронов значительно жёстче, чем для радиационных поясов Земли (Ионизирующие излучения космического пространства..., 2013).

Как правило, структурными повреждениями, вызываемыми энергическими частицами космического пространства, по сравнению с ионизационными эффектами в микросхемах, изготовленных по КМОП-технологии, можно пренебречь. Однако наличие на борту электрорадиоизделий (ЭРИ), изготовленных по биполярной технологии, элементов оптоэлектроники (фотодиоды, светодиоды, диодные оптроны), оптоэлектронных интегральных схем – приёмников изображения (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2022) может привести к необходимости учёта этих эффектов в качестве деструктивного фактора для БА КА.

Ниже представлены примеры структурных повреждений в изделиях электронной компонентной базы (*Space engineering. Methods...*, 2008):

- диоды изменение прямого напряжения, рост обратного тока, рост напряжения пробоя;
- биполярные транзисторы снижение коэффициента усиления;
- полевые транзисторы снижение напряжения отсечки, тока стока насыщения, крутизны; рост тока утечки затвора;
- светодиоды снижение светового выхода;
- лазерные диоды рост порога генерации лазерного излучения;
- фотодиоды снижение фоточувствительности, рост темнового обратного тока;
- оптроны снижение коэффициента передачи по току;
- солнечные батареи снижение тока короткого замыкания, напряжения холостого хода, изменение спектра квантовой эффективности, снижение КПД, коэффициента заполнения;
- формирователи изображения (ПЗС, КМОПсенсоры) – рост темнового тока, рост неоднородности распределения темнового тока, снижение фоточувствительности, телеграфный шум.

1. Метод расчёта

Количественные характеристики структурных повреждений в изделиях электронной техники можно описать при помощи следующих величин (*Space engineering. Calculation...*, 2010):

- суммарная неионизационная доза (total non-ionizing dose, *TNID*):

$$TNID = \int F(E) \cdot NIEL(E) \cdot dE, \tag{1}$$

где F(E) — дифференциальный энергетический спектр потока частиц, см⁻²·МэВ⁻¹, *NIEL*(*E*) — неионизационная линейная передача энергии, МэВ·см²·г⁻¹. Для моноэнергетического пучка соотношение (1) можно записать в виде:

$$TNID = \Phi(E) \cdot NIEL(E), \tag{2}$$

где $\Phi(E)$ – поток частиц, см⁻²;

 эквивалентный флюенс протонов, электронов или нейтронов, нормированный на 50 МэВ, 10 МэВ или 1 МэВ (нормировка зависит от сравнения смещений, созданных широким спектром частиц, со смещениями, вызванными при испытаниях моноэнергетическим пучком) описывается формулой:

$$F_{p=50 \text{ M} \to \text{B}} = \frac{1}{NIEL_{p (50 \text{ M} \to \text{B})}} \int F(E) \cdot NIEL(E) dE.$$
(3)

В данной работе используется эквивалентный поток, нормированный на протоны с энергией 50 МэВ для оценки стойкости ЭРИ.

Основная задача статьи – оценка величин, характеризующих структурные повреждения электронной компонентной базы (ЭКБ) из состава бортовой аппаратуры КА, совершающего полёт по орбите типа «Молния». Такая орбита пересекает как внутренний, так и внешний радиационные пояса Земли (РПЗ), характеризуется интенсивными потоками частиц ионизирующего излучения космического пространства и является достаточно жёсткой с точки зрения радиационной обстановки.



1 – протоны РПЗ;

2 – протоны СКЛ;

3 – протоны ГКЛ.

рисунок 2. Спектры потоков протонов за защитой в 1 г/см²

К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ СТРУКТУРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ В ЭКБ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТАХ ТИПА «МОЛНИЯ»



- **1** протоны РПЗ;
- **2** протоны СКЛ;
- 3 протоны ГКЛ.
- **рисунок 3**. Спектры потоков протонов за защитой в 3 г/см²



1 – поток электронов за защитой в 1 г/см²;
 2 – поток электронов за защитой в 3 г/см².
 рисунок 4. Спектры потоков электронов РПЗ за защитами в 1 и 3 г/см²



- 1 нейтроны от протонов РПЗ;
- 2 нейтроны от протонов СКЛ;
- 3 нейтроны от протонов ГКЛ.

рисунок 5. Спектры потоков вторичных нейтронов за защитой в 1 г/см²



1 – нейтроны от протонов РПЗ;

- 2 нейтроны от протонов СКЛ;
- 3 нейтроны от протонов ГКЛ.

рисунок 6. Спектры потоков вторичных нейтронов за защитой в 3 г/см²

	неионизационная доза (Si), рад, за защитой толщиной:				
	1 г/см ²	3 г/см ²			
протоны (РПЗ+СКЛ+ГКЛ) суммарно	18,0	3,7			
протоны РПЗ	16,5	3,3			
электроны РПЗ	0,2	≤0,01			
нейтроны (РПЗ+СКЛ+ГКЛ)	~0,1	~0,1			
суммарная доза	18,3	3,8			

таблица 1 – Неионизационные дозы на орбите типа «Молния», САС 10 лет

таблица 2 – Эквивалентные флюенсы частиц за защитами на орбите типа «Молния», САС 10 лет

	эквивалентный флюенс (см ⁻²), нормированный на моноэнергетические протоны с энергией 50 МэВ, за защитой толщиной:	
	1 г/см ²	3 г/см ²
протоны (РПЗ+СКЛ+ГКЛ) суммарно	3,1.1011	6,3·10 ¹⁰
электроны РПЗ	3,5.109	6,0.107
нейтроны (РПЗ+СКЛ+ГКЛ)	1,5.109	1,7.109

2. Результаты расчёта

Для оценки влияния дозовых структурных повреждений с помощью программного комплекса COSRAD (*Кузнецов Н.В. и др.*, 2011) был выполнен расчет спектров потоков протонов и электронов радиационных поясов Земли (РПЗ), протонов солнечных (СКЛ) и галактических (ГКЛ) космических лучей, а также нейтронов, порождаемых при взаимодействии первичного космического излучения с материалами КА в зависимости от толщины сферической защиты на орбите типа «Молния» с баллистическими параметрами:

- высота апоцентра 40000 км;
- высота перицентра 1500 км;
- наклонение орбиты к экватору 63°;
- срок активного существования 10 лет.

Результаты расчётов спектров потоков частиц за САС 10 лет представлены на рисунках 2–6. На рисунках 2 и 3 представлены спектры потоков протонов за типовыми защитами в 1 и 3 г/см² алюминия. На рисунке 4 представлены расчётные значения спектров потоков электронов РПЗ за защитами в 1 и 3 г/см².

На рисунках 5 и 6 представлены спектры потоков вторичных нейтронов, порождаемых при взаимодействии первичного космического излучения с веществом защиты.

Результаты расчёта неионизационных доз при помощи формулы (1) за типичными для ЭРИ толщинами защит (1 и 3 г/см² алюминия) представлены в таблице 1.

Как следует из таблицы 1, основной вклад в неионизационную дозу вносят протоны РПЗ. За защитой в 1 г/см² эта величина составит 16,5 рад.

С помощью соотношения (3) выполнен расчёт эквивалентных флюенсов, нормированных на моноэнергетические протоны с энергией 50 МэВ, частиц ИИ КП за типовыми защитами (таблица 2).

Как видно из таблиц 1 и 2, основной вклад в неионизационную дозу и эквивалентный флюенс дают протоны РПЗ, СКЛ и ГКЛ, причём эквивалентный флюенс только от протонов РПЗ за защитой в 1 г/см² вносит основной вклад и составляет 2,8·10¹¹ см⁻².

К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ СТРУКТУРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ В ЭКБ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ На орбитах типа «молния»

3. Оценка стойкости ЭРИ

Для оценки работоспособности БА по отношению к структурным повреждениям необходимо знать стойкость ЭРИ и, соответственно, аппаратуры в целом. Наименее стойкими к эффектам смещения являются солнечные фотоэлементы, ЭРИ, изготовленные по биполярной технологии, а также оптоэлектронные приборы и приборы на основе ПЗС-структур. Типичные значения минимально достигнутых уровней стойкости (флюенс протонов с энергией 50 МэВ) типовых групп изделий ЭКБ представлены в нормативном документе (PД 134-0202-2013, 2013), величина флюенсов протонов для наиболее критичных ЭРИ составляет от 10^9 до 10^{11} см⁻².

Используя эти данные, можно сделать консервативные оценки уровней стойкости отдельных ЭРИ из состава БА.

Например, аналоговые биполярные интегральные схемы (ИС) общего применения (операционные усилители, стабилизаторы напряжения и т.д.) имеют минимально достигнутый уровень стойкости в 10^{11} см⁻², или порядка 6 рад, оптоэлектронные ИС (ПЗС-матрицы, оптроны с внутренним усилением) – 10^{10} см⁻² (~1 рад), а элементы оптоэлектроники (фотодиоды, светодиоды и т.д.) – 10^{11} см² (~6 рад).

Расчётные коэффициенты запаса при рассмотренных в данной работе эквивалентных защитах для ЭРИ, чувствительных к структурным повреждениям, могут не удовлетворять критериям стойкости, установленным в (*OCT 134-1034-2012*, 2012), следовательно, элементы БА будут нуждаться в дополнительных мероприятиях по защите от ИИ КП. В частности, можно рассмотреть введение в аппаратуру дополнительных локальных экранов для критичных ЭРИ или перемещение данных ЭРИ в пределах печатных плат прибора в более защищённое положение. Такие меры могут потребовать подробного анализа компоновки прибора или устройства с использованием трехмерных моделей и применением технологий САПР (*Комбаев Т.Ш., Артемов М.Е.*, 2020).

заключение

Показано, что приборы с величиной эквивалентной защиты ЭРИ менее 3 г/см² входят в группу риска по отношению к структурным повреждениям.

Для определения работоспособности ЭРИ в составе БА за эквивалентными защитами менее 3 г/см² необходимо прежде всего определить конкретные параметры их радиационной стойкости по эффектам смещения, учесть конструкцию приборов (точное взаимное расположение критичных элементов в приборах), на основании чего рассчитать соответствующие локальные эквивалентные флюенсы (неионизационные дозы) и затем коэффициенты запаса в соответствии с (*ОСТ 134-1034-2012*, 2012).

список литературы

Занин К.А., Москатиньев И.В. Перспективы развития космических систем оптико-электронного наблюдения с учётом совершенствования полупроводниковых приёмников изображения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 3-10.

Ионизирующие излучения космического пространства и их воздействие на бортовую аппаратуру космических аппаратов / Под науч. ред. докт. техн. наук, проф. Г.Г. Райкунова. М.: Физматлит, 2013. 256 с.

Комбаев Т.Ш., Артемов М.Е. Проектирование радиационной защиты приборов космического аппарата при создании универсальных космических платформ // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиационного воздействия на радио-электронную аппаратуру. Научно-технический сборник. 2020. Вып. 4. С. 30-34.

Кузнецов Н.В., Ныммик Р.А., Панасюк М.И., Ужегов В.М. и др. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. Вып. 2. С. 72-78.

ОСТ 134-1034-2012. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронного и протонного излучений космического пространства по дозовым эффектам. 2012. 43 с.

РД 134-0202-2013. Аппаратура радиоэлектронная бортовая космических аппаратов. Минимально достигнутые уровни стойкости электронной компонентной базы к воздействию ионизирующих излучений космического пространства. 2013. 10 с.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Моишеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Space engineering. Calculation of radiation and its effects and margin policy handbook. ECSS.ECSS-E-HB-10-12A 17 December 2010. P. 50-68.

Space engineering. Methods for the calculation of radiation received and its effects, and a policy for design margins, ECSS-E-ST-10-12C 15 November 2008. P. 67.

Статья поступила в редакцию 06.03.2023 Статья после доработки 06.03.2023 Статья принята к публикации 06.03.2023

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ВЫСОКИЕ ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВУХИМПУЛЬСНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

ANALYSIS OF TRAJECTORIES LAUNCHING SPACECRAFT INTO HIGH ORBITS OF AN ARTIFICIAL SATELLITE OF THE MOON WITH USING TWO-IMPULSE BRAKING



E.C. Гордиенко¹, кандидат технических наук, gordienkoes@laspace.ru; E.S. Gordienko



В.В. Ивашкин², профессор, доктор физикоматематических наук, ivashkin@keldysh.ru; V.V. Ivashkin



А.В. Симонов¹, кандидат технических наук, simonovav@laspace.ru; **A.V. Simonov**



П.Е. Розин¹, кандидат технических наук, rozin@laspace.ru; P.E. Rozin

Исследуется выведение космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны, которые можно использовать для построения лунной спутниковой системы. Анализ проводится в три этапа. На первом – для траекторий двухимпульсного выведения проверяется возможность достижения орбит радиусом 5 тыс. км с разными величинами конечного наклонения при учёте вариантов подлёта к Луне с севера и с юга. На втором этапе разработан алгоритм двухимпульсного выведения; в нём траектории двухимпульсного выведения получаются решением не одной двухпараметрической, а двух однопараметрических краевых задач. На третьем этапе выполнены определение и анализ двухимпульсного выведения КА на высокие круговые орбиты вокруг Луны в течение 2030 года. Приводятся численные и графические результаты.

The launch of a spacecraft into high circular orbits of an artificial satellite of the Moon, which can be used to build a lunar satellite system, is considered. The analysis is carried out in three stages. At the first stage, the possibility of obtaining orbits with radius equal to 5 thousand km with different finite inclination values with taking into account the options for approaching the Moon from the North and from the South for two-impulse trajectories is considered. At the second stage, the algorithm of two-impulse transfer is developed. Here trajectories of two-impulse launch are obtained not by solving one two-parameter problem, but by solving two oneparameter problems. At the third stage, an analysis of two-impulse spacecraft's launch into high circular orbits is carried out for dates during 2030. Numerical and graphical results are presented.

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

² ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Россия, Москва. Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russia, Moscow.

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ВЫСОКИЕ ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВУХИМПУЛЬСНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

Ключевые слова: космический аппарат; лунные траектории; схема полёта; Луна; трёхимпульсный переход; двухимпульсный переход; лунная спутниковая система.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.004

введение

Успешное освоение Луны зависит в том числе и от удобства её колонизации. Для обеспечения бесперебойного функционирования обитаемых баз необходимо непрерывно решать задачи навигации, связи в окололунном пространстве и на лунной поверхности, связи с Землёй и обеспечивать ретрансляцию принимаемых и передаваемых сигналов. Это решается в рамках построения лунной многофункциональной спутниковой системы (ЛМСС), которую также можно использовать для наблюдения за объектами дальнего космоса.

1. Выбор параметров орбиты ЛМСС

В статье авторы не рассматривают конкретный облик ЛМСС, а проводят анализ выведения на высокие круговые орбиты ИСЛ. Ранее был проведён анализ устойчивости высоких орбит вокруг Луны (ГордиенKeywords: spacecraft; lunar trajectories; flight pattern; Moon; three-impulse transfer; two-impulse transfer; lunar satellite system.

ко Е.С. и др., 2016), определены области устойчивых орбит. Было показано, что параметрам любой точки из этих областей соответствует орбита искусственного спутника Луны (ИСЛ), находясь на которой, КА способен решать вышеупомянутые задачи в течение полутора и более лет:

- первая область i₀∈(63°, 67°) и a₀∈[4, 4.4] тыс.
 км (подлёт к Луне с севера N, Ω=270°);
- вторая область i₀∈(113°, 116°) и a₀∈[4, 4.4] тыс.
 км (подлёт к Луне с юга S, Ω=90°);
- третья область i₀∈(81°, 96°) и a₀∈[4.8, 5.3] тыс.
 км (подлёт к Луне и с севера, и с юга N/S, Ω=90°/270°).

В статье детально рассматривается вопрос оптимизации траектории выведения на орбиту из средней области устойчивости, изображённой на рисунке 1. Из неё выбираем точку, соответствующую полярной орбите ($i_0=90^\circ$) радиусом $a_j=5$ тыс. км на рисунке 1 (отмечена чёрным кружком).



рисунок 1. Общие области устойчивости изолиний условного времени существования (красный цвет) Т^у≥1.5 лет

Целью работы является минимизация суммарной характеристической скорости ($W_x \rightarrow \min$) миссии по доставке КА с научной аппаратурой на высокие орбиты искусственного спутника Луны, которые могут быть использованы для создания ЛМСС (Гордиенко Е.С. и др., 2016).

Выведение КА на траекторию перелёта к Луне рассмотрено на примере использования РН «Союз 2.1б» с РБ «Фрегат». В таком случае масса КА при подлёте к Луне составляет ~2040 кг. Параметры двигательной установки спутника приняты равными: тяга *P*=420 кГс, удельная тяга *P*_{уд}=298.7 с.

В данном исследовании траектория рассматривается в рамках следующей модели поля и уравнений движения КА.

2. Модель поля и уравнения движения КА при учёте гравитационных возмущений

При анализе выведения КА на высокие орбиты ИСЛ траектория полёта КА делится на два участка, границей между которыми является сфера действия Луны (СДЛ), находящаяся на расстоянии около 60 тыс. км от её центра. Первый участок полёта с опорной орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) до границы СДЛ (когда расстояние от КА до центра Луны r больше радиуса сферы действия Луны, р>R_{СДЛ}~60 тыс. км) моделируется в рамках геоцентрического движения в задаче четырёх тел -КА, Земля с учётом её нецентральности в разложении геопотенциала в ряд по сферическим функциям 8×8, Луна и Солнце как материальные точки. Движение КА определяется численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения точки в невращающейся геоцентрической геоэкваториальной системе прямоугольных координат ОХҮΖ. При этом используются среднее равноденствие и средний геоэкватор стандартной эпохи J2000.0. Здесь дифференциальные уравнения, описывающие геоцентрическое движение КА, имеют вид:

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_E}{r^3}\mathbf{r} + \sum_{i=1}^2 \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3}\right) + \mathbf{a}_E, \qquad (1)$$

где **г** – геоцентрический радиус-вектор КА; μ_i и **г**_i – гравитационные параметры и геоцентрические радиус-векторы возмущающих небесных тел, причём возмущение соответствует: при *i*=1 – притяжению Луны, при *i*=2 – притяжению Солнца; **a**_E={ a_{Ex} , a_{Ey} , a_{Ez} } – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Земли с разложением геопотенциала в ряд по сферическим функциям 8×8.

Дальнейшее, селеноцентрическое, движение КА (в основном внутри границы СДЛ, когда расстояние от КА до центра Луны р меньше радиуса её сферы действия р $\leq R_{CДЛ}\approx 60$ тыс. км) моделируется также в рамках селеноцентрического движения в задаче четырёх тел – КА, Луна с учётом её нецентральности с разложением селенопотенциала в ряд по сферическим функциям 8×8, Земля и Солнце как материальные точки) и определяется численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения точки в невращающейся селеноцентрической геоэкваториальной системе прямоугольных координат *ОХҮZ*. При этом используется среднее равноденствие и средний геоэкватор стандартной эпохи J2000.0. Дифференциальные уравнения, описывающие селеноцентрическое движение КА, имеют вид:

$$\frac{d^2 \mathbf{\rho}}{dt^2} = -\frac{\mu_M}{r^3} \mathbf{\rho} + \sum_{i=3}^4 \mu_i \left(\frac{\mathbf{\rho}_i - \mathbf{\rho}}{|\mathbf{\rho}_i - \mathbf{\rho}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right) + \mathbf{a}_M, \qquad (2)$$

где ρ – селеноцентрический радиус-вектор КА; μ_i и \mathbf{r}_i – гравитационные параметры и селеноцентрические радиус-векторы возмущающих небесных тел, причём возмущение соответствует: при *i*=3 – притяжению Земли, при *i*=4 – притяжению Солнца ($\mu_1=\mu_M$; $\mu_3=\mu_E$; $\mu_4=\mu_2=\mu_S$, $\rho_3=-\mathbf{r}_1$, $\rho_4=\rho_3+\mathbf{r}_2$), \mathbf{r}_1 и \mathbf{r}_2 – геоцентрические радиус-векторы Луны и Солнца; $\mathbf{a}_M=\{a_{Mx}, a_{My}, a_{Mz}\}$ – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Луны с разложением её потенциала в ряд 8×8.

Векторы состояния небесных тел определяются из табличных эфемерид DE-421 (*Folkner W.M. et al.*, 2009). В расчётах использованы следующие значения констант: μ_E =398600.4415 км³/c²; μ_M =4902.79914 км³/c²; μ_S =1.32712439935·10¹¹ км³/c². Эфемеридная поправка Δt (TDB-UTC) принята равной 69.184 с.

3. Выведение КА на высокие круговые орбиты ИСЛ

Ранее уже рассматривалась возможность выведения КА на высокие круговые орбиты ИСЛ (Гордиенко Е.С. и др., 2017; Гордиенко Е.С., 2019; Гордиенко Е.С. и др., 2022; Муртазин Р.Ф., 2019), которые можно использовать для построения ЛМСС, с помощью трёхимпульсного манёвра торможения. При сравнении схем выведения КА рассматривался частный случай трёхимпульсного перехода – двухимпульсный, при котором промежуточный импульс не сообщается, а траектория изменяется в окрестности точки с наибольшим удалением от Луны под действием возмущений, в первую очередь, от гравитационного поля Земли (Гордиенко Е.С. и др., 2022).

Статья посвящена дальнейшему анализу сложной научно-технической задачи поиска наилучших траекторий выведения КА на высокие круговые орбиты ИСЛ с помощью двухимпульсного манёвра торможения. Примем массу КА на этапе подлёта к Луне равной $m_0=2040$ кг.

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ВЫСОКИЕ ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВУХИМПУЛЬСНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

Исследование проводится в три этапа. На первом этапе предлагается до начала моделирования траекторий с возмущениями проверить возможность достижения орбиты радиусом $a_t=5$ тыс. км с разными величинами конечного селенографического наклонения *i_f* – при учёте вариантов подлёта КА к Луне с севера N (N-вариант) и с юга S (S-вариант). Здесь и далее расчёт траекторий проводился при учёте возмущений, описанных в формулах (1) и (2). На втором этапе описывается разработанный алгоритм. В нём траектории двухимпульсного выведения получаются решением не одной двухпараметрической, а двух однопараметрических краевых задач, также описываются его отличия от использованного ранее в (Гордиенко Е.С. и др., 2022). На третьем этапе рассмотрено применение разработанного метода построения траекторий выведения КА на высокие круговые орбиты ИСЛ с помощью двухимпульсного торможения. Далее, для сравнения полученных характеристик были рассмотрены одно- и трехимпульсное выведения на орбиты с такими же параметрами.

3.1. Первый этап: двухимпульсное выведение КА на высокие круговые орбиты ИСЛ

Схема перелёта КА с двухимпульсным манёвром торможения у Луны при сходе с гиперболы выведения КА на высокую орбиту ИСЛ представлена на рисунке 2. В таком случае импульс в наиболее удалённой точке не сообщается и переход на конечную орбиту осуществляется после сообщения двух апсидальных тормозных импульсов в точках 1 и 2. Для получения высокой орбиты с радиусом a_f более 3 тыс. км и с заданным наклонением i_f необходимо уводить аппарат на расстояние в удалённой точке более 35 тыс. км в область, близкую к границе СДЛ. В её окрестности влияние возмущений от гравитационного поля Земли на траекторию полёта существенно возрастает, а сама траектория сильно эволюционирует, поэтому найти решение для N-варианта бывает затруднительно (Гордиенко Е.С., 2019). Подъём перицентра происходит под действием гравитационного поля Земли.

Этой проблемы не существует в схеме трёхимпульсного перехода КА, где даже небольшой, отличный от нуля ($\Delta V_2 < 0.1 \text{ м/c}$), промежуточный импульс, сообщаемый в удалённой от центра Луны точке, стабилизирует траекторию полёта. В результате краевая задача сходится заметно лучше, чем в двухимпульсном варианте, а поиск траекторий происходит гораздо быстрее (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2022).

Проверка возможности выведения КА на орбиту с заданными величинами радиуса и наклонения

В случае двухимпульсного перехода подъем перицентра орбиты происходит в первую очередь за счёт возмущений от гравитационного поля Земли. СДЛ имеет ограниченные размеры (её радиус $R_{CДЛ} \approx 60-66$ тыс. км).

Ранее авторы работы столкнулись с тем, что при подлёте к Луне с севера N траектории двухимпульсного перехода на конечные орбиты с заданными параметрами получались с трудом: краевая задача либо плохо сходилась, либо решение вообще не получалось. Дело в том, что ранее при построении траекторий двухимпульсного перехода на высокие орбиты ИСЛ решалась двухпараметрическая краевая задача, в ней варьировались величины подлётного наклонения і₀ и первого тормозного импульса ΔV_1 , а контролировались величины конечных радиуса a_f и наклонения i_f. В такой постановке задачи нелинейная зависимость между варьируемыми и контролируемыми параметрами существенно возрастала и сходимость получалась плохой или отсутствовала вовсе.

Для устранения данной проблемы был предложен следующий подход. Радиус a_f конечной круговой орбиты ($e_f=0$) оставлен свободным, а варьируется только подлётное наклонение i_0 , при этом контролируется только конечное i_f ; также было введено понятие оскулирующего апоцентра r_{α}^* (т.е. расстояние в удалённой



рисунок 2. Схема перелёта с двухимпульсным манёвром торможения у Луны для перехода КА на высокую полярную круговую орбиту ИСЛ

точке, которое имела бы орбита, если бы спутник двигался в кеплеровом поле Луны). Данная величина r_a^* пересчитывается в величину первого, тормозного, импульса ΔV_1 по формуле:

$$\Delta V_{1} = V_{\pi 0} - V_{\pi 1},$$

$$V_{\pi 0} = \sqrt{V_{\infty}^{2} + \frac{2\mu_{M}}{r_{1}}},$$

$$V_{\pi 1} = \sqrt{\frac{2\mu_{M}}{r_{1}} \frac{r_{\alpha}^{*}}{r_{1} + r_{\alpha}^{*}}},$$

где r_1 – наименьшее расстояние в периселении гиперболы подлёта у Луны; V_{∞} – модуль скорости при подлёте на бесконечности.

В рамках априорной проверки возможности выведения КА на орбиты с заданными величинами большой полуоси a_f и наклонения i_f было проведено моделирование двухимпульсного перехода КА на высокую круговую орбиту ИСЛ с радиусом a_f более 5 тыс. км для даты подлёта 01.05.2030. Рассматривались варианты подлёта КА к Луне как с севера N, так и с юга S. При этом величина конечного наклонения i_f изменялась в диапазоне от 45° до 135° с шагом $\Delta i_f = 1^\circ$, а величина оскулирующего апоцентра r_{α}^* – от 35 тыс. км с шагом $\Delta r_{\alpha}=1$ тыс. км. Для каждого конечного наклонения *i_f* расчёт проводился до момента, когда фактическое расстояние в удалённой точке становилось больше радиуса СДЛ $R_{\rm CДЛ}$, или до момента, когда радиус конечной орбиты становился меньше радиуса Луны *R*_м.

На рисунке 3 представлены результаты анализа возможности двухимпульсного выведения КА на высокие круговые орбиты ИСЛ радиусом более 5 тыс. км. Если радиус конечной круговой орбиты получался меньше 5 тыс. км, то считали, что такие траектории не подходили, и показателю возможности двухимпульсного решения P присваивалось значение «0». Если же радиус a_f получался большим или равным 5 тыс. км – показателю возможности P такого решения присваивалось значение «1».

Из анализа рисунка 3 видно, что для даты подлёта 01.05.2030 для траекторий N-варианта переход на круговую орбиту радиусом более 5 тыс. км возможен для конечных наклонений $i_f \in [76^\circ; 135^\circ]$, а для траекторий S-варианта – для конечных наклонений $i_f \in [66^\circ; 135^\circ]$. Также видно, что для даты подлёта КА к Луне 01.05.2030 выведение на высокие орбиты радиусом более 5 тыс. км возможно для всех орбит с обратным движением вне зависимости от варианта подлёта. При этом выведение на орбиты с прямым движением имеет ограничения: оно невозможно при выведении на наклонения от 45° до 65° для S-варианта и от 45° до 75° для N-варианта. Исходя из анализа рисунков 1 и 3, а также из принципиальной возможности выведения на полярную ($i_t=90^\circ$) орбиту радиусом более 5 тыс. км для обоих вариантов подлёта с севера N и с юга S, в качестве допустимого конечного радиуса выбираем $a_{t}=5$ тыс. км.

3.2. Второй этап: алгоритм решения задачи

В процессе дальнейшего поиска решения был разработан алгоритм построения траектории полёта КА с двухимпульсным переходом на высокие круговые орбиты ИСЛ, представляющий собой решение сразу двух однопараметрических краевых задач.

Одна задача – внешняя, при которой варьируется величина оскулирующего апоцентра r_{α}^{*} , а контролируется радиус конечной круговой орбиты ИСЛ a_{f} .



рисунок 3. Показатель *P* возможности двухимпульсного выведения КА на высокие полярные круговые орбиты радиусом *a_f* более 5 тыс. км с разными наклонениями для даты подлёта 01.05.2030 (синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант; *P*=0 – выведение невозможно, *P*=1 – выведение возможно)

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ВЫСОКИЕ ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВУХИМПУЛЬСНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

Внешние итерации продолжаем до момента, когда рассогласование конечного радиуса $\Delta a_f = a^* - a_f$, где $a_f = 5$ тыс. км, станет меньше $\varepsilon_a = 50$ м. Вторая задача – внутренняя, в ней варьируется подлётное наклонение i_0 , а контролируется конечное i_f . Внутренние итерации продолжаем пока рассогласование конечного наклонения $\Delta i_f = i_f^* - i_f$, где $i_f = 90^\circ$, больше $\varepsilon_i = 0.001^\circ$.

3.3. Третий этап: результаты решения краевой задачи

В рамках третьего этапа работы был проведён анализ двухимпульсного выведения КА на высокую круговую полярную (*i*=90°) орбиту ИСЛ радиусом *a*_{*j*}=5 тыс. км. Для этого применялся описанный выше метод решения краевой задачи. На рисунках 4–10 представлены результаты такого анализа.







рисунок 5. Величина второго, тормозного, импульса для вариантов подлёта КА к Луне с севера *N* и с юга *S* для 2030 года (двухимпульсный переход, синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант)



рисунок 6. Суммарная характеристическая скорость двухимпульсного перехода КА на конечную орбиту ИСЛ для вариантов подлёта КА к Луне с севера *N* и с юга *S* для 2030 года (синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант)



рисунок 7. Величина оскулирующего апоцентра r_{α}^{*} для вариантов подлёта КА к Луне с севера N и с юга S для 2030 года (двухимпульсный переход, синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант)



рисунок 8. Расстояние в удалённой точке для вариантов подлёта КА к Луне с севера *N* и с юга *S* для 2030 года (двухимпульсный переход, синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант)



рисунок 9. Длительность нахождения КА на орбитах вокруг Луны для вариантов подлёта КА с севера *N* и с юга *S* для 2030 года (двухимпульсный переход, синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант)



рисунок 10. Подлётное наклонение КА i_0 для вариантов подлёта КА с севера N и с юга S для 2030 года (двухимпульсный переход, синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант, конечное наклонение $i_{i}=90^{\circ}$)

Из анализа рисунков 4–6 видно, что величины первого и второго импульсов меняются в диапазонах от 170 до 303 м/с и от 327 до 350 м/с, а суммарная характеристическая скорость – от 520 до 629 м/с. Таким образом, в случае двухимпульсного выведения масса КА на конечной орбите составляет от 1645.2 до 1708.2 кг. Также из анализа видно, что данные величины слабо меняются в зависимости от варианта подлёта КА к Луне, они отличаются в пределах 10 м/с.

Из анализа рисунков 7 и 8 видно, что графики величины оскулирующего апоцентра r_a^* и расстояния в удалённой точке r_a имеют похожее поведение. При этом величина оскулирующего апоцентра r_a^* меняется в пределах от 42.5 до 64.2 тыс. км (рисунок 7), а расстояние в удалённой точке r_a – от 40 до 62.6 тыс. км (рисунок 8).

Из анализа вариантов подлёта КА к Луне с севера N и с юга S видно, что длительность нахождения КА на орбитах вокруг Луны до перехода на конечную орбиту для варианта подлёта с юга S меняется в более узком диапазоне (от 3.5 до 6.5 дней, разброс ~3 дня), чем для варианта подлёта с севера N (от 4.2 до 8.3 дня, разброс ~4.1 дня) (рисунок 9). Несмотря на то, что подлётное наклонение i_0 для S-варианта меняется в более широком диапазоне (от 32° до 81°, разброс ~42°), чем для N-варианта (от 52° до 68°, разброс ~16°), сходимость для S-варианта получилась лучше, чем для N-варианта, а решение искалось примерно в три раза быстрее (рисунок 10).

3.4. Трёхимпульсное выведение КА на высокие круговые орбиты ИСЛ

Траектория трёхимпульсного перехода внешне напоминает биэллиптический перелёт. Но она учитывает возмущения и реализует схему прямого перелёта КА от Земли с апсидальным трёхимпульсным



рисунок 11. Схема перелёта с трёхимпульсным манёвром торможения у Луны для перехода КА на высокую полярную круговую орбиту ИСЛ

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ВЫСОКИЕ ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВУХИМПУЛЬСНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

манёвром торможения у Луны, т.е. все три импульса скорости сообщаются в апсидальных точках траектории перелёта вдоль скорости. Этот вариант управления близок к оптимальному (Гордиенко Е.С., 2019; Гордиенко Е.С. и др., 2022) и в силу своей простоты был взят для сравнительного анализа с вариантом двухимпульсного торможения.

В таком случае первый, тормозной, импульс сообщается в периселении гиперболы подлёта T_0 на минимально возможном с точки зрения практической реализации расстоянии $r_1 = r_{\min} \approx R_M + 100$ км, и получается орбита T_1 . Второй, разгонный, импульс сообщается в апоселении (с учётом возмущений) высокоэллиптической орбиты T_1 на заданном расстоянии r_2 =45 тыс. км от центра Луны, и получается орбита T_2 . Третий, тормозной, импульс сообщается в перицентре высокоэллиптической орбиты T_2 и переводит КА на конечную полярную (i_f =90°) круговую орбиту ИСЛ радиусом a_f =5 тыс. км.

Схема трёхимпульсного торможения приведена на рисунке 11. При её реализации промежуточный импульс в удалённой точке 2 не только поднимает перицентр орбиты T_2 , но ещё и стабилизирует траекторию полёта КА, которая значительно слабее меняется под действием возмущений от гравитационного поля Земли, чем в двухимпульсном случае. Поэтому найти решение для трёхимпульсного торможения, как для варианта подлёта КА к Луне с севера N, так и с юга S, намного легче, чем для двухимпульсного.

Результаты анализа в случае трёхимпульсного выведения

На интервале дат в течение 2030 года также были проведены расчёты для траекторий полёта КА на Луну с одно- и трёхимпульсным переходами на высокую полярную круговую орбиту ИСЛ радиусом 5 тыс. км.

Результаты для случая трёхимпульсного выведения представлены на рисунках с 12 по 17. Из анализа рисунка 12 видно, что величина первого импульса меняется в диапазоне от 188 до 256 м/с и практически не зависит от варианта подлёта КА к Луне (отличие составляет ~5 м/с). На рисунке 13 величина второго импульса для N-варианта колеблется в пределах от 40 до 90 м/с и для S-варианта – от 10 до 55 м/с. Из анализа рисунка 14 видно, что величина третьего импульса варьируется для N-варианта от 328 до 338 м/с и для S-варианта – от 330 до 340 м/с. Из рисунка 15 видно, что суммарная характеристическая скорость для N-варианта меняется от 594 до 629 м/с, а для S-варианта – от 560 до 616 м/с. Таким образом, масса КА на конечной орбите для N-варианта составляет от 1645.8 до 1665.6 кг, а для S-варианта – от 1653.1 до 1685 кг.



рисунок 12. Величина первого, тормозного, импульса для вариантов подлёта КА к Луне с севера *N* и с юга *S* для 2030 года (трёхимпульсный переход, синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант)



рисунок 13. Величина второго, разгонного, импульса для вариантов подлёта КА к Луне с севера *N* и с юга *S* для 2030 года (трёхимпульсный переход, синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант)



рисунок 14. Величина третьего, тормозного, импульса для вариантов подлёта КА к Луне с севера N и с юга S для 2030 года (трёхимпульсный переход, синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант)


рисунок 15. Суммарная характеристическая скорость трёхимпульсного перехода КА на конечную орбиту ИСЛ для вариантов подлёта КА к Луне с севера *N* и с юга *S* для 2030 года (синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант)

Анализ рисунка 16 показал, что в случае трёхимпульсного перехода подлётное наклонение i_0 для N-варианта меняется в диапазоне от 43° до 67° (разброс ~24°), а для S-варианта от 55° до 77° (разброс ~22°). При этом изображённый на рисунке 17 график длительности нахождения КА на орбитах вокруг Луны до перехода на конечную орбиту показывает, что её величина для S-варианта меняется в более узком диапазоне (от 3.76 до 3.97 дней, разброс ~0.21 день), чем для N-варианта (от 3.83 до 4.28 дня, разброс ~0.45 дня).

Из сравнения рисунков 9 и 17 видим, что поведение графиков длительности нахождения КА на орбитах вокруг Луны для двух- и трёхимпульсной схем выведения похоже, разброс для S-варианта меньше, чем для N-варианта.







рисунок 17. Длительность нахождения КА на орбитах вокруг Луны в случае трёхимпульсного перехода КА на конечную орбиту ИСЛ для вариантов подлёта КА к Луне с севера *N* и с юга *S* для 2030 года (синий цвет – N-вариант, оранжевый цвет – S-вариант)

4. Результаты сравнительного анализа трёх схем выведения

На рисунке 18 приведены зависимости суммарной характеристической скорости выведения для одно-, двух- и трёхимпульсного манёвров торможения при переходе на конечную полярную круговую орбиту ИСЛ радиусом 5 тыс. км.

На рисунке 19 представлены сравнительные выигрыши схем перехода на высокую полярную ($i_{f}=90^{\circ}$) орбиту ИСЛ радиусом $a_{f}=5$ тыс. км на каждую из дат подлёта КА к Луне в 2030 году. Очевидно, что выигрыш трёхимпульсного выведения над одноимпульсным $\delta V_x^{(3-1)}$ меняется в пределах от ~35 до ~102 м/с для N-варианта и от ~60 до ~136 м/с для S-варианта. Выигрыш двухимпульсного над трёхимпульсным



рисунок 18. Суммарная характеристическая скорость перехода КА на конечную орбиту ИСЛ для вариантов подлёта КА к Луне с севера *N* и с юга *S* для 2030 года (серый цвет – одноимпульсный; синий цвет – двухимпульсный N-вариант, оранжевый цвет – двухимпульсный S-вариант, фиолетовый цвет – трёхимпульсный N-вариант, красный цвет – трёхимпульсный S-вариант)

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ВЫСОКИЕ ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВУХИМПУЛЬСНОГО ТОРМОЖЕНИЯ



рисунок 19. Сравнительные выигрыши схем перехода на высокую полярную (*i_j*=90°) орбиту ИСЛ радиусом *a_j*=5 тыс. км на каждую из дат подлёта КА к Луне в 2030 году, где (1-2N) и (1-2S) – индексы, обозначающие выигрыши двухимпульсного перехода КА над одноимпульсным переходом для N-варианта и для S-варианта; (3N-2N) и (3S-2S) – индексы, обозначающие выигрыши двухимпульсного перехода КА над трёхимпульсным для N-варианта и для S-варианта соответственно; (1-3N) и (1-3S) – индексы, обозначающие выигрыши трёхимпульсного перехода над одноимпульсным для N-варианта и для S-варианта соответственно

 $\delta V_x^{(2-3)}$ составляет от ~-3 до ~88 м/с для N-варианта и от ~-32 до ~62 м/с для S-варианта. Выигрыш двух-импульсного над одноимпульсным $\delta V_x^{(2-1)}$ составляет от ~95 до ~135 м/с для N-варианта и от ~96 до 135 м/с для S-варианта.

Результаты анализа выведения КА на высокие полярные орбиты радиусом 5 тыс. км для рассмотренных схем сведены в таблицы 1—4. Таблица 1 содержит наибольшие и наименьшие величины суммарной характеристической скорости для трёх рассмотренных схем выведения и вариантов подлёта КА к Луне с севера N и с юга S. В таблице 2 приведены выигрыши двухимпульсной схемы выведения в сравнении с одно- и трёхимпульсной по суммарной характеристической скорости. В таблицах 3 и 4 приведены аналогичные характеристики для конечной массы КА.

Из анализа таблиц 1-4 видно, что выигрыш двухимпульсной схемы выведения по сравнению с одноимпульсной по суммарной характеристической скорости составляет от 108 до 117 м/с для N-варианта и от 109 до 122 м/с для S-варианта, а по конечной массе КА он меняется от 59.6 до 66.8 кг для N-варианта и от 60.1 до 69.7 кг для S-варианта. Аналогично выигрыш двухимпульсного перехода над трёхимпульсным: по суммарной характеристической скорости меняется от -1 до 69 м/с для N-варианта и от -13 до 40 м/с, а по конечной массе КА – от –0.6 до 39.7 кг для N-варианта и от -7.3 до 23.2 кг для S-варианта (знак «--» означает, что трёхимпульсный переход с максимальным расстоянием до Луны 45 тыс. км бывает выгоднее двухимпульсного). В таблицах 2 и 4 приведён выигрыш двухимпульсного варианта

выведения в сравнении с одно- и трёхимпульсным аналогами по суммарной характеристической скорости и по конечной массе КА как по величине, так и в процентном соотношении. При этом северные решения (*N*), как и южные (S) сопоставляются отдельно.

таблица 1 – Суммарная характеристическая скорость для трёх схем выведения КА на высокую круговую орбиту ИСЛ радиусом 5 тыс. км и вариантов подлёта КА к Луне с севера *N* и с юга *S*

	$\Delta V_f^{(1)}$, м/с	$\Delta V_{f}^{(2)}$, м/с		$\Delta V_f^{(3)}$, м/с	
вариант	N/S	Ν	S	N	S
наименьшая W	642	525	520	594	560
наибольшая W	738	630	629	629	616

таблица 2 – Выигрыши по суммарной характеристической скорости при использовании двухимпульсной схемы выведения относительно одно- и трёхимпульсной

DOMUGUT	$\Delta V_f^{(1-2)}$	²⁾ , м/с	$\Delta V_f^{(3-2)}$, м/с		
вариант	N	S	N	S	
наименьший б <i>W</i>	108 (17.14%)	109 (17.33%)	-1 (-0.16%)	-13 (-2.07%)	
наибольший б <i>W</i>	117 (22.29%)	122 (23.46%)	69 (13.14%)	40 (7.69%)	

таблица 3 – Конечная масса КА для трёх схем выведения

Dominant	$m_{f}^{(1)}$, кг	$m_{f}^{(2)}, \mathrm{KG}$		<i>m</i> ^{<i>f</i>⁽³⁾, кг}	
вариант	N/S	N	S	N	S
наименьшая <i>m_f</i>	1638.5	1705.3	1708.2	1665.6	1685.0
наибольшая <i>m</i> _f	1585.7	1645.2	1645.8	1645.8	1653.1

относительно одно- и трехимпульсной						
DOMUGUT	$\Delta m_f^{(2)}$	-1), КГ	$\Delta m_f^{(2-3)}$, кг			
вариант	Ν	S	N	S		
наименьший б <i>т</i> _f	59.6	60.1	-0.6	-7.3		
	(3.62%)	(3.65%)	(-0.03%)	(-0.44%)		
uaufan uni Sm	66.8	69.7	39.7	23.2		
наиоольший от	(3.92%)	(4.08%)	(2.33%)	(1.36%)		

таблица 4 – Выигрыши по конечной массе КА при использовании двухимпульсной схемы выведения относительно одно- и трёхимпульсной

заключение

1. Проведён анализ выведения КА на высокие полярные орбиты ИСЛ радиусом в 5 тыс. км, которые можно рассматривать для построения лунной спутниковой системы.

2. Выполнен анализ схем прямого перелёта КА от Земли к Луне с одно-, двух- и трёхимпульсным манёвром торможения при переходе на орбиту ИСЛ как с севера N (N-вариант), так и с юга S (S-вариант).

3. Предложена методика поиска двухимпульсной траектории выведения КА на высокую полярную круговую ОИСЛ. Эта методика была применена к анализу выведения на орбиту ИСЛ радиусом *a_f*=5 тыс. км и наклонением *i_f*=90° на интервале с 1 января по 31 декабря 2030 года для вариантов подлёта КА к Луне с севера и с юга. Были определены энергетические и геометрические характеристики перехода. Проведено сравнение результатов для двухимпульсного перехода с его одно- и трёхимпульсными аналогами.

4. Показано, что для заданной схемы выведения РН «Союз-2.1б» с РБ «Фрегат» выигрыш двухимпульсной схемы выведения по сравнению с одноимпульсной по суммарной характеристической скорости составляет от 108 до 117 м/с (от 17.1 до 22.3%) для N-варианта и от 109 до 122 м/с (от 17.3 до 23.4%) для S-варианта, а по конечной массе КА выигрыш меняется от 59.6 до 66.8 кг (3.62 до 3.92%) для N-варианта и от 60.1 до 69.7 кг (3.65 до 4.08%) для S-варианта. Также выигрыш двухимпульсного перехода над трёхимпульсным (*r*_{max}=45 тысяч км): по суммарной характеристической скорости меняется от -1 до 69 м/с (от -0.16 до 13.1%) для N-варианта и от -13 до 40 м/с (-2.07 до 7.7%) для S-варианта, а по конечной массе КА – от -0.6 до 39.7 кг (-0.03 до 2.33%) для N-варианта и от -7.3 (от 0.44 до 1.36%) до 23.2 кг для S-варианта (знак «-» означает, что трёхимпульсный переход с максимальным расстоянием до Луны 45 тыс. км бывает выгоднее двухимпульсного).

5. Показано, что траектория при трёхимпульсном торможении более стабильна, чем в случае двухимпульсного варианта. Поэтому актуальным становится вопрос анализа влияния ошибок выведения, измерений, выдачи импульсов как по модулю, так и по направлению на её характеристики. 6. Показано, что влияние возмущений так сильно воздействует на двухимпульсную траекторию, что подлётное наклонение i_0 в зависимости от даты перехода КА на орбиту ИСЛ меняется для N-варианта в пределах от ~52° до ~68°, а для S-варианта в пределах от ~39° до 81°; для трёхимпульсного N-варианта – от ~43° до ~67° и для трёхимпульсного S-варианта от ~55° до ~77°. Таким образом, диапазон изменения подлётного наклонения в двухимпульсном случае намного шире (~16°/~42°), чем в трёхимпульсном (~24°/~22°). Так же картина наблюдается и для времени нахождения на окололунных орбитах: в двухимпульсном – время меняется от ~3.5 до ~8.3 дня (разброс ~4.8 дня), а в трёхимпульсном – от 3.76 до ~4.28 дня (разброс ~0.52 дня).

7. Расстояние в удалённой точке для трёхимпульсного варианта принято r_2 =45 тыс. км, в двухимпульсном случае его оптимальное значение меняется в пределах от 40 до 62.6 тыс. км, что приводит к нестабильности траектории. При этом траектории полёта S-варианта более стабильны, чем для N-варианта.

список литературы

Гордиенко Е.С. Методика оптимального выведения космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны // Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Научный руководитель: д. ф.-м. н. Ивашкин В.В. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 11 апреля 2019 г. 156 с.

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В. Использование трехимпульсного перехода для выведения космического аппарата на орбиты искусственного спутника Луны // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 3. С. 207-217.

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной спутниковой системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 40-54.

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В., Розин П.Е. Анализ траекторий выведения космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны // Космические исследования. 2022. Т. 60, № 3. С. 1-11.

Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение космического аппарата на высокую круговую окололунную орбиту // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 3. С. 5-12.

Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421. 2009. JPL IOM 343R-08-003.

Статья поступила в редакцию 14.03.2023 Статья после доработки 14.03.2023 Статья принята к публикации 14.03.2023 ОБОБЩЁННЫЙ МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ СТРУКТУР КЛАСТЕРА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ GENERALIZED METHOD OF SUBSTANTIATION OF BALLISTIC STRUCTURES OF THE CLUSTER OF EARTH REMOTE SENSING SMALL SPACECRAFTS



H.Ф. Аверкиев¹, профессор, доктор технических наук, vka@mil.ru; **N.F. Averkiev**



В.Ю. Клюшников², доктор технических наук, klyushnikovvy@ tsniimash.ru; **V.Y. Klyushnikov**



А.В. Кульвиц¹, доцент, кандидат технических наук, vka@mil.ru; **A.V. Kulvits**



Т.А. Житников¹, кандидат технических наук, vka@mil.ru; **Т.А. Zhitnikov**

В статье рассматриваются теоретические аспекты по обоснованию баллистических структур кластера малых космических аппаратов (МКА) дистанционного зондирования Земли. Исследуется возможность обоснования устойчивого пространственного положения МКА в составе кластера, которое обеспечит решение задачи дистанционного зондирования Земли.

Ключевые слова: малый космический annapam; баллистическая структура; кластер; структурная устойчивость; дистанционное зондирование Земли; космическая система.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.004

The article considers the theoretical aspects of the substantiation of the ballistic structures of the cluster of Earth remote sensing small spacecrafts (MKA). The article explores the possibility of substantiating of MKA stable spatial position in the cluster, which will provide a solution to the problem of Earth remote sensing.

Keywords: small spacecraft; ballistic structure; cluster; structural stability; Earth remote sensing; space system.

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

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

² АО «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

JSC «TsNIIMash», Russia, Moscow region, Korolev.

введение

Для решения задачи целого ряда задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) активно используются низкоорбитальные космические системы, состоящие из кластеров малых космических аппаратов (Палкин М.В., 2015; Лобанов А.Г., Семункина В.И., 2012; Клименко Н.Н., 2018). Примерами функционирующих космических систем, состоящих из кластеров МКА, являются: модернизированная система HawkEye 360 (США), Yaogan (Китай), Essaim, Elisa (Франция), Ceres (ЕС) и др. (Клименко Н.Н., 2018). Кроме того, в ряде стран развёрнуты работы по созданию принципиально новых низкоорбитальных МКА на базе унифицированных космических платформ.

Использование в орбитальных группировках Д33 кластеров МКА даёт следующие преимущества (Потюпкин А.Ю., Данилин Н.С., Селиванов А.С., 2017):

- значительное увеличение оперативности получения данных наблюдения за счёт создания необходимой по численности космической системы МКА;
- более быстрое внедрение новых технических разработок и технологий съёмки;
- увеличение надёжности космической системы за счёт её быстрого восполнения в случае необходимости;
- уменьшение затрат на создание и ввод в эксплуатацию МКА;
- всепогодный и круглосуточный мониторинг земной поверхности;
- высокое пространственное разрешение получаемой информации.

Однако для реализации указанных эффектов МКА должны совместно функционировать в составе целевых подсистем, получивших в специальной литературе наименование кластеров МКА.

Под кластером будем понимать совокупность МКА различного целевого назначения, не только совместно выполняющих общую задачу и воспринимаемых потребителем как единое целое, но и управляемых как единый космический объект (Клюшников В.Ю., 2016; Потюпкин А.Ю., Данилин Н.С., Селиванов А.С., 2017).

Как правило, функционирование бортовой аппаратуры определяет жёсткие требования к относительному положению МКА в составе кластера МКА во время орбитального полёта, поэтому при проектировании космических систем возникают дополнительные ограничения, которые существенно усложняют задачу обоснования баллистической структуры.

Баллистическая структура космической системы – это упорядоченное взаимное расположение КА (МКА) в околоземном пространстве, характеризуемое требуемыми соотношениями между элементами их орбит (ГОСТ Р 53802–2010, 2011). Баллистическая структура космической системы является основным оптимизируемым параметром, который определяет эффективность её функционирования. Так, орбитальное движение МКА в составе кластера МКА должно, с одной стороны, обеспечить реализацию разностно-дальномерного (интерферометрического и др.) метода, с другой – обеспечить устойчивое относительное положение МКА в составе кластера для заданного диапазона орбит (Петров А.С., Чиков В.А., Волченков А.С., 2021).

Вместе с тем, баллистическая структура самой космической системы, состоящей из кластеров МКА, должна обеспечивать и новые требования, например, пространственно-временные, тактико-технические и энергетические. Таким образом, баллистическая структура космической системы будет иметь многоуровневый характер с совокупностью требований и ограничений, в ряде случаев взаимно противоречивых (*Аверкиев Н.Ф., Житников Т.А., Кульвиц А.В.*, 2021).

1. Постановка задачи

Цель обобщённого метода: сформировать баллистическую структуру кластера МКА в составе трёх МКА, т.е. определить множество вида $O_k(a_k, e_k, i_k, \Omega_k, \omega_k, u_k)$, где k=1(1),...3 – номер МКА в составе кластера. Формируемая баллистическая структура обеспечит выполнение кортежа тактикотехнических требований и характеристик функционирования кластера МКА, кластерной космической системы, а также требуемые пространственно-временные и точностные характеристики потребителя.

Основные требования функционирования кластера:

1. Требования к функционированию бортовой аппаратуры (реализация методов многопозиционной пеленгации источников радиоизлучений (ИРИ)

$$d_{\min} \leq d_{ij}(t) \leq d_{\max}, \tag{1}$$

где d_{\min} , d_{\max} – минимальное и максимальное расстояние между МКА в кластере; $d_{ij}(t)$ –относительное расстояние между МКА; t – заданный интервал функционирования кластера МКА до проведения коррекции;

2. Требования к точностным характеристикам определения координат, скорости и направления ИРИ объекта:

$$\sigma_r \leq \sigma_r a_{ad}, \sigma_v \leq \sigma_v a_{ad}, \sigma_A \leq \sigma_A a_{ad}$$

где $\sigma_{r \, \text{зад}}$, $\sigma_{v \, \text{зад}}$, $\sigma_{A \, \text{зад}}$ – СКО определения координат, скорости и направления движения объекта ИРИ соответственно.

3. Требования к временному интервалу структурной устойчивости кластера МКА, обусловленному ограничениями на запасы характеристической скорости и возможностями системы коррекции.

ОБОБЩЁННЫЙ МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ СТРУКТУР КЛАСТЕРА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Обобщённый метод обоснования баллистических структур кластера МКА включает:

- аксиоматические положения обоснования баллистической структуры кластера МКА;
- метод формирования баллистических структур кластера МКА;
- динамическую модель функционирования кластера МКА;
- алгоритм фильтрации баллистических структур и систему показателей результативности функционирования кластера МКА.

2. Структурно-логическая схема обобщённого метода

Структурно-логическая схема обобщённого метода обоснования баллистических структур кластера МКА (рисунок 1) представляет собой последовательную совокупность взаимосвязанных действий по синтезу баллистических структур с последующей фильтрацией на основании вышеизложенных требований и ограничений.



рисунок 1. Структурно-логическая схема обобщённого метода

3. Аксиоматические положения обоснования баллистической структуры кластера МКА

В основе аксиоматических положений обоснования баллистической структуры кластера МКА лежат выявленные закономерности в классе эллиптических квазисинхронных орбит.

Под квазисинхронной орбитой понимают орбиту, трасса которой повторяется через определённый промежуток времени и для которой справедливо следующее равенство:

$$\frac{T_{\mathrm{s}\phi}}{T_{\mathrm{\Omega}}} = \frac{p}{q} = s,$$

где T_{Ω} – драконический период обращения КА (МКА); $T_{3\phi}$ – эффективные сутки, время полного оборота Земли относительно прецессирующего восходящего узла орбиты; p, q –два взаимно простых числа; s – количество оборотов КА (МКА) за эффективные сутки.

Аксиома 1. Кластер МКА, состоящий из k МКА, может быть сформирован из $\frac{k!}{3!(k-3)!}$ вариантов баллистических структур и при этом состоять из трёх МКА и обеспечивать заданные требования.

Аксиома 2. Для каждой квазисинхронной орбиты, трасса полёта которой характеризуется определённым числом витков в сутки, существует единственная круговая орбита и бесконечное множество эллиптических орбит.

Теорема 1. Среди множества квазисинхронных орбит существуют квазисинхронные эллиптические орбиты, которые, обладая разной геометрией и положением плоскости орбиты в пространстве, позволяют обеспечить заданную периодичность обзора и при этом будут компенсировать эффект от полярного сжатия Земли.

Теорема 2. Трассы полёта каждого МКА в составе кластера на разных орбитах обеспечивают одинаковый цикл замыкания трассы в случае когда справедливо следующее равенство:

$$\frac{T_{3\phi1}}{T_{\Omega1}} = \frac{T_{3\phi2}}{T_{\Omega2}} = \frac{T_{3\phi k}}{T_{\Omega k}} = \frac{p}{q} = s, k = 1(1), ...3.$$

Следствие 1. Постоянные характеристики относительного движения МКА в составе кластера МКА на разных орбитах могут быть обеспечены в случае равенства драконических периодов обращения орбиты МКА, т.е.

 $T_{\Omega 1} = T_{\Omega 2} = T_{\Omega 3}.$

Следствие 2. Предельное относительное расстояние между МКА в составе кластера МКА, движущихся на орбитах с одинаковыми драконическими периодами, повторяются через промежуток времени, равный $\frac{T_{\Omega}}{4}$, если орбиты круговые и $\frac{T_{\Omega}}{2}$ если хотя бы

одна из орбит эллиптическая.

Следствие 3. Среди множества квазисинхронных орбит, имеющих одинаковый драконический период обращения, существуют такие орбиты, прецессия восходящего узла которых для каждого МКА в составе кластера будет одинаковой: $\Delta\Omega_{1\text{век}1} = \Delta\Omega_{1\text{век}2} = \Delta\Omega_{1\text{век}k}, k = 1(1),...3.$

4. Метод формирования баллистических структур кластера МКА

На первом этапе (рисунок 1) формируется предварительный диапазон параметров орбит МКА: диапазон больших полуосей $a \in [a_{\min}, a_{\max}]$ и наклонений орбит $i \in [i_{\min}, i_{\max}]$ на основе тактико-технических характеристик средств выведения и условий функционирования бортовой аппаратуры.

В заданном диапазоне осуществляется поиск ближайшей (по заданной точности) по высоте квазисинхронной орбиты. С учётом значительного влияния разных циклов замыкания трассы за сутки на пространственно-временные характеристики космической системы рассматриваются несколько вариантов квазисинхронных орбит, например, пяти-, шестии т.д. суточных орбит (таблица 1).

таблица 1 – Квазисинхронные орбиты в диапазоне высот *Н*∈[900–1200] км

-	-			
$T_{2\Phi}$	53	66	79	93
T_{Ω}	4	5	6	7
S	13,25	13,2	13,167	13,28
H_{Π} , км	1159,07	1178,0	1162,3	1117,2

На втором этапе для каждой квазисинхронной орбиты осуществляется поиск параметров орбиты, т.е. формирование множества параметров орбит (a_m, e_m , *i*_m) обеспечивающих заданный цикл замыкания трассы и принадлежащих заданному диапазону параметров орбит МКА: $a \in [a_{\min}, a_{\max}]$, $i \in [i_{\min}, i_{\max}]$. При этом для устранения долгопериодических составляющих необходимо, чтобы баллистическая структура МКА в составе кластера имела аргумент широты перигея, равный $\omega_{\Pi} \approx \pm \frac{\pi}{2}$ (Эльясбер П.Е., 2011). Вариант такого пространственного положения МКА в составе космических систем успешно применятся на практике (КС White Cloud), а также при проведении космических экспериментов МКА различного целевого назначения. Кроме того, в данном случае существенно расширяется диапазон возможных параметров, обеспечивающих ограничение (1) в окрестностях точки вертекса (рисунок 2).

ОБОБЩЁННЫЙ МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ СТРУКТУР КЛАСТЕРА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ



рисунок 2. Расположение двух МКА для случая $\omega_{\Pi} \approx \frac{3}{2} \pi$

Затем, решая трансцендентное уравнение следующего вида

$$\frac{2\pi a^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu}} \left\{ 1 + \frac{3}{2}c_{20}\left(\frac{a_{3}}{a}\right)^{2} \left| \frac{1}{2} + \frac{5}{2} \left(\frac{\mu a^{2}(1-e)^{2}\left(\frac{2\pi}{T_{3B}} - \frac{2\pi}{T_{3\varphi}}\right)T_{3\varphi}}{3\pi\pi_{2}s} \right) \right| \right\} = \frac{T_{3\varphi}}{s},$$

где a – большая полуось орбиты; c_{20} – постоянная интегрирования второй зональной гармоники; ω_{Π} – аргумент широты перигея; a_{\Im} – экваториальный радиус Земли; $T_{_{3B}}$ – звёздные сутки, для квазисинхронных орбит заданного диапазона (таблица 1), получим множество квазисинхронных околокруговых орбит с разными относительными эксцентриситетами, которые позволят обеспечить требуемое относительное положение в пространстве на заданном интервале времени.

На рисунке 3 представлено множество квазисинхронных околокруговых орбит для цикла замыкания трассы p=93, q=7 и незначительно различающихся геометрией орбиты.



рисунок 3. Зависимость большой полуоси орбиты МКА от относительного эксцентриситета

Далее для каждого параметра орбиты МКА (a_m , e_m , i_m) осуществляется поиск множества баллистических структур кластера МКА, для которых выполняется условие относительного положения в кластере (1).

Таким образом, осуществляется поиск следующих параметров: прямого восхождения восходящего узла орбиты второго и третьего МКА – Ω_2 , Ω_3 и аргументов широты второго и третьего МКА – u_2 , u_3 с использованием уравнений

$$d_{12}(u_{2},\Omega_{2}) = d_{23}(u_{2},\Omega_{2},\Omega_{3}^{\max}),$$

$$d_{12}(u_{2},\Omega_{2}) = d_{\max},$$

$$d_{12}(u_{2},\Omega_{2}) = d_{23}(u_{2},\Omega_{2},\Omega_{3}^{\min}),$$

$$d_{12}(u_{2},\Omega_{2}) = d_{\min}.$$

Решая данную систему трансцендентных уравнений, находим Ω_2^{max} , u_2^{max} , и соответственно – Ω_2^{min} , u_2^{min} . Параметры Ω_2^{max} , u_2^{max} , а также Ω_2^{min} , u_2^{min} являются граничными значениями при организации перебора баллистических структур кластера МКА (рисунок 4).

Таким образом, получили область допустимых значений для второго и третьего МКА, при которых выполняется условие (1):

$$u_{2}^{\text{AOH}} \in [u_{2}^{\min}, u_{2}^{\max}] \cup [-u_{2}^{\min}, -u_{2}^{\max}];$$

$$\Omega_{2}^{\text{AOH}} \in [0, \Omega_{2}^{\max}];$$

$$\Omega_{3}^{\text{AOH}} \in [\Omega_{3}^{\min}, \Omega_{3}^{\max}];$$

$$u_{3}^{\text{AOH}} \in [u_{3}^{\min}, u_{3}^{\max}] \cup [-u_{3}^{\min}, -u_{3}^{\max}].$$

На третьем этапе с использованием разработанной динамической модели функционирования кластера МКА (2) осуществляется прогноз движения каждого МКА в составе кластера и анализ степени влияния возмущающих факторов на баллистическую структуру.



рисунок 4. Область допустимых решений

5. Динамическая модель функционирования кластера МКА

Динамическая модель функционирования кластера МКА представляет собой систему точных уравнений движения МКА-1 относительно МКА-2, с которым связана подвижная орбитальная система координат (ПОСК), и уравнений движения МКА-3 относительно МКА-2:

$$\begin{split} \ddot{x} - 2\dot{y}\omega - x\omega^{2} - y\dot{\omega} + \frac{\mu}{\left(r_{2}^{2} + D^{2} + 2r_{2}y\right)^{\frac{3}{2}}} x = S_{\text{отн}}, \\ \ddot{y} + 2\dot{x}\omega - y\omega^{2} + x\dot{\omega} + \frac{\mu}{\left(r_{2}^{2} + D^{2} + 2r_{2}y\right)^{\frac{3}{2}}} (r_{2} + y) - \\ -\frac{\mu}{r_{2}^{2}} = T_{\text{отн}}, \end{split}$$

$$\begin{split} \ddot{z} + \frac{\mu}{\left(r_{2}^{2} + D^{2} + 2r_{2}y\right)^{\frac{3}{2}}} z = W_{\text{отн}}, \end{split}$$

$$\end{split}$$

$$\begin{aligned} (2)$$

где $x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ — соответственно координаты и проекции скорости МКА-1 относительно МКА-2 (базового); \vec{r}_1, \vec{r}_2 — радиус-вектор МКА-1, -2 соответственно; $\omega, \dot{\omega}$ — угловая скорость и угловое ускорение вращения относительной системы координат; $S_{\text{отн}}$, $T_{\text{отн}}, W_{\text{отн}}$ — проекции относительных возмущающих ускорений. В процессе интегрирования на каждом шаге решаются уравнения Кеплера вида (3), Гаусса и находится истинная аномалия 9:

$$t - \tau = \frac{T_c}{2\pi} (E - e\sin E). \tag{3}$$

Для случая, когда $\omega_{\Pi 1} = \omega_{\Pi 2} = \pm \frac{\pi}{2}$, формула расчёта сидерического периода обращения МКА примет следующий вид:

$$T_{\rm c} = T_0 \left\{ 1 + \frac{3}{2} c_{20} \left(\frac{a_3}{a_0} \right)^2 \left[2 - \frac{3}{2} \sin^2 i_0 \right] \right\}$$

Затем рассчитывается фокальный параметр по формуле $p=a(1-e^2)$ и радиус-вектор по формуле $r = \frac{p}{1+\cos\vartheta}$. Часть этих параметров будет использоваться для связи с правыми частями (проекциями относительных ускорений) дифференциального уравнения (2). Также необходимо учесть, что для случая возмущённого движения они будут являться функцией времени $e(t), r(t), p(t), \vartheta(t), \dot{\vartheta}(t)$.

Угловая скорость и угловое ускорение в ПОСК рассчитываются по следующим формулам

$$\omega = \dot{\vartheta}_2 = \frac{\sqrt{\mu p_2}}{r_2^2}, \ \dot{\omega} = -2e_2\sqrt{\frac{\mu}{p_2}}\frac{1}{r_2}\sin\vartheta_2\dot{\vartheta}_2,$$

где ϑ_2 – истинная аномалия МКА-2; p_2 – фокальный параметр МКА-2.

ОБОБЩЁННЫЙ МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ СТРУКТУР КЛАСТЕРА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ



рисунок 5. Проекции возмущающих ускорений двух МКА

Получим формулы для расчёта относительных ускорений. Рассмотрим случай движения двух МКА. Обозначим текущее положение МКА-1, -2 на орбите через $\vec{r_1}$, $\vec{r_2}$, а угол между радиус-векторами – через ϕ (рисунок 5).

Тогда, используя рисунок 5, найдём проекции относительных ускорений МКА-1 относительно МКА-2

$$\begin{vmatrix} S_{\text{oth}} \\ T_{\text{oth}} \\ W_{\text{oth}} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} S_2 \\ T_2 \\ W_2 \end{vmatrix} - B_{\text{oth}21} \begin{vmatrix} S_1 \\ T_1 \\ W_1 \end{vmatrix},$$

где

$$B_{\text{oTH}\,21} = \begin{vmatrix} \cos\phi & \sin\phi & 0\\ \cos(A_2 - A_1)\sin\phi & \cos(A_2 - A_1)\cos\phi & \sin(A_2 - A_1)\\ \sin(A_2 - A_1)\sin\phi & -\sin(A_2 - A_1)\cos\phi & \cos(A_2 - A_1) \end{vmatrix},$$

$$\cos \varphi = \frac{r_1^2 + r_2^2 - d}{2r_1 r_2}.$$

Проекции возмущающих ускорений для каждого МКА *S*, *T*, *W* могут быть получены с помощью известных соотношений для расчёта действующих возмущений (Эльясберг П.Е., 2011).

Так, рисунок 6 показывает влияние различных возмущений (нецентральность гравитационного поля Земли, влияние Луны, Солнца) на относительные расстояния между МКА в составе кластера на интервале 90 суток. Для удобства анализа рассматривается влияние возмущений на предельные значения относительных расстояний на первом витке и на последнем (интервал прогноза 90 суток), т.е.

$$\Delta d_{\max} = d_{\max}(t_n) - d_{\max}(t_0),$$

$$\Delta d_{\min} = d_{\min}(t_n) - d_{\min}(t_0).$$

На четвёртом и пятом этапе формируется показатель результативности и фильтрация баллистических структур с требуемыми структурно-устойчивыми характеристиками с использованием результатов прогноза динамической модели кластера МКА.





таблица 2 – Значения показателей *J*₁ и *J*₂ для различных вариантов баллистических структур

$\frac{T_{\mathrm{b}\phi}}{T_{\Omega}}$	номер баллистической структуры	<i>J</i> ₁ , км/с	J_2
	1	0,071	0,799
	2	0,067	0,804
79	3	0,067	0,818
$\frac{1}{6}$	4	0,013	0,851
Ű	5	0,013	0,853
	6	0,022	0,857
	7	0,012	0,79
	8	0,0018	0,795
93	9	0,0018	0,812
7	10	0,0036	0,818
	11	0,0036	0,828
	12	0,0084	0,853
	13	0,0246	0,876
	14	0,0163	0,854
66	15	0,0043	0,829
$\frac{1}{5}$	16	0,0183	0,832
	17	0,043	0,833
	18	0,043	0,881

На шестом и седьмом этапе осуществляется формирование показателя результативности и фильтрация баллистических структур с требуемыми точностными характеристиками определения координат, скорости и направления источника радиоизлучения объекта.

Таким образом, каждая баллистическая структура кластера МКА может быть оценена с помощью двух показателей: $J_1(O_k)$ характеризующего структурную устойчивость, $J_2(O_k)$ характеризующего обеспечение требуемых точностных характеристик определения ИРИ – Обеспечение требуемых точностных характеристик определения координат, скорости и направления ИРИ каждой баллистической структурой кластера МКА может характеризоваться показателем следующего вида:

$$J_2(O_k) = \frac{1}{t_n} \int_0^{t_n} \xi_1(K_r, t) \xi_2(K_r, t) \xi_3(K_A, t) \xi_4(B, t) dt,$$

таблица 3 – Оптимальные баллистические структуры кластера МКА

номер баллистической структуры	$\frac{T_{\mathrm{p}\varphi}}{T_{\Omega}}$	номер МКА	а, км	e	і, град	ω, град	и, град	Ω, град
		1	7532,4	0,002	62,792	270	0	0
5	$\frac{79}{6}$	2	7532,4	0,004	62,792	270	1,43	0,07
	_	3	7532,4	0,006	62,793	271	0,501	1,184
	$\frac{93}{7}$	1	7485,3	0,004	75,503	270	0	0
12		2	7485,3	0,004	75,503	270	1,23	0,07
		3	7485,3	0,006	75,504	270	0,401	1,284
16		1	7518,7	0,003	62,0	270	0	0
	$\frac{66}{5}$	2	7518,7	0,004	62,01	270	1,33	0,1
	5	3	7518,7	0,006	62,02	270	0,401	1,184



рисунок 7. Двухплоскостное и трёхплоскостное построение кластера МКА

ОБОБЩЁННЫЙ МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ СТРУКТУР КЛАСТЕРА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

где $\xi_1(K_r, t)$, $\xi_2(K_v, t)$, $\xi_3(K_A, t)$ – параметры, представленные в виде булевых функций и характеризующие обеспечение требуемых точностных характеристик координат, скорости и направления ИРИ соответственно;

 $\xi_4(B, t)$ – параметр, характеризующий нахождение произвольной точки на поверхности Земли в совместной зоне обзора кластера МКА.

Чтобы свести данную многокритериальную задачу к однокритериальной, необходимо выделить один (главный, основной) критерий и стремиться обратить его в максимум (минимум), а на остальные частные критерии наложить только некоторые ограничения, потребовав, чтобы они были не меньше (больше) каких-то заданных величин (*Аверкиев Н.Ф., Клюшников В.Ю., Кульвиц А.В.*, 2022). Из практических соображений целесообразно показатель $J_1(O_k)$ задавать в виде ограничений на запасы характеристической скорости, т.е. рассматривать структурно устойчивые баллистические структуры, а показатель $J_2(O_k)$ – в виде максимума

$$\begin{cases} J_2(O_k) \longrightarrow \max_{O_k \in O_k^{\text{non}}} \\ J_1(O_k) \le \Delta V_{\text{xap}}^{\text{san}}, \end{cases}$$

причём рассматриваемые баллистические структуры должны принадлежать множеству допустимых баллистических структур $O_k \in O_k^{\text{доп}}$.

Результаты расчёта показателя $J_1(O_k)$ и $J_2(O_k)$ для квазисинхронных орбит с циклом замыкания трассы полёта $\frac{T_{3\phi}}{T_{\Omega}} = \frac{66}{5}, \frac{79}{6}, \frac{93}{7}$ представлены в таблице 2.

Оптимальные баллистические структуры кластера МКА для трёх вариантов квазисинхронных орбит: $T_{2\Phi}$ 79 93 66

 $\frac{T_{3\phi}}{T_{\Omega}} = \frac{79}{6}, \frac{93}{7}, \frac{66}{5}$ приведены в таблице 3. Как видно

из таблицы, параметры орбит МКА незначительно различаются как по геометрии орбиты, так и по положению в пространстве, что позволяет обеспечить оптимальные точностные характеристики при требуемой структурной устойчивости кластера МКА.

Таким образом, для всех вариантов оптимальных баллистических структур возможны два пространственных расположения МКА в составе кластера: двухплоскостное и трёхплоскостное на орбитах, незначительно различающихся геометрией и расположением в пространстве (рисунок 7).

заключение

Рассмотренный в статье обобщающий метод позволяет обосновать баллистическую структуру кластера МКА, которая обеспечивает выполнение целевой задачи и удовлетворяет совокупности тактико-технических требований и ограничений. В основе предложенного метода лежат свойства и закономерности квазисинхронных эллиптических орбит, в рамках которых происходит синтез и дальнейшая фильтрация баллистических структур кластера МКА.

список литературы

Аверкиев Н.Ф., Кульвиц А.В., Житников Т.А. Многоуровневая баллистическая структура кластерной орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли // Известия Самарского научного центра РАН. 2021. Т. 21, № 3. С. 105-114.

Аверкиев Н.Ф., Клюшников В.Ю., Кульвиц А.В. Прикладные аспекты коррекции кластера малых космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 11-18.

ГОСТ Р 53802–2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения. М.: Стандартинформ, 2011. 29 с.

Клименко Н.Н. Современные низкоорбитальные космические аппараты для геолокации и идентификации источников радиоизлучения // Воздушно-космическая сфера. 2018. № 2. С. 48-57.

Клюшников В.Ю. Построение кластеров малых космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 6. С. 423-428.

Лобанов А.Г., Семункина В.И. К вопросу о баллистическом построении при проведении интерферометрической съёмки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 41-47.

Палкин М.В. Концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полёта // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 8. С. 100-115.

Петров А.С., Чиков В.А., Волченков А.С. Обзор методов и алгоритмов продольной интерферометрии для селекции и оценки параметров движущихся целей с помощью космических РСА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 33-43.

Потюпкин А.Ю., Данилин Н.С., Селиванов А.С. Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Т. 4, вып. 4. С. 45-56.

Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. Изд. 2-е. М.: Либроком, 2011. 544 с.

Статья поступила в редакцию 31.01.2023 Статья после доработки 01.02.2023 Статья принята к публикации 02.02.2023

РАДИАЦИОННОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛУНОХОДОВ

RADIATION IMPACT DURING THE OPERATION OF PROMISING LUNAR ROVERS



Е.В. Власенков¹, acnupaнm, veb@laspace.ru; **E.V. Vlasenkov**



H.M. Хамидуллина¹, кандидат физикоматематических наук, nmx@laspace.ru; **N.M. Khamidullina**

Анализ радиационного воздействия при эксплуатации луноходов на Луне предполагает комплексное исследование радиационной стойкости (РС) бортовых устройств и аппаратуры, и радиационной безопасности экипажа. Вопросы РС лунохода были подробно освещены в работе (Власенков Е.В. и др., 2019). В настоящей статье рассматриваются уровни радиационного воздействия ионизирующего излучения космического пространства и радиоизотопных источников, расположенных на борту лунохода, на организм космонавта. Расчёты основаны на типовом сценарии строительных работ при создании лунной базы в соответствии с мировыми тенденциями освоения Луны и выполнены с применением трёхмерных моделей перспективных луноходов и разработанного программного комплекса, позволяющего учитывать вклад искусственных радиоизотопных источников и космического излучения. Результаты расчёта позволяют оценить уровень радиационной опасности для космонавтов и допустимое время их работы при непосредственной эксплуатации лунохода на поверхности Луны.

An analysis of the radiation impact during the operation of lunar rovers on the Moon involves a comprehensive study of both the radiation hardness (RH) of on-board devices and equipment, and the radiation safety of the crew. The RH issues of the lunar rover were presented in detail in the work (Vlasenkov E.V. et al., 2019). This article discusses the exposure levels of ionizing radiation from space and radioisotope sources located on board the lunar rover on the astronaut's body. The calculations are based on a typical scenario of construction work during the creation of a lunar base in accordance with the global trends in the exploration of the Moon and are performed using three-dimensional models of promising moon rovers and a developed software package that allows taking into account the contribution of both artificial radioisotope sources and cosmic radiation. The results of the calculation make it possible to estimate the level of radiation hazard for astronauts and the permissible time of their work during the direct operation of the lunar rover on the surface of the Moon.

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

РАДИАЦИОННОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛУНОХОДОВ

Ключевые слова: трёхмерная модель лунохода; эквивалентная доза; радиоизотопный источник тепла; ионизирующие излучения космического пространства; солнечная вспышка; радиационная безопасность.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.006

введение

В обозримом будущем предполагается полномасштабное освоение Луны не только роботами, но и людьми в условиях их длительного пребывания на специализированных лунных базах (Довгань В.Г., Моишеев А.А., 2020). Параллельно с Россией в настоящее время исследованием Луны занимаются Соединённые Штаты Америки с партнёрами, Китай, Южная Корея, Объединённые Арабские Эмираты, Израиль, Индия (Железняков А.Б., 2019).

Один из этапов российской перспективной программы освоения Луны предполагает отработку средств доступа на поверхность планеты, первые пилотируемые полёты на поверхность Луны, создание и размещение на Луне первых элементов посещаемой базы (Райкунов К.Г., 2022). К этому времени на поверхности Луны должны функционировать тяжелые луноходы, выполняющие научные задачи и обеспечивающие поддержку пилотируемых миссий, особенностью которых является наличие на борту радиоизотопных источников тепла (РИТ), необходимых для обеспечения теплового режима аппаратуры в условиях лунной ночи длительностью около 14 суток и температуры поверхности, опускающейся до -190°С. Таким образом, важно еще на этапе проектирования оценить не только радиационную стойкость аппаратуры и устройств КА и луноходов (Власенков Е.В. и др., 2019), но и уровень облучения космонавтов в период перелёта и при работе на поверхности Луны от РИТ и ионизирующего излучения космического пространства (ИИКП) путём расчёта эквивалентных доз. Полученные результаты необходимо сравнивать с предельно допустимыми значениями эквивалентной дозы для космонавтов, что является расчётным подтверждением обеспечения радиационной безопасности экипажей лунных миссий на стадии проектных проработок. В настоящее время отсутствуют общепринятые мировые стандарты с нормативами радиационной безопасности для космонавтов, совершающих длительные полеты в межпланетном пространстве, однако для оценок можно использовать разработанные нормативы для орбитальных полетов, тем более, что радиационные условия там могут быть более «жесткими», т.к. полеты частично или полностью проходят в радиационных поясах Земли – областях захваченной Key words: lunar rover 3d-model; equivalent dose; radioisotope heat sources; space ionizing radiation; solar flare; radiation safety.

радиации (*Memoduческие рекомендации MP ФМБА*, 2021; Assessment of radiation exposure of astronauts in space, 2013). Согласно (*Memoduческие рекомендации MP ФМБА*, 2021), профессиональный предел дозы составляет 1,0 Зв, годовой предел – 300 мЗв, предел за 30 суток – 150 мЗв. Именно на эти значения мы и будем в дальнейшем ориентироваться при оценке радиационной опасности для космонавтов в период их деятельности на Луне.



рисунок 1. Общий вид базовой самоходной платформы тяжёлого лунохода

приборный отсек

рисунок 2. Общий вид базовой самоходной платформы тяжёлого лунохода с установленными РИТ

1. Рассматриваемая конфигурация лунохода

К моменту реализации этапа строительства лунной базы на поверхности Луны будут функционировать тяжелые луноходы-строители, причем как в автоматическом режиме, так и под управлением космонавта. Проектирование космической техники на современном этапе освоения космического пространства, как правило, выполняется по модульному принципу, и основным структурным элементом для создания тяжёлых луноходов различного назначения будет типовая базовая самоходная платформа, представленная на рисунке 1, см., например, (Дудоров Е.А., 2022; Довгань В.Г., Моишеев А.А., 2020; Головин Ю.М., Гафаров А.А., 2012).

Базовая самоходная платформа тяжелого лунохода представляет собой силовую раму, в которую интегрирован отсек для размещения приборного оборудования, закрытый со всех сторон тепловыми сотопанелями; на двух из них установлены восемь РИТ, по четыре РИТ на каждой стороне (рисунок 2).

2. Радиационные условия функционирования экипажа на поверхности Луны

В настоящей работе для оценки уровней влияния всех видов источников ионизирующих излучений на организм человека используется понятие эквивалентной дозы, характеризующее эффекты радиационного биологического воздействия (*Козлов В.Ф.*, 1991).

В процессе пилотируемого освоения Луны на космонавтов действует как космическая радиация, так и ионизирующее излучение РИТ, расположенных на борту лунохода. Для учёта вклада в суммарную эквивалентную дозу от воздействия ИИКП следует оперировать такими понятиями как, длительность орбитального перелёта, срок пилотируемой миссии на поверхности Луны и защищённость космонавта при работах на лунной поверхности (в скафандре или при работах в обитаемом отсеке посадочного модуля), т.е. значениями толщины массовой защиты. В случае рассмотрения эквивалентной дозы от воздействия РИТ важнейшими характеристиками являются длительность работы космонавта с луноходом, имеющим в своём составе РИТ, и значения непосредственных расстояний от РИТ до космонавта при различных видах работ.

2.1. Космическое пространство

На рассматриваемом этапе освоения Луны предполагается, что лунная база будет функционировать в режиме посещения для формирования инфраструктуры базы. При выполнении данного расчёта рассмотрим два варианта длительности пребывания экипажа на Луне – 14 суток (минимальный случай) и один земной год (максимальный случай), при этих сценариях учтём длительность перелёта к Луне и обратно по перспективной траектории для функционирования орбитального КА на гало-орбите общей длительностью 42 дня (https://www.nasa.gov/image-feature/ artemis-i-map).

Расчёты параметров воздействия ИИКП проводились в соответствии с (*OCT 134-1044-2007-изм.1*, 2017) с помощью программного комплекса COSRAD (*Кузнецов Н.В. и др.*, 2011), включающего динамическую модель галактических космических лучей, ГКЛ, (*ГОСТ 25645.150-90*, 1991) и вероятностную модель солнечных космических лучей, СКЛ, (*ГОСТ P 25645.165-2001*, 2001).

Результаты расчётов эквивалентных доз за сферическими защитными экранами различной толщины от ГКЛ (фоновые условия в отсутствии солнечных вспышек) за один год длительности миссии представлены в таблице 1.

таблица 1 – Значения эквивалентных доз
за сферическими защитными экранами различной
толщины от ГКЛ (фоновые условия) за один год
пребывания космонавтов на Луне

массовая защита, г/см ²	протоны, Зв	нейтроны, Зв	ядра, Зв	суммарная доза, Зв
1,0	0,046	0,0033	0,658	0,708
3,0	0,051	0,0091	0,570	0,630
10,0	0,060	0,0325	0,355	0,447

Примечания

¹ Массовая защита 1 г/см² соответствует скафандру космонавта.

² Массовая защита 10 г/см² соответствует обитаемому отсеку

лунного модуля.

При оценке максимального радиационного воздействия на космонавтов принимается условие, что за время работы на поверхности Луны может произойти экстремальная солнечная вспышка, в результате которой образуются мощные потоки протонов и тяжёлых заряженных частиц.

Результаты расчётов эквивалентных доз за сферическими защитными экранами различной толщины от СКЛ за один год длительности миссии, в соответствии с (ГОСТ Р 25645.165-2001, 2001), представлены в таблице 2.

таблица 2 – Значения эквивалентных доз за сферическими защитными экранами различной толщины от СКЛ (экстремальные условия) за один год пребывания космонавтов на Луне

массовая защита, г/см ²	протоны, Зв	нейтроны, Зв	ионы, Зв	суммарная доза, Зв
1,0	10,70	0,0072	3,38	14,1
3,0	1,72	0,0072	0,33	2,07
10,0	0,22	0,0079	0,023	0,254

2.2. Радиоизотопные источники

Уровни воздействия РИТ на космонавта определяются, в первую очередь, расстоянием от источника излучения до космонавта и временем нахождения в непосредственной близости от источника. На данном этапе проектирования при расчёте вклада в дозу от радиоизотопных источников защитными свойствами скафандра космонавта можно пренебречь, т.к. поток частиц после прохождения массовой защиты ослабляется незначительно; однако на последующих этапах проектирования, зная реальную конструкцию скафандра, целесообразно проводить расчёты с учётом ослабления потока частиц от РИТ скафандром.

Максимальные значения мощности эквивалентной дозы (Зв/с) и эквивалентной дозы, создаваемой потоками нейтронов, гамма-излучением и рентгеновским излучением от одного типового РИТ за один год, в зависимости от расстояния от источника до объекта представлены на рисунках 3 и 4, из которых следует, что на расстояниях более 10 см эта зависимость хорошо описывается функцией 1/R² как в случае точечного источника.

3. Циклограмма работ космонавта

На первых этапах строительства лунной базы пилотируемые экспедиции будут иметь краткосрочный характер.

Рассмотрим миссию на поверхность Луны длительностью 14 суток; экипаж доставляется туда в лунном многоразовом пилотируемом корабле. В процессе пребывания на поверхности Луны космонавты должны работать по научной программе, предусматривающей работу как внутри жилого отсека лунного модуля, так и на поверхности планеты. Для расчётов радиационного воздействия на космонавта необходимо определить типовую циклограмму работ краткосрочной миссии, типовые работы с луноходом и расстояния от космонавта до РИТ при выполнении данных работ.

Предположительная типовая посуточная циклограмма работ космонавта на поверхности Луны в период краткосрочной миссии (14 суток) представлена в таблице 3. В связи с тем, что конкретная программа работы космонавта с тяжелым луноходом в настоящее время не определена, как наихудший случай принимается его работа в скафандре в непосредственной близости от лунохода в течение 6,5 часов (определяется ресурсом пребывания в скафандре, не более 7 часов).



рисунок 3. Зависимость мощности эквивалентной дозы от расстояния до РИТ



рисунок 4. Зависимость годовой эквивалентной дозы излучения от расстояния до РИТ



рисунок 5. Расположение космонавта рядом с луноходом («худший» случай), минимальное расстояние от РИТ до космонавта (~120 см)



рисунок 6. Расположение и порядковая нумерация РИТ

таблица 3 – Суточная циклограмма работ космонавта на поверхности Луны в период краткосрочной миссии (14 суток)

	длительность пребывания на поверхности Луны, сутки					
действующие факторы	внутри жилого отсека работа на поверхности Луны в скафандре		работа на поверхности Луны с луноходом			
	8	5	1			
КП	+	+	+			
РИТ	_	_	+			
Примечание – Знак «+» означает наличие воздействия, знак «-» – его отсутствие.						

таблица 4 – Рассчитанные эквивалентные дозы при работе космонавтов на поверхности Луны по циклограмме типовой краткосрочной миссии, включающей перелёт и пребывание на Луне длительностью 14 суток

	эквивалентные дозы, Зв					
действующие факторы	внутри жилого отсека	работа на поверхности Луны в скафандре	работа космонавта в скафандре с луноходом на поверхности Луны	за 14 суток пребывания на поверхности Луны		
«фоновые» условия КП (только ГКЛ)	0,0098	0,0097	0,0019	0,0214		
«экстремальные» условия КП (СКЛ) (за 3 часа)	0,254	1,76	-	-		
РИТ	0,000158		0,000158			
эквивалентная доз	0,0514					
суммарная эквивалентная д	0,073					
суммарная эквивалентная доза в скафандре +	1,833					

4. Расположение РИТ

Непосредственное расположение РИТ на луноходе определяется задачами обеспечения требуемого температурного диапазона на посадочных поверхностях под служебную и научную аппаратуру. В конструкции базовой самоходной платформы применены восемь РИТ, расположенных в нижней части лунохода. Рассмотрим наихудший расчётный случай, т.е. расположение космонавта в непосредственной близости к луноходу и, соответственно, наименьшее возможное расстояние до РИТ (рисунок 5), и определим расстояния от каждого РИТ до космонавта.

Расположение и порядковая нумерация РИТ показаны на рисунке 6.

5. Расчётные значения уровней эквивалентных доз

С учётом принятой длительности работ космонавта с луноходом (6,5 часа) и взаимного расположения РИТ и космонавта («худший» случай) получаем, что рассчитанное значение эквивалентной дозы от РИТ составляет 0,00016 Зв.

Рассмотрим случай, когда за время работы космонавта (защищённого только скафандром) на поверхности Луны, произойдёт экстремальная солнечная вспышка. Оценим дозу, полученную органами космонавта, расположенными непосредственно под скафандром (органы зрения, кожа и т.д.), т.е. под защитой 1 г/см². Предположим, что космонавту потребуется три часа, чтобы добраться до посадочного модуля. Принимая приблизительную длительность пиковых потоков частиц СКЛ за 24 часа, получаем, что накопленную за три часа эквивалентную дозу можно оценить, разделив величину дозы за защитой в 1 г/см² из таблицы 2 на восемь. С учётом вышесказанного получаем, что эквивалентная доза от СКЛ составит приблизительно 1,76 Зв.

Рассчитанные эквивалентные дозы при работе космонавтов на поверхности Луны по циклограмме типовой краткосрочной миссии длительностью 14 суток представлены в таблице 4.

При оценке эквивалентной дозы для более продолжительного пребывания экипажа на Луне принимается, что эта циклограмма, в первом приближении, представляет собой циклическое повторение циклограммы 14-суточной работы. Поэтому эквивалентные дозы в организме космонавта для годовой миссии в условиях отсутствия солнечных протонных событий равны примерно 26-ти эквивалентным дозам фонового излучения, полученным для случая 14-суточной миссии плюс доза за этап перелёта. Таким образом, получаем не более 560 мЗв, тем не менее, это больше годовой предельной дозы в 300 мЗв, установленной для орбитальных миссий, согласно (*Методические рекомендации МР ФМБА*, 2021).

В случае, когда солнечная вспышка застигнет космонавта вне жилого отсека в скафандре на значительном удалении от модуля, добраться до которого возможно в течение трёх часов, доза даже за 14 суток составит 1,76 Зв, что существенно превышает не только предел для 30 суток (150 мЗв), но и профессиональный предел дозы, составляющий, согласно (*Memoduческие рекомендации МР ФМБА*, 2021), величину 1,0 Зв. Это, конечно, является недопустимым в связи со значительным ущербом для здоровья космонавта (Шафиркин А.В., Григорьев Ю.Г., 2009).

выводы

1. Эквивалентная доза космонавта за 14 суток работы на поверхности Луны по циклограмме типовых краткосрочных миссий (в условиях спокойного Солнца) составляет 0,0216 Зв≈22 мЗв. Из них вклад РИТ не превышает 0,16 мЗв, что примерно равно 1% от общей дозы облучения.

2. Эквивалентная доза космонавта за 1 год работы на поверхности Луны по циклограмме типовых краткосрочных миссий (в условиях спокойного Солнца) составляет 0,56 Зв=560 мЗв. Из них вклад РИТ не превышает 4,1 мЗв (около 1% от общей дозы облучения). Важнейшим выводом, полученным при расчётах дозовых нагрузок на организм космонавта, является малый вклад РИТ в суммарную дозу (не более 1%), т.е. радиоизотопные источники тепла не представляют серьезной угрозы здоровью космонавта по сравнению с космическим излучением, даже при «фоновых» радиационных условиях. Однако при этом годовая доза превышает предел эквивалентной дозы за год (300 мЗв).

3. Большую опасность представляет экстремальная солнечная вспышка, если данное событие произойдёт, когда космонавт выполняет работы на поверхности Луны в скафандре на значительном удалении от посадочного модуля. Эквивалентная доза от СКЛ в некоторых важных органах космонавта при этом составляет 1,76 Зв, что почти в два раза превышает профессиональный предел в 1 Зв. В случае годовой работы космонавта на поверхности Луны суммарная эквивалентная доза с учетом экстремальной солнечной вспышки (при нахождении космонавта на поверхности Луны в скафандре вне посадочного модуля), этапа перелёта (42 суток), ГКЛ и РИТ составит 2,37 Зв, что более чем в 2 раза превышает профессиональный предел для длительных пилотируемых миссий и, соответственно, недопустимо при обеспечении безопасности космонавтов.

4. Эквивалентная доза в организме космонавта за солнечную вспышку за массовой защитой 10 г/см²

(в обитаемом отсеке) не превышает 254 мЗв, что вкупе с вкладом дозы на этапе ГКЛ и РИТ сопоставимо с годовым пределом в 300 мЗв.

5. Полученная космонавтами доза облучения (22 мЗв) за время работы в условиях спокойного Солнца по циклограммам типовых краткосрочных миссий длительностью 14 суток сопоставима с предельно допустимой дозой облучения персонала категории А, постоянно или временно работающего с источниками ионизирующего излучения на объектах атомной промышленности РФ. В соответствии с документом «Нормы радиационной безопасности НРБ-99», ПДЭД для категории А составляет 20 мЗв/год.

6. В случае годовой работы космонавта на поверхности Луны при нахождении космонавта в жилом отсеке в период экстремальной солнечной вспышки, а также с учётом этапа перелёта (42 суток) эквивалентная доза составит 870 мЗв, что превышает годовой предел в 300 мЗв, определённый в (*Memoduveские рекомендации MP* Φ*M*БA, 2021).

7. Для предотвращения смертельно опасного облучения космонавта необходимо размещать на посадочном модуле или на луноходах высокочувствительные детекторы потоков заряженных частиц космического пространства, способные уловить нарастание потока частиц при начале солнечной вспышки и заранее сигнализировать о необходимости возвращения космонавтов в отсек посадочного модуля или лунной станции.

На последующих этапах проектирования при расчёте радиационного воздействия на экипаж лунных миссий необходимо рассматривать предметные циклограммы работ космонавтов с оборудованием, содержащим в своем составе радиоизотопные источники, а также принимать во внимание ослабление потока частиц от радиоизотопных источников массовой защитой скафандра космонавта и конструкций посадочного модуля и/или обитаемой станции.

список литературы

Власенков Е.В., Зефиров И.В., Хамидуллина Н.М., Комбаев Т.Ш. Особенности проектирования луноходов с учётом радиационного воздействия космического пространства и бортовых радиоизотопных источников тепла // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 12-19.

Головин Ю.М., Гафаров А.А. В тесном содружестве – от самолетов до космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 74-80.

ГОСТ 25645.150-90. Галактические космические лучи. Модель изменения потоков частиц. М.: Госстандарт, 1991. 10 с.

ГОСТ Р 25645.165-2001. Лучи космические солнечные. Вероятностная модель потоков протонов. М.: Госстандарт, 2001. 10с.

Довгань В.Г., Моишеев А.А. Первенцы космических робототехнических комплексов (к 50-летию «ЛУНОХОДА-1») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 21-29.

Дудоров Е.А. Робототехнические системы космического назначения // Космическая техника и технологии. 2022. № 3. С. 66-80.

Железняков А.Б. Космическая деятельность стран мира в 2018 году // Инновации. 2019. № 3. С 17-24.

Козлов В.Ф. Справочник по радиационной безопасности. 4-е изд. М.: Энергоатомиздат, 1991. С. 7.

Кузнецов Н.В., Малышкин Ю.М., Николаева Н.И., Ныммик Р.А. и др. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер.: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2011. Вып. 2. С. 72-78.

Методические рекомендации МР ФМБА 17.01-2021. Ограничение облучения космонавтов при околоземных космических полетах (ООКОКП-2021). М., 2021. 15 с.

ОСТ 134-1044-2007-изменение 1. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установление требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения. 2017. 252 с.

Райкунов К.Г. Цели и задачи автоматических робототехнических средств на начальном этапе развертывания автоматической научной станции // Сборник тезисов 33-й Международной научно-технической конференции «Экстремальная робототехника» г. Санкт-Петербург, 29-30.09.2022. С. 353.

Шафиркин А.В., Григорьев Ю.Г. Межпланетные и орбитальные космические полеты. Радиационный риск для космонавтов (радиобиологическое обоснование). М.: ЗАО Изд-во Экономика, 2009. 639 с.

Assessment of radiation exposure of astronauts in space. ICRP Publication 123. Ann. ICRP, 2013. 42(4). 361 p.

*URL: https://*www.nasa.gov/image-feature/artemis-imap (дата обращения: 10.03.2023).

Статья поступила в редакцию 14.03.2023 Статья после доработки 14.03.2023 Статья принята к публикации 14.03.2023

ТРИБОЛОГИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ГАЗОНЕПРОНИЦАЕМОГО ЭРОЗИОННОСТОЙКОГО ПОКРЫТИЯ ИЗ ОКСИДА АЛЮМИНИЯ, СИНТЕЗИРОВАННОГО МЕТОДОМ АТОМНО-СЛОЕВОГО ОСАЖДЕНИЯ

А.В. Блошенко¹, кандидат физикоматематических наук, kerc@elnet.msk.ru; **A.V. Bloshenko**

Р.Н. Ризаханов², кандидат физикоматематических наук, nanocentre@kerc.msk.ru; **R.N. Rizakhanov** **В.В. Кошлаков**², доктор технических наук, kerc@elnet.msk.ru; **V.V. Koshlakov**

С.К. Сигалаев², кандидат физикоматематических наук, nanocentre@kerc.msk.ru; S.K. Sigalaev

TRIBOLOGICAL PROPERTIES OF GAS-TIGHT EROSION-RESISTANT ALUMINUM OXIDE COATING SYNTHESIZED BY ATOMIC LAYER DEPOSITION

O.C. Зилова³, кандидат технических наук, info@src-w.ru; O.S. Zilova

E.H. Козлов⁴, conmet@conmet.ru; E.N. Kozlov

В статье приведены результаты исследования комплексом физических методов нанотолщинного газонепроницаемого эрозионностойкого покрытия из оксида алюминия, полученного методом атомнослоевого осаждения, до и после его контакта с высокотемпературной восстановительной газовой средой в течение 1500 с. Установлено, что после этого указанные покрытия не изменились. Сделан вывод о перспективности использования этих покрытий для антиэррозионной защиты поверхностей, контактирующих с высокотемпературными газовыми потоками.

Ключевые слова: наноплёнки; адгезия; трибология; эрозионностойкие покрытия; высокая температура; газовые потоки.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.007

The article presents the results of investigation performed by the complex of physical methods of nanolayer gastight erosion-resistant aluminum oxide coating produced by atomic layer deposition before and after its contact with high-temperature reducing gas medium during 1500 seconds. It has been established that after that the mentioned coatings have not changed. It is concluded that these coatings are potential for anti-erosion protection of surfaces in contact with the high-temperature gas flows.

Keywords: nanofilms; adhesion; tribology; erosion-resistant coatings; high temperature; gas flows.

¹ Государственная корпорация «Роскосмос», Россия, г. Москва.

State Space Corporation Roscosmos, Russia, Moscow.

² АО ГНЦ «Центр Келдыша», Россия, г. Москва. State Scientific Center of the Russian Federation «Keldysh Research Center», Russia, Moscow.

³ ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ», Россия, г. Москва. MPEI, Russia, Moscow.

⁴ ООО «КОНМЕТ», Россия, г. Москва. CONMET, Russia, Moscow.

Методами инструментального индентирования (вдавливания) в соответствии с ГОСТ Р 8.748-2011 и ISO 14577 изучено газонепроницаемое эрозионностойкое покрытие из оксида алюминия до и после контакта с высокотемпературной восстановительной газовой средой. Установлено, что у покрытий из оксида алюминия Al_2O_3 толщиной 180–300 нм, полученных методом атомно-слоевого осаждения (ACO), после контакта в течение 1500 с при температуре (950±50) К с восстановительной газовой средой происходит снижение твёрдости примерно на четверть до 19,4 ГПа, при этом модуль Юнга возрастает примерно на 20% (до 287 ГПа). Прочность их адгезии после огневых испытаний остаётся практически неизменной.

Данная работа является продолжением исследований, результаты которых опубликованы в (Блошенко А.В., Кошлаков В.В., Ризаханов Р.Н., Сигалаев С.К. и др., 2022). Объектом исследований являются покрытия из оксида алюминия, синтезированные методом атомно-слоевого осаждения. В (Блошенко А.В., Кошлаков В.В., Ризаханов Р.Н., Сигалаев С.К. и др., 2022) методами растровой электронной, атомно-силовой микроскопии, спектроскопии комбинационного рассеяния света, рентгеновской дифрактометрии было показано, что в результате воздействия на покрытие газовой среды с температурой 950±50 К в течение 4500 с в нём не происходит фазово-структурных изменений, отсутствует унос материала, сохраняются антикоррозионные и эрозионностойкие свойства.

В настоящей работе исследуются изменения трибологических свойств покрытий после вышеописанных воздействий.

1. Измерение нанотвёрдости, модуля Юнга

Определение нанотвердости покрытий производилось на нанотвёрдомере NHT2-TTX фирмы CSM Instruments, позволяющем проводить испытания материалов методом индентирования в соответствии с ГОСТ Р 8.748-2011 и ISO 14577. Данный прибор предназначен для одновременного измерения твёрдости и модуля упругости с возможностью получения зависимости этих параметров от глубины погружения индентора, а также для измерения ползучести, релаксации материала, упругой и пластической деформации, твёрдости по Виккерсу и Мартенсу.

Условия испытаний и расчёта:

- максимальная нагрузка 1 мН;
- время приложения нагрузки и её снятия 30 с;
- длительность выдержки под нагрузкой 10 с;
- индентор алмазная пирамида Берковича;
- максимальная глубина погружения *h_m* 84 нм в сталь и 52 нм в покрытие <185 нм (толщина АСО покрытия на плоской шайбе);

- количество испытаний не менее 3;
- методика расчёта Оливера Фарра.

Метод Оливера – Фарра состоит в подборе параметров степенной функции, описывающей экспериментальную зависимость глубины погружения индентора (*h*) и площади контакта (*A*) от приложенной нагрузки (*P*), и расчёте твёрдости (*H*) и модуля Юнга (*E*)



рисунок 1. Диаграмма нагружения-снятия нагрузки для поверхности плоской полированной шайбы из 12X18H10T



рисунок 2. Диаграмма нагружения-снятия нагрузки для поверхности плоской полированной шайбы из 12X18H10T с покрытием до огневых испытаний

ТРИБОЛОГИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ГАЗОНЕПРОНИЦАЕМОГО ЭРОЗИОННОСТОЙКОГО ПОКРЫТИЯ ИЗ ОКСИДА АЛЮМИНИЯ, СИНТЕЗИРОВАННОГО МЕТОДОМ АТОМНО-СЛОЕВОГО ОСАЖДЕНИЯ



рисунок 3. Диаграмма нагружения-снятия нагрузки для поверхности плоской полированной шайбы из 12X18H10T с покрытием после огневых испытаний

по этим данным (Головин Ю.И., 2008). Значение твёрдости рассчитывается как отношение максимальной нагрузки P_{max} к площади проекции отпечатка $A_{3\phi\phi}(H=P_{\text{max}}/A_{3\phi\phi})$, а приведённый модуль упругости Юнга $E_{3\phi\phi}$ определяют исходя из площади $A_{3\phi\phi}(h)$ и зависимости контактной жёсткости S(h)=dP/dh, рассчитываемой из наклона верхней трети кривой разгружения ($E_{3\phi\phi}(h)=(\pi/2)S(h)/(A_{3\phi\phi}(h))^{1/2}$) (Шугуров А.Р., Панин А.В., Оскомов К.В., 2008). Размер отпечатка определяют при максимальной глубине погружения индентора h_m , допуская, что алмазный индентор совершенно не деформируется при индентировании.

Принцип действия, положенный в основу работы нанотвердомера, основан на статическом вдавливании наконечника (алмазной пирамиды) с одновременным измерением диаграммы приложения снятия нагрузки в координатах нагрузка/глубина вдавливания.

Для измерений использовались образцы в виде плоских полированных шайб: без покрытия, а также с ACO-покрытиями из Al_2O_3 толщиной 185 нм (*Блошенко А.В., Кошлаков В.В., Ризаханов Р.Н., Сигалаев С.К. и др.*, 2022) до и после огневых испытаний. Диаграммы приложения-снятия нагрузки для этих трёх случаев представлены на рисунках 1–3. Из рисунков следует, что величина глубины необратимой пластической деформации превышает таковую величину в ходе индентирования материала шайбы с покрытием, что указывает на существенно большую пластичность стали по сравнению с материалом покрытия.

Результаты измерений в ходе индентирования даны в таблице 1.

Твёрдость при индентировании АСО-покрытия из Al_2O_3 на стали марки 12Х18Н10Т при максимальной нагрузке 1 мН до огневых испытаний более чем в четыре раза превышает твёрдость поверхности самой стали и в среднем составляет 26,1 ГПа. Это несколько превышает твёрдость монокристаллического сапфира в 22 ГПа (*Krell A.*, 1995; *Синани А.Б., Дынкин Н.К., Литвинов Л.А., Коневский П.В. и др.*, 2009),

образец № характеристика образец с покрытием образец с покрытием Π/Π образец Al₂O₃ толщиной 185 нм Al₂O₃ толщиной 185 нм без покрытия до испытаний после испытаний 1 максимальная глубина индентирования h_m, нм 84±3 51±2 52±2 5,73±0,18 2 твёрдость при индентировании Н, ГПа 26,1±1,8 $19,4\pm1,7$ 3 модуль упругости Юнга при индентировании Е, ГПа 243 ± 28 248±14 287±18 4 приведённый модуль упругости Е*, ГПа 260±30 260±14 300±19 5 доля работы упругой деформации при индентировании η₁₇, % $24,1\pm2,5$ 65±3 $50,6\pm 2,5$

таблица 1 – Результаты измерений в ходе индентирования АСО-покрытий

Примечание – *E*^{*}=*E*/(1–v_s²), где v_s – коэффициент Пуассона материала образца, принят равным 0,29 (*Механические свойства конструкционных* и нержавеющих сталей).



а – испытание № 1;

б – испытание № 2;

В – испытание № 3.

рисунок 4. Изображение царапины в АСО-покрытии до огневых испытаний

что, вероятно, связано как с нанотолщинностью плёнки, так и с её аморфностью. При этом величина модуля Юнга для поверхности стали марки 12X18H10T без АСО-покрытия и с покрытием практически одинакова, т.е. в последнем случае измеряемый модуль упругости стремится к величине модуля упругости подложки, а не к величине модуля Юнга сапфира в 335 ГПа (Физико-химические свойства сапфира). Такое поведение модуля упругости для случая тонких покрытий на подложках принято объяснять тем, что поля упругих напряжений являются дальнодействующими, из-за чего даже при небольшой глубине проникновения индентора упругая деформация не локализуется внутри нанотолщинной плёнки, а достигает подложки и воздействует на неё (Шугуров А.Р., Панин А.В., Оскомов К.В., 2008).

После огневых испытаний твёрдость АСО-покрытия уменьшается примерно на четверть до 19,4 ГПа, что, вероятно, связано с уменьшением механических напряжений в покрытии в ходе испытаний. В то же время модуль Юнга возрастает примерно на 20% (до 287 ГПа), и это скорее всего связано с закалкой поверхности стали.

2. Измерение адгезионных свойств покрытия

Метод исследования: склерометрические испытания (тест «царапанием») для оценки адгезионных свойств покрытия проведены в соответствии с международными стандартами ASTM C 1624-05 и ASTM D 7187-05 с помощью скретч-тестера (CSM Instruments SA), оборудованного микро- (MST) и нано- (NST) модулями. Реализовывался режим линейно возрастающей нагрузки в диапазоне от 2 до 102 мН со скоростью приложения нагрузки в 100 мН/мин при длине царапины в 0,4 мм. Использовался алмазный сфероконический индентор с радиусом закругления в 2 мкм.

Результаты скретч-тестирования АСО-покрытия толщиной 185 нм на стали 12Х18Н10Т до огневых испытаний представлены на рисунках 4 и 5.

Стрелками на рисунке 4 отмечены места критического разрушения АСО-покрытия при нагрузке на инденторе примерно в 20,7 мН (рисунок 4а), 18,9 мН (рисунок 4б) и 22,2 мН (рисунок 4в).

На рисунке 5 представлены графики изменения силы трения *F*_t, коэффициента трения μ, остаточной

ТРИБОЛОГИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ГАЗОНЕПРОНИЦАЕМОГО ЭРОЗИОННОСТОЙКОГО ПОКРЫТИЯ ИЗ ОКСИДА АЛЮМИНИЯ, СИНТЕЗИРОВАННОГО МЕТОДОМ АТОМНО-СЛОЕВОГО ОСАЖДЕНИЯ



а – испытание № 1; б – испытание № 2; в – испытание № 3.

рисунок 5. Графики трёх измерений изменения силы трения *F*_t (сиреневая кривая), коэффициента трения µ (коричневая кривая) и глубины царапания *R*_d (зелёная кривая) по длине царапины ACO-покрытия из Al₂O₃ толщиной 185 нм на шайбе из стали марки 12X18H10T до огневых испытаний



- **а** испытание № 1;
- **б** испытание № 2;
- В испытание № 3.

рисунок 6. Царапины, полученные при скретч-тестировании электрополированной трубки из стали S316L с ACO-покрытием из Al₂O₃ толщиной 280 нм после огневых испытаний (*Блошенко А.В., Кошлаков В.В., Ризаханов Р.Н., Сигалаев С.К. и др.*, 2022). Стрелками отмечены места критического разрушения ACO-покрытия при нагрузке на инденторе примерно в 12,9 мH (**a**), 16,9 мH (**б**) и 20,3 мH (**B**)

таблица	2 –	Результат	ыскр	етч-тести	рования	пок	ытий
i a oriniqa		i esymbiai	bi enp		pobaiiiii	mon	, DI I IIII

№ п/п	образец	№ исп.	критическая нагрузка <i>P_c</i> , мН	коэффициент трения µ _с	остаточная глубина <i>R_{dc}</i> , мкм	ширина царапины Д _с , мкм
шайба из ст с АСО-г 1 тол до огн		1	20,7	0,2	0,17	3,6
	шайба из стали марки 12Х18Н10Т с ACO–покрытием из Al ₂ O ₃	2	18,9	0,18	0,26	3,5
	толщиной 185 нм	3	22,2	0,21	0,26	3,5
	до от невых испытании	cp.	21	0,2	0,23	3,5
шайба из ст с ACO- 2 тол после с		1	29,9	0,28	0,18	4,2
	шайба из стали марки 12Х18Н10Т с ACO–покрытием из Al ₂ O ₃	2	20,6	0,18	0,21	3,5
	толщиной 185 нм	3	20,4	0,2	0,19	3,5
	после от невых испытании	cp.	24	0,22	0,19	3,7
часть з 3 с А	часть электрополированной трубки	1	16	0,12	0,24	_
	из стали S316L	2	20,6	0,15	0,18	-
	с ACO-покрытием из AI ₂ O ₃ толщиной 280 нм	3	12,1	0,1	0,14	-
	до огневых испытаний	cp.	16	0,12	0,19	-
часть э 4 с А по	часть электрополированной трубки	1	12,9	0,1	0,21	-
	из стали S316L	2	16,9	0,15	0,14	-
	с АСО-покрытием из АІ ₂ О ₃ толщиной 280 нм	3	20,3	0,19	0,17	-
	после огневых испытаний	cp.	17	0,15	0,17	-

ТРИБОЛОГИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ГАЗОНЕПРОНИЦАЕМОГО ЭРОЗИОННОСТОЙКОГО ПОКРЫТИЯ ИЗ ОКСИДА АЛЮМИНИЯ, СИНТЕЗИРОВАННОГО МЕТОДОМ АТОМНО-СЛОЕВОГО ОСАЖДЕНИЯ



а – испытание № 1; б – испытание № 2; в – испытание № 3.

рисунок 7. Графики трёх измерений изменения силы трения F_t (сиреневая кривая), коэффициента трения μ (коричневая кривая) и глубины царапания R_d (зелёная кривая) по длине царапины в АСО-покрытии из Al₂O₃ толщиной 280 нм на трубке из стали S316L после огневых испытаний

глубины R_d по длине царапины при увеличении нагрузки P на инденторе. Критическая нагрузка, при которой происходит разрушение покрытия, составляет в среднем 21 мН до огневых испытаний (рисунки 4 и 5, таблица 2). Из рисунка 5 видно, что как сила трения F_t , так и коэффициент трения μ , при движении индентора сквозь плёнку малы и резко возрастают с момента разрушения плёнки и погружения индентора в сталь. При этом возрастает амплитуда биений величин F_t и μ , что свидетельствует о том, что аморфная плёнка оксида алюминия имеет существенно меньший коэффициент трения и величину размера составляющих её нанозёрен по сравнению со сталью, приповерхностная область которой состоит из намного более крупных микрозёрен.

Аналогичные скретч-тестирования были проведены и суммированы в таблице 2 для того же образца, прошедшего огневые испытания. Для ACO-покрытий на поверхности шайб из стали марки 12X18H10T после огневых испытаний критическая нагрузка разрушения чуть повышается, достигая в среднем 24 мH, таблица 2. Это, по-видимому, связано с увеличением прочности ACO-покрытия из-за снижения внутренних механических напряжений как в поверхностном слое стали, так и в самом ACO-покрытии вследствие их отпуска при огневых испытаниях.

Такие же испытания (рисунок 6) были проведены для ACO-покрытия из Al_2O_3 толщиной 280 нм, нанесённого на поверхность электрополированной трубки из стали S316L (*Блошенко А.В., Кошлаков В.В., Ри*заханов Р.Н., Сигалаев С.К. и др., 2022). Стрелками на рисунке 6 отмечены места критического разрушения ACO-покрытия при нагрузке на инденторе примерно в 12,9 мН (рисунок 6а), 16,9 мН (рисунок 6б) и 20,3 мН (рисунок 6в).

Для покрытия на электрополированной трубке из стали S316L при индентировании наблюдаются такие же, как и для покрытия на поверхности шайб, закономерности поведения величин силы трения F_t и коэффициента трения µ (рисунки 6 и 7, таблица 2).

В среднем критическая нагрузка составляет 16 мH для ACO-покрытия из Al_2O_3 на части электрополированной трубки из стали марки S316L до огневых испытаний и 17 мH – после огневых испытаний, т.е. прочность адгезии ACO-покрытия практически не изменилась.

Для ACO-покрытия на части электрополированной трубки из стали марки S316L критическая нагрузка ниже, чем для покрытия на шайбе из стали марки 12X18H10T. Это, возможно, связано с большей шероховатостью поверхности трубки по сравнению с шероховатостью шайбы (рисунки 4 и 6), что в случае трубки приводит к более неоднородному сцеплению покрытия по поверхности и к неоднородной структуре самого покрытия. Проведённые исследования характеристик плотных антиэрозионных ACO-покрытий из Al_2O_3 демонстрируют, что после огневых испытаний твердость ACO-покрытия уменьшается примерно на четверть (до 19,4 ГПа), при этом модуль Юнга возрастает примерно на 20% (до 287 ГПа). Элементный и фазовый состав ACO-покрытия и прочность его адгезии в ходе огневых испытаний остаются практически неизменными. Данное обстоятельство указывает на то, что детали и узлы с подобными покрытиями обладают повышенным ресурсом и надежностью функционирования.

Разработанное покрытие может найти применение для перспективных жидкостных ракетных двигателей многократного действия с восстановительным газогенератором (Добровольский М.В., 2020).

список литературы

Блошенко А.В., Кошлаков В.В., Ризаханов Р.Н., Сигалаев С.К. и др. Газонепроницаемое эрозионностойкое покрытие из оксида алюминия, синтезированного методом атомно-слоевого осаждения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 18-24.

Головин Ю.И. Наноиндентирование и механические свойства материалов в наношкале (обзор) // ФТТ. 2008. Т. 50, № 12. С. 2113-2142.

Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учеб. для высш. учеб. зав. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2020. 464 с.

Механические свойства конструкционных и нержавеющих сталей. Электронный pecypc https:// www.highexpert.ru/content/steels_and_alloys/steels. html (дата обращения: 01.04.2023).

Синани А.Б., Дынкин Н.К., Литвинов Л.А., Коневский П.В. и др. Твёрдость сапфира в различных кристаллографических направлениях // Известия Российской академии наук. Сер. физическая. 2009. Т. 73, № 10. С. 1463-1465.

Физико-химические свойства сапфира. Электронный ресурс https://rostox-n.com/ru/properties-of-sapphire (дата обращения: 01.04.2023).

Шугуров А.Р., Панин А.В., Оскомов К.В. Особенности определения механических характеристик тонких плёнок методом наноиндентирования // ФТТ. 2008. Т. 50, № 6. С. 1007-1012.

Krell A. Load dependence of hardness in sintered submicrometer Al_2O_3 and ZrO_2 // J. Am. Ceram. Soc. 1995. Vol. 78. P. 1417-1419.

Статья поступила в редакцию 04.04.2023 Статья после доработки 04.04.2023 Статья принята к публикации 04.04.2023

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ ФОРМИРОВАНИЯ СУБАПЕРТУРНОЙ СТРУКТУРЫ АФАР МИССИЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ РСА

A.C. Петров¹, профессор, доктор технических наук, aspetr50@mail.ru; A.S. Petrov THE PROCEDURE FOR FORMING APAA SUBAPERTURE STRUCTURE OF LOW-ORBIT SPACE SAR MISSIONS

AUTOMATION OF



Д.С. Дёмин¹, acnupaнm, dends@list.ru; **D.S. Demin**

Разработана автоматизированная процедура формирования субапертурной структуры активной фазированной антенной решётки (АФАР) миссий низкоорбитальных космических радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА), которая программно реализована на персональной ЭВМ. В качестве входных данных выступают следующие параметры антенной системы: коэффициент усиления, продольный и поперечный размеры апертуры, средняя и импульсная излучаемая мощности и максимально допустимые значения углов сканирования диаграммы направленности по азимуту и по углу места. В результате работы программы выдаются размеры группового излучателя решётки; заданный раскрыв антенны разбивается на субапертуры, состоящие из групповых излучателей; определяется общее число субапертур и групповых излучателей, а также пиковая мощность, приходящаяся на один излучатель, и рассчитывается нормированная диаграмма направленности решётки.

An automated procedure for the formation of the subaperture structure of the active phased antenna array (APAA) of low-orbit space SAR missions has been developed, which is programmatically implemented on a personal computer. The following antenna system parameters are used as input data: gain ratio, longitudinal and transverse aperture sizes, average and pulsed radiation power and maximum permissible values of the scanning angles of the radiation pattern in azimuth and in elevation. As a result of program operation, the dimensions of array group emitter are given; the specified antenna aperture is divided into subapertures consisting of group emitters; the total number of subapertures and group emitters is determined, as well as the peak power per emitter and the standardized array radiation pattern is calculated.

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

Ключевые слова:

радиолокатор с синтезированной апертурой; дистанционное зондирование земной поверхности; активная фазированная антенная решётка; диаграмма направленности; субапертура.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.008

введение

Современные миссии низкоорбитальных космических радиолокаторов с синтезированной апертурой работают в различных режимах дистанционного зондирования земной поверхности (ДЗЗ): маршрутном, детальном (телескопическом и скользящем детальном), обзорном, интерферометрическом, поляризационном и дифференциальном интерферометрическом, селекции движущихся целей и ряде других (*Bepбa B.C. и др.*, 2010; *Груздов В.В. и др.*, 2018, *https://www.researchgate.net/publication/330384080*, 2018; *Петров А.С., Чиков В.А., Волченков А.С.*, 2021).

Для безынерционного электронного управления диаграммой направленности (ДН) антенны, с помощью которого удаётся реализовать указанные выше режимы работы РСА, используются планарные и конформные активные фазированные антенные решётки, а также комбинированные системы, состоящие из малой антенной решётки и рефлектора (*https://www.researchgate.net/ publication/330384080*, 2018).

Использование АФАР в аппаратуре космических РСА налагает характерные требования, предъявляемые к их схемно-конструктивному исполнению, а также к элементной базе, входящей в состав приёмо-передающих модулей, в том числе к усилителям мощности и управляющим элементам: фазовращателям (ФВ), аттенюаторам (АТТ) и линиям задержки (ЛЗ) (Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С., 2018). При съёмке земной поверхности с помощью РСА также предъявляются серьёзные требования к параметрам системы стабилизации платформы на орбите (Ефанов В.В. и др., 2021).

Для анализа параметров РСА, работающего в различных режимах функционирования, необходимо выбирать следующие значения параметров антенной системы: коэффициент усиления антенны, продольный L_{ax} и поперечный L_{ay} размер апертуры, средняя $P_{\rm ср}$ и импульсная $P_{\rm имп}$ излучаемая мощность; максимальные углы сканирования ДН в радиолокационной системе координат по азимуту $\alpha_{\rm макс}$ и по углу места $\beta_{\rm макс}$.

Если задано азимутальное разрешение PCA в маршрутном режиме δ_x, то продольный размер Keywords: synthetic aperture radar; Earth remote sensing; active phased antenna array; radiation pattern; subaperture.

апертуры полагают несколько меньшим, чем $2\delta_x$ (часто с коэффициентом ~0.8–0.9); поперечный размер определяется требуемой шириной полосы захвата земной поверхности ДН антенны при заданных значениях длины волны l и максимального угла визирования $\beta_{\text{макс}}$ (*Петров А.С.*, 2021; *Петров А.С.*, 2022). Уровень мощности определяется затребованным значением радиометрической чувствительности в детальном режиме работы локатора.

Для снижения уровня побочных главных максимумов (ПГМ), возникающих (одновременно с основным) при угловом сканировании ДН АФАР, приходится ограничивать отношение расстояния между излучателями в решётке (её шага) к длине волны d/λ , исходя из известного условия (*Mailloux R.J.*, 1994; *Hansen R.C.*, 2001; *Скобелев С.П.*, 2010)

 $d/\lambda \leq [1+\sin(\theta)]^{-1}$,

где θ – угол отклонения ДН от нормали к апертуре.

Таким образом, чем больше угол сканирования, тем меньший шаг решётки придётся выбирать. В миссиях космических РСА угол сканирования ДН по углу места β_{макс} нередко на порядок превышает значение угла сканирования по азимуту α_{макс}.

Для минимизации общего числа излучателей на апертуре приходится выбирать различные значения шага решётки по двум осям, причём $d_x/\lambda > d_y/\lambda$, поскольку $\beta_{\text{макс}} > \alpha_{\text{макс}}$. Таким образом, различие углов сканирования по двум осям приводит к необходимости вполне определённой структуризации шага излучателей, расположенных на апертуре решётки по двум координатным осям.

В дополнение к этому, для достижения высокого разрешения РСА по наклонной дальности δ_r приходится расширять полосу частот $\Delta f_{\text{мод}}$ сигнала, модулирующего несущую частоту, поскольку $\delta_r \approx c/(2\Delta f_{\text{мод}})^{-1}$, где c – скорость света в вакууме. При его согласованной фильтрации во временной области формируется функция отклика (ФО), длительность которой $\tau_{cx} \sim 1/\Delta f_{\text{мод}}$. Показано (*Mailloux R.J.*, 1994; *Прилуцкий А.А.*, 2016), что для снижения искажения ФО задержка фронта электромагнитной волны $\Delta \tau$, падающей на различные точки апертуры антенны, не должна превышать 1/10 части от длительности τ_{cx} . Наличие этого условия означает, что апертуру

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ ФОРМИРОВАНИЯ СУБАПЕРТУРНОЙ СТРУКТУРЫ АФАР МИССИЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ РСА

решётки придётся разбить на субапертуры с размерами, при которых обеспечивается указанное выше ограничение. Компенсация временной задержки между сигналами на субапертурах выполняется следующим образом. К общему входу каждой из них подключается линия задержки, компенсирующая задержку сигнала, соответствующую (при заданных углах сканирования) времени прохождения волной пространственного интервала до центра каждой субапертуры, округлённого до времени прохождения целого числа длин волн. В результате временной сдвиг между сигналами, приходящими на фазовые центры всех субапертур, не превысит значения λ/c .

Одной из ведущих тенденций при создании космических систем ДЗЗ с использованием РСА стала реализация кластеров, состоящих из множества аппаратов с малой массой (от 50 до 300 кг), уменьшенным потреблением мощности по цепям питания, обладающих достаточно хорошими эксплуатационными характеристиками. В этой связи можно сделать ссылку на такие миссии, как ІСЕҮЕ (Финляндия, масса 70 кг), TecSAR (Израиль, масса 300 кг), созвездие Capella (США, масса 50 кг), Umbra (США, масса 65 кг), StriX (Япония, масса 150 кг) и ряд других. При реализации современных кластерных систем ДЗЗ встаёт двуединая задача формирования оптимального облика аппаратуры, во-первых, по совокупности базовых параметров РСА, а, во-вторых – по внутренней структурной организации применённой АФАР.

Цель работы состоит в создании и реализации на ЭВМ автоматизированной методики такого поэлементного и субапертурного структурного формирования апертуры АФАР космических РСА, при котором выполняются заданные ограничения по снижению коэффициента усиления антенны и уровня ПГМ, а также по времени задержки широкополосного сигнала при распространении электромагнитной волны на протяжённой апертуре антенны.

1. Структуризация апертуры АФАР

На рисунке 1 для примера изображены антенны космических PCA миссий TerraSAR-X и Cosmo-SkyMed (https://www.researchgate.net/ publication/330384080, 2018; http://cosmo-skymed.it). Отчётливо видна субапертурная структура AФAP; её предельно упрощённая схема с управляющими элементами представлена на рисунке 2. На схеме обозначено: ОИ – одиночный излучатель; ГИ – групповой излучатель, СБА – субапертура; АФАР – активная фазированная антенная решётка; УМ – усилитель мощности; ФВ – фазовращатель; АТТ – аттенюатор; ЛЗ – линия задержки; ЭВМ – управляющая ЭВМ.

В докладе на конференции (Saito H. et.al., 2019) представлен проект малой РСА с массой аппаратуры



a – TerraSAR-X с антенной решёткой PCA;**б** – АФАР миссии Cosmo-SkyMed.

рисунок 1. Космические аппараты двух миссий РСА



рисунок 2. Упрощённая структурная схема излучателей и управляющих элементов АФАР

100 кг, установленной на платформе, летящей на орбите с высотой 619 км. В маршрутном режиме Д33 миссия обеспечивает геометрическое разрешение 3 м, а в скользящем детальном – 1 м. Макет аппаратуры StriX (JAXA, Япония) этого проекта изображён на рисунке 3. В развёрнутом состоянии апертура антенны, состоящая из 7 секций, имеет размеры 4.9 м×0.7 м. Пиковая излучаемая мощность 1000 Вт.



рисунок 3. Макет аппаратуры малого PCA StriX (JAXA, Япония) с развёрнутой антенной, состоящей из семи секций

Пусть путём оценки параметров РСА определены требуемые значения размеров прямоугольной апертуры АФАР $L_{ax} \times L_{ay}$ по двум осям, максимальные значения углов сканирования её ДН в радиолокационной системе координат $\alpha_{\text{макс}}$ и $\beta_{\text{макс}}$, а также допустимые значения снижения уровня коэффициента направленного действия (КНД) при сканировании ДН в раздельности по углам $\alpha_{\text{макс}}$ и $\beta_{\text{макс}}$, а именно ΔL_x и ΔL_y . Кроме того, определено суммарное значение излучаемой импульсной мощности локатора $P_{\text{имп, \Sigma}}$, обеспечивающей требуемый уровень радиометрической чувствительности РСА. Приступим к формированию структуры решётки.

А. Оценка максимально допустимых размеров излучателей АФАР и уровня первого ПГМ

Будем полагать, что излучатели имеют прямоугольную форму с размерами $L_{_{\rm изл,x}} \times L_{_{\rm изл,y}}$. Нормированная ДН равномерно возбуждённой прямоугольной апертуры в направлении, заданном углами α и β в радиолокационной системе координат, определяется следующим образом:

$$L = 10 \log \left\langle \left\{ \operatorname{sinc}^{2} \left[\pi \left(L_{_{\mu_{3\Pi, \chi}}} / \lambda \right) \operatorname{sin}(\alpha) \cos(\beta) \right] \right\} \times \\ \times \left\{ \operatorname{sinc}^{2} \left[\pi \left(L_{_{\mu_{3\Pi, \gamma}}} / \lambda \right) \operatorname{sin}(\beta) \right] \right\} \right\rangle.$$
(1)

Из выражения (1) следует, что суммарное снижение уровня КНД из-за наличия в сканирующей АФАР прямоугольного излучателя раскладывается на две независимые составляющие

$$\Delta L$$
, $\Box E = \Delta L_x$, $\Box E + \Delta L_y$, $\Box E$.

При заданной длине волны λ максимально допустимые размеры излучателей определяются путём решения двух уравнений:

$$\operatorname{sinc}^{2} \left[\pi \left(L_{_{\mathrm{H3J},x}} / \lambda \right) \operatorname{sin}(\alpha_{_{\mathrm{MAKC}}}) \cos(\beta_{_{\mathrm{MAKC}}}) \right] - -10^{-0.1\Delta L_{_{x}}, \pi \mathrm{B}} = 0;$$
(2)

$$\operatorname{sinc}^{2} \left[\pi \left(L_{_{\mathrm{H3I}, \mathcal{Y}}} / \lambda \right) \sin(\beta_{_{\mathrm{MAKC}}}) \right] - 10^{-0.1 \Delta L_{_{\mathcal{Y}}}, \mathrm{d}\mathrm{b}} = 0.$$
(3)

Уровень побочного главного максимума, ближайшего к главному, оценивается следующим образом:

$$L_{\Pi\Gamma M} = 10 \log \begin{pmatrix} \left\{ \operatorname{sinc}^{2} \left[\pi L_{_{\mu \Im \Pi, \chi}}^{\prime - 1} \left(L_{_{\mu \Im \Pi, \chi}}^{\prime - 1} - \right) - \sin \left| \alpha_{_{M \operatorname{akc}}} \right| \cos \left| \beta_{_{M \operatorname{akc}}} \right| \right) \right] \right\} \times \\ \times \left\{ \operatorname{sinc}^{2} \left[\pi L_{_{\mu \Im \Pi, \psi}}^{\prime - 1} \left(L_{_{\mu \Im \Pi, \psi}}^{\prime - 1} - \right) - \sin \left| \beta_{_{M \operatorname{akc}}} \right| \right) \right] \right\}$$

$$(4)$$

где для сокращения записи введено обозначение $L'_{_{H3Л,\chi,y}}=L_{_{H3Л,\chi,y}}/\lambda$. Например, при $\alpha_{_{Makc}}=1.5^{\circ}$, $\beta_{_{Makc}}=15^{\circ}$ и $\Delta L_x=\Delta L_y=0.5$ дБ, решая уравнения (2) и (3), получим $L_{_{H3Л,\chi}}/\lambda=7.356$ и $L_{_{H3Л,y}}/\lambda=0.719$; поэтому $L_{_{H3Л,\chi}}/L_{_{H3Л,y}}\approx10.23$. Из соотношения (4) следует, что в этом случае $L_{_{ПГМ}}=-13.6$ дБ относительно главного лепестка ДН.

Б. Предварительная оценка числа излучателей, располагающихся по двум сторонам апертуры

Будем полагать, что одиночный излучатель решётки имеет форму квадрата с размерами сторон, совпадающими в размером излучателя по оси *y*, т.е. $L_{1,x} \times L_{1,y} = L_{\text{изл},y} \times L_{\text{изл},y}$. В групповом излучателе по оси *x* будет располагаться $N_{1,x} = \lfloor L_{\text{изл},x}/L_{\text{изл},y} \rfloor$ синфазно возбуждаемых одиночных излучателей, где символ [.] означает округление числа до ближайшего меньшего целого значения. Таким образом, размеры излучателя принимаются равными $L_{\text{изл},x} \times L_{\text{изл},y} = N_{1,x}L_{\text{изл},y} \times L_{\text{изл},y}$. Предварительно число излучателей, которые можно разместить на апертуре заданного размера, определится как

$$N'_{{\rm an},x} = \lfloor L_{ax}/L_{{\rm HJI,x}} \rfloor, N'_{{\rm an},y} = \lfloor L_{ay}/L_{{\rm HJI,y}} \rfloor, N'_{{\rm an},\Sigma} = N'_{{\rm an},x}N'_{{\rm an},y}.$$

В. Разбиение раскрыва решётки на субапертуры

Следует учесть, что апертура решётки разбивается не только на отдельные излучатели, но и на суба-

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ ФОРМИРОВАНИЯ СУБАПЕРТУРНОЙ СТРУКТУРЫ АФАР МИССИЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ РСА

пертуры, в которых излучатели группируются таким образом, чтобы временная задержка сигнала, распространяющегося между противоположными углами СБА, не превышала значения $\Delta \tau = 0.1 \tau_{c\pi} \approx 0.1 / \Delta f_{mog}$, где Δf_{mog} – ширина полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту; $\tau_{c\pi}$ – длительность сжатого сигнала после выполнения процедуры согласованной фильтрации. Электромагнитная волна за время $\Delta \tau$ пробежит расстояние $\Delta l = c \Delta \tau$, где – *c* скорость света.

При сканировании ДН под углами а_{маке} и β_{маке} между угловыми точками СБА сформируется пространственный набег, равный

$$\Delta l = (L_{C \in A, x} \mathbf{e}_x + L_{C \in A, x} \mathbf{e}_x) \mathbf{e}_r(\alpha_{\text{make}}, \beta_{\text{make}}) =$$
$$= L_{C \in A, x} \sin(\alpha_{\text{make}}) \cos(\beta_{\text{make}}) + L_{C \in A, y} \sin(\beta_{\text{make}}),$$

где $L_{CEA,x}$ и $L_{CEA,y}$ – размеры субапертуры по осям Xи Y; \mathbf{e}_x и \mathbf{e}_y – орты вдоль этих осей; $\mathbf{e}_r(\alpha, \beta)$ – радиальный орт в радиолокационной системе координат.

Положим, что на продольной стороне апертуры размещается n_x СБА, и тогда в каждой из них может находиться по $N_{\text{СБА},x} = \lfloor N'_{\text{ап},x}/n_x \rfloor$ излучателей, а длина СБА окажется равной $L_{\text{СБА},x} = N_{\text{СБА},x}L_{\text{изл},x}$. Предварительную оценку числа излучателей $N_{\text{СБА},y}$, располагающихся по ширине субапертуры, можно определить путём решения относительно него следующего неравенства:

 $L_{CDA,x}\sin(\alpha_{makc})\cos(\beta_{makc}) + N_{CDA,y}L_{\mu_{3J,y}}\sin(\beta_{makc}) < \Delta l = = c \Delta \tau = 0.1 c / \Delta f_{mod}.$

Окончательное значение числа субапертур, размещающихся на ширине апертуры:

$$n_{y} = [L_{ay}/L_{CEA,y}],$$

где $L_{CEA,y} = N_{CEA,y}L_{_{H33}}$

Г. Число излучателей по длине раскрыва и по его ширине

 $N_{\text{an,x}} = n_x N_{\text{CFA,x}}, N_{\text{an,y}} = n_y N_{\text{CFA,y}}.$

Д. Суммарное число излучателей на апертуре

 $N_{\Sigma} = N_{\mathrm{an},x} N_{\mathrm{an},y}$.

Е. Импульсная мощность, приходящаяся на один излучатель,

 $P_{{}_{\rm ИМП,1}} = P_{{}_{\rm ИМП,\Sigma}} / N_{\Sigma}.$

Ж. Определение числа дискретов в линиях задержки

Рассчитываем проекции координат центров СБА на направление максимальных значений углов сканирования ДН:

$$\Delta l_{m,n} = (n_x L_{CEA,x} \mathbf{e}_x + n_y L_{CEA,y} \mathbf{e}_y) \mathbf{e}_r(\alpha_{\text{макс}}, \beta_{\text{макс}}) =$$
$$= n_x L_{CEA,x} |\sin(\alpha_{\text{макc}}) \cos(\beta_{\text{макc}})| + n_y L_{CEA,y} |\sin(\beta_{\text{макc}})|.$$

Затем находим максимальное значение $\Delta l_{\text{макс}} = \max(\Delta l_{m,n})$. Целое число длин волн, соответствующее $\Delta l_{\text{макс}}$, равно $N_{\lambda} = |\Delta l_{\text{макс}}/\lambda|$. Число секций ЛЗ (помимо опорной) $N_{II3} = \lceil \log_2 N_{\lambda} \rceil$, где символ $\lceil . \rceil$ означает округление числа до ближайшего большего целого значения. Длины секций (за исключением опорной, в которой полагаем $l_0=0$) $l_p=2^{p-1}\lambda$, p=1,2,...,N_{ПЗ}. Значения длин волн, вносимых ЛЗ в отдельных субапертурах, определяются следующим образом. Находится минимальное значение $\Delta l_{\text{мин}} = \min(\Delta l_{m,n}),$ и ЛЗ, подходящей к этой апертуре приписывается нулевое значение задержки l₀=0. Затем вычисляются разности $\delta l_{m,n} = \Delta l_{m,n} - \Delta l_{\text{мин}}$ и, наконец, число длин волн, вносимых в тракт соответствующими ЛЗ, $N_{\lambda(m,n)} = |\delta l_{m,n}/\lambda|$.

3. Детали процедуры дискретизации фазовращателей, аттенюаторов и линий задержки описаны в (Петров А.С., Прилуикий А.А., Волченков А.С., 2018).

2. Пример структурирования апертуры АФАР

Как было сказано выше, за рубежом активно развивается направление разработки орбитальных группировок РСА с уменьшенными массой и габаритными размерами аппаратуры, а также потребляемой мощности по цепям питания. Поэтому для примера обратимся к системе ІСЕҮЕ. Основные параметры полезной нагрузки этой миссии, функционирующей в X-диапазоне частот, приведены в статье (Ignatenko V. et. al., 2020). Высота орбиты 570 км, размер апертуры антенной решётки 3.2 м×0.4 м, импульсная мощность 4 кВт, масса полезной нагрузки всего 95 кг. Система работает в следующих режимах – маршрутном, детальном и обзорном. Последний из них реализован по методу быстрого последовательного сканирования парциальных полос захвата - TOPSAR. Особенно отметим то примечательное обстоятельство, что в детальном режиме минимальное значение азимутального разрешения на земной поверхности составляет всего 20 см. В детальном и обзорном режиме антенная решётка сканирует своей диаграммой направленности по азимуту и по углу места.

Анализируя приведённые значения параметров РСА, приходим к выводу о том, что в отличие от РСА с большими массогабаритными характеристиками и увеличенным потреблением по цепям питания малые РСА могут обслуживать лишь уменьшенный диапазон углов визирования полосы захвата. При заданном диапазоне углов падения θ_n волны от 10° до 35° углы визирования центра полосы захвата $\theta_{\rm B}$ =arcsin[$(R_3 \sin \theta_n)/(R_3 + h_{\rm KA})$] при высоте полёта платформы $h_{\rm KA}$ =570 км будут изменяться лишь в интервале от 9.2° до 31.8° (здесь R_3 – радиус Земли).



рисунок 4. Сформированная структурная схема АФАР

Воспользуемся описанной выше методикой и проведём независимую оценку параметров системы ICEYE и возможного варианта структуризации апертуры её АФАР. Анализ с помощью методики, описанной в статьях (Петров А.С., 2021; Петров А.С., 2022), показал, что, в принципе, параметры и характеристики РСА миссии ICEYE, указанные в (Ignatenko V. et. al., 2020), можно обеспечить, используя предложенную малоразмерную АФАР. Однако полагаем, что уровень импульсной мощности следовало бы увеличить в 1.5–2 раза, доведя её вместо 4 кВт до 6–8 кВт.

Теперь предложим один из множества возможных вариантов структуризации АФАР системы ІСЕҮЕ. Входные данные процедуры $L_{ax}=3.2$ м, $L_{ax}=0.4$ м, $\alpha_{\text{макс}}=1.5^{\circ}$, $\beta_{\text{макс}}=15^{\circ}$ и $\Delta L_{x}=\Delta L_{y}=0.5$ дБ, *P*_{имп}=4000 Вт, λ=0.031 м, Δ*f*_{мод}=300 МГц. В результаты работы представленного здесь алгоритма, реализованного программно на персональной ЭВМ, получены следующие оценки параметров АФАР: размер одиночного излучателя 22.3 мм×22.3 мм, группового излучателя - 200.7 мм×22.3 мм с девятью расположенными по оси Ходиночными излучателями. Число субапертур по оси Х было задано равным четырём, а найденное значение СБА по оси У оказалось равным двум. В них имеется соответственно по четыре и девять групповых излучателей. Общее число субапертур восемь, а общее число групповых излучате-



рисунок 5. Треугольное расположение субапертур в конструкции АФАР

лей – 288. Получены близкие к заданным значения размеров апертуры по двум осям – 3.211 м×0.401 м. При уровне импульсной мощности 4000 Вт и найденном общем числе излучателей 288 на один излучатель пришлась бы импульсная мощность, равная 13.889 Вт.

Очевидно, полученный вариант разбиения решётки не является единственно возможным. Смысл разработанной процедуры в том, что она позволяет быстро сформировать различные варианты структуры апертуры, и в результате появляется возможность выбора наилучшего.

На рисунке 4 изображена сформированная структурная схема АФАР с прямоугольным размещением субапертур на раскрыве. Между тем, как следует из рисунка 16, в конструкции АФАР миссии Cosmo-SkyMed субапертуры размещены в треугольном порядке. Особенность формирования ПГМ в решётках с треугольным расположением субапертур на раскрыве проанализирована в статье (*Волченков А.С. и др.*, 2018). Поскольку в рассматриваемом случае всего две строки, состоящие из субапертур, то при сдвиге двух таких строк получится конфигурация АФАР, изображённая на рисунке 5.

3. Анализ ДН субапертурной РСА

Проведём анализ диаграммы направленности АФАР с указанными параметрами, используя методику, описанную в (Волченков А.С. и др., 2018; Петров А.С. и др., 2020; Петров А.С., Чиков В.А., 2021). Нормированную ДН такой решётки можно рассчитать с помощью выражения

 $F_{\mathrm{A}\Phi\mathrm{A}\mathrm{P}} = F_{\mathrm{\Gamma}\mathrm{H}}F_{\mathrm{C}\mathrm{E}\mathrm{A}}F_{\mathrm{J}\mathrm{A}\mathrm{P},\mathrm{C}\mathrm{E}\mathrm{A}}\Phi_{\mathrm{J}\mathrm{A}\mathrm{P}},$

которое представляет собой произведение парциальных ДН: $F_{\Gamma U}$ – группового излучателя; F_{CBA} – субапертуры; $F_{ЛАР,CBA}$ – линейной антенной решётки, в качестве элементов которой выступают СБА, расположенные в одной строке; $\Phi_{ЛАР}$ – сумма фазовых множителей, соответствующих взаимному пространственному сдвигу субапертурных строк

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ ФОРМИРОВАНИЯ СУБАПЕРТУРНОЙ СТРУКТУРЫ АФАР МИССИЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ РСА





a $-\alpha_0=0^\circ$, $\beta_0=0^\circ$; **6** $-\alpha_0=1.5^\circ$, $\beta_0=0^\circ$.

1 – результирующая ДН; **2** и **3** – ДН одиночного и группового излучателя соответственно

рисунок 6. Зависимость ДН отдельных излучателей и АФАР в целом от азимутального угла при двух углах сканирования

$$\Phi_{\text{JIAP}} = ny^{-1} \sum_{n=0}^{ny^{-1}} \exp\left\{-j\left(2\pi/\lambda\right) \left[M_n \Delta_x (u-u_0) + nL_{y,CEA}(v-v_0)\right]\right\},$$

где $M_n = |(-1)^n - 1|/2$, $n = 0, 1 ... n_y - 1$, $n_y - число$ субапертур по оси Y; $\Delta_x = 0.5 L_{_{H3Л,X}}$ – горизонтальный сдвиг между соседними субапертурными строками; $L_{y,CBA}$ – длина субапертуры по оси Y; $u = \sin\alpha \cos\beta$ и $v = \sin\beta$ – угловые переменные, заданные в плоскости направляющих косинусов.

ДН парциальных решёток $F_{\Gamma U}$, F_{CEA} и $F_{ЛАР,CEA}$ рассчитываются по известным формулам, приведённым в учебниках и монографиях по антенным решёткам (*Mailloux R.J.*, 1994; *Hansen R.C.*, 2001; *Скобелев С.П.*, 2010). Результаты представлены на рисунках 6 и 7.



а – прямоугольная субапертурная сетка узлов;
 б – треугольная субапертурная сеткой узлов при углах сканирования α₀=1.5°, β₀=0°.
 рисунок 7. Трёхмерная ДН АФАР

Из кривых, приведённых на рисунке 6, видим, что при $\alpha_0=0^\circ$, $\beta_0=0^\circ$ ПГМ отсутствуют, тогда как при сканировании ДН ($\alpha_0=1.5^\circ$, $\beta_0=0^\circ$) они проявляются, в области как главного, так и боковых лепестков. Отметим отличия в характере поведения ПГМ в решётках с прямоугольной субапертурной структурой и с треугольной сеткой узлов, рисунок 7. Видим, что даже в предельном случае треугольной структуры с всего двумя сдвинутыми друг относительно друга по оси Х субапертурными строками (см. рисунок 5) наблюдается расщепление надвое ПГМ с нечётными номерами, расположенных вдоль оси Х. Одновременно происходит понижение на 3 дБ амплитуд, соответствующих ПГМ. Данный эффект был детально проанализирован в статье (Волченков А.С. и др., 2018) для полной решётки с субапертурно треугольной сеткой узлов.

заключение

Разработан алгоритм элементной и субапертурной структуризации АФАР, который программно реализован на персональной ЭВМ. В качестве исходных данных задаются размеры апертуры, диапазон углов сканирования ДН антенны, ширина полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту, допустимый уровень снижения её коэффициента усиления и пиковая излучаемая мощность. В результате работы программы выдаются размеры группового излучателя решётки; заданный раскрыв антенны разбивается на субапертуры, состоящие из групповых излучателей; определяется общее число субапертур и групповых излучателей, а также пиковая мощность, приходящаяся на один излучатель. После задания совокупности входных параметров пользователь может управлять лишь одним из них – числом субапертур по продольной оси раскрыва. Запуск программы сразу приведёт к выполнению процедуры структуризация апертуры АФАР.

Наконец, рассчитывается нормированная ДН АФАР. Очевидно, существует множество различных вариантов структурирования решётки. Разработанная методика позволяет после выполнения расчётов выбрать тот из них, который по совокупности системных критериев оказывается предпочтительным.

список литературы

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.

Волченков А.С., Петров А.С., Прилуцкий А.А., Чиков В.А. Побочные главные максимумы в субапертурных антенных решётках космического базирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 100-106.

Груздов В.В., Колковский Ю.В., Криштопов А.В., Кудря А.И. Новые технологии зондирования Земли из космоса. М.: Техносфера, 2018. 482 с.

Ефанов В.В., Телепнев П.П., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В. Методологический аспект задачи структурной идентификации параметров динамической схемы космического аппарата. // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 3. С. 44-53.

Петров А.С. Методика оценки параметров низкоорбитальных космических радиолокаторов с синтезированной апертурой // Успехи современной радиоэлектроники. 2021. Т. 75, № 5. С. 46-59.

Петров А.С. Формирование облика низкоорбитальных космических систем дистанционного зондирования Земли // Успехи современной радиоэлектроники. 2022. Т. 76, № 5. С. 26-39. Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Формирование субапертурной структуры активной фазированной антенной решетки космического радиолокатора с синтезированной апертурой и выбор параметров её управляющих элементов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 81-90.

Петров А.С., Чиков В.А. Применение графических процессоров для кардинального ускорения процедура расчёта диаграммы направленности больших субапертурных АФАР // Успехи современной радиоэлектроники. 2021. Т.75, № 6. С. 19-26.

Петров А.С., Чиков В.А., Волченков А.С. Обзор методов и алгоритмов продольной интерферометрии для селекции и оценки параметров движущихся целей с помощью космических РСА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 1. С. 33-43.

Петров А.С., Чиков В.А., Волченков А.С., Прилуцкий А.А. Компьютерная программа для моделирования характеристик субапертурных АФАР, используемых в космических радиолокаторах с синтезированной апертурой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 1. С. 45-52.

Прилуцкий А.А. Возбуждение АФАР больших электрических размеров широкополосным ЛЧМсигналом // Электронная техника. Сер. 2. Полупроводниковые приборы. 2016. Вып. 1. С. 2-17.

Скобелев С.П. Фазированные антенные решетки с секторными парциальными диаграммами направленности. М.: Физматлит, 2010. 320 с.

Hansen R.C. Phased array antennas. John Wiley&Sons. 2001. 486 p.

Ignatenko V., Laurila P., Radius A., Lamentowski L. et al. ICEYE Microsatellite SAR Constellation Status Update: Evaluation Of First Commercial Imaging Modes // IGARSS. 2020. P. 3581-3584.

Mailloux R.J. Phased array antenna handbook. Artech House. 1994. 536 p.

Saito H., Pune B., Tanaka K. et al. Proto-Flight Model of SAR for 100 kg class Small Satellite // 2019 Conference on Small Satellite. SSC19-IV-01. P. 1-7.

URL: http://cosmo-skymed.it. COSMO-SkyMed System Description & User Guide (дата обращения: 10.01.2023).

URL: https://www.researchgate.net/publication/ 330384080. Research Results and Projects – Status Report 2011-2017. Microwaves and Radar Institute. Technical Report. October 2018. 287 р. (дата обращения: 10.01.2023).

Статья поступила в редакцию 10.03.2023 Статья после доработки 10.03.2023 Статья принята к публикации 10.03.2023

К ВОПРОСУ ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ ЭКВИВАЛЕНТНОГО УДАРНОГО ИМПУЛЬСА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



О.Г. Деменко¹, кандидат технических наук, 3335704@gmail.com; **О.G. Demenko**

Рассматривается проблема имитации эксплуатационного ударного нагружения элементов космического annapama (КА) при проведении его наземных испытаний на прочность. Предлагается использование одиночных механических ударов. Анализируется понятие эквивалентного механического удара. Обосновывается подход к определению величины и длительности эквивалентного удара.

Ключевые слова: ударная прочность КА; ударные испытания; ударный спектр нагрузки; имитация ударного нагружения.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.009

При эксплуатации современных космических аппаратов их конструкция, оборудование и бортовая аппаратура подвергаются действию значительных ударно-импульсных нагрузок, которые возникают в результате срабатывания пиромеханических или детонационных устройств, используемых в системах отделения КА, а также в различных системах раскрытия солнечных батарей, антенн, посадочных опор и других трансформируемых частей КА (*За*-

TO THE QUESTION OF DETERMINING THE PARAMETERS OF THE EQUIVALENT SHOCK IMPULSE DURING TESTING OF SPACECRAFT



A.C. Бирюков¹, кандидат технических наук, birukov@laspace.ru; A.S. Birukov

The problem of simulating operational shock loading of spacecraft elements during its ground strength tests is considered in this paper. It is proposed to use single mechanical shocks. The concept of equivalent mechanical impact is analyzed. Substantiates the approach to determining the magnitude and duration of an equivalent impact.

Keywords: shock strength of spacecraft; shock test; shock load spectrum; shock loading simulation.

гарских В.И., Кузин Е.Н., Ефанов В.В., 2022). В связи с этим к самому КА и его составным частям предъявляется требование ударной прочности.

Ударные нагрузки для каждого объекта, входящего в состав КА (прибор, агрегат, составная часть КА и т.д.), задаются в узлах его крепления. Эти нагрузки зависят от конструкции и мощности соответствующих пиромеханизмов, создающих первичную ударную нагрузку, а также от места расположения

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.
каждого объекта на КА и от динамических свойств самой конструкции КА, определяющих величину ослабления первичных ударных нагрузок при распространении ударной волны по конструкции КА. При реальной эксплуатации КА ударные нагрузки, действующие на каждую из его составных частей, строго индивидуальные; они отличаются величиной нагрузки, временем нарастания нагрузки и количеством колебаний конструкции в результате действия ударного импульса. Наиболее удобной и часто используемой характеристикой ударной нагрузки является её ударный спектр ускорений отклика, который показывает зависимость величин максимальных ускорений отклика одностепенных осцилляторов (каждый из которых настроен на свою собственную частоту), возбуждаемых рассматриваемым ударным воздействием, от собственных частот этих осцилляторов (ГОСТ Р 53190-2008).

Особенность ударных нагрузок в том, что они не поддаются предварительному расчёту и поэтому для проектирования всех частей КА задаются экспертно, с учётом установленных коэффициентов безопасности, на основе имеющихся прототипов или предварительных натурных ударных испытаний на специальных макетах, моделирующих реальную конструкцию. Причём эти нагрузки, как правило, задаются не для каждой отдельной части КА, а для больших групп таких частей. (Например, для всей бортовой аппаратуры КА чаще всего задаются единые требования по ударной прочности, независимо от места расположения на КА каждого отдельного блока.) Неизбежные при таком подходе неточности задания расчётной ударной нагрузки идут в запас прочности проектируемых изделий.

Базовый ударный спектр (БУС), задаваемый в качестве критерия ударной прочности составных частей КА, строится, как правило, в виде схематически упрощённой огибающей по различным ударным спектрам ускорений, возникающих в различных элементах КА-прототипов при воздействии ударных импульсов. Пример такого ударного спектра показан на рисунке 1 (Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2018; Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017). Здесь в логарифмическом масштабе по вертикальной оси отложены ускорения отклика A_s в g (g=9,81 м/c²), по горизонтальной – частота f в Гц. Чёрным цветом показан БУС, задающий требования по ударной прочности для оборудования десантного модуля КА «ЭКЗОМАРС-2020»; он далёк от формы реальных ударных спектров и имеет вид ломаной кривой, состоящей из отдельных прямых отрезков. Тёмно-зелёным, синим и красным показаны реальные ударные спектры вдоль измерительных осей Х, Ү, Z, полученные по результатам натурных ударных испытаний десантного модуля КА «ЭКЗОМАРС-2020» для различных объектов бортовой аппаратуры (Деменко О.Г., Бирюков А.С., 2018; Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017).

Экспериментальное определение уровня ударной прочности проводится в ходе натурных испытаний КА в целом или в ходе автономных испытаний систем отделения при их штатном срабатывании. При этих испытаниях проверяется правильность задания требований по ударной прочности к отдельным частям КА. В этом случае трудностей с воспроизведением ударной нагрузки, очевидно, не возникает. При автономных испытаниях аппаратуры, когда нет возможности реализовать пиротехнический удар, естественно заменить его механическим ударом по конструкции, на которой объект закреплён при испытаниях. Однако при этом зачастую приходится сталкиваться с проблемой воспроизведения требуемых условий ударного нагружения, а именно базового ударного спектра.

При автономных испытаниях необходимо приложить к испытательному приспособлению, на котором устанавливается объект испытания, ударный импульс, вызывающий в узлах его крепления ускорения отклика с заданным БУС. На КА этот импульс создается агрегатами системы отделения и проходит к испытуемому объекту по элементам конструкции КА, которая выступает в роли своеобразного частотного фильтра (каждая часть конструкции КА – это фильтр с индивидуальной частотной характеристикой), что способствует изменению ударного спектра ускорений отклика. Создать испытательное приспособление для автономных ударных испытаний, не отличающееся от конструкции КА по своим динамическим характеристикам, невозможно. Поэтому создаваемый при автономных испытаниях ударный импульс имеет ударный спектр, по объективным причинам сильно отличающийся по форме от заданного БУС.

Указанная проблема значительно усложняется также отсутствием специализированных ударных стендов для проведения автономных ударных испытаний образцов космической техники, способных производить ударные воздействия, создающие в узлах крепления приборов требуемые ударные спектры отклика (Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2015). Следовательно, вопрос о замене требуемого гипотетического ударного импульса, создающего БУС, некоторыми реальными импульсами, создающими ударные спектры отклика, отличающиеся от требуемых, но эквивалентными им по повреждаемости, вполне правомерен.

В качестве источника таких эквивалентных импульсов наиболее удобно использовать, в силу их простоты и удобства реализации, ударные импульсы, создаваемые механическими средствами при столкновении движущегося ударного тела (бойка) с неподвижной

К ВОПРОСУ ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ ЭКВИВАЛЕНТНОГО УДАРНОГО ИМПУЛЬСА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ Космических аппаратов

преградой (объектом испытания) или вручную с использованием ударного молотка. (Удары, возникающие при столкновении механических движущихся тел, будем в дальнейшем называть механическими.) В пользу такого решения говорит то, что механические удары де-факто используются при проведении различных ударных испытаний и практика создания КА подтверждает допустимость такого воспроизведения условий ударного нагружения. Однако для корректной и эффективной реализации такого подхода необходима методика определения параметров эквивалентных механических ударов под заданный БУС. Актуальность этого вопроса достаточно велика в силу постоянного усложнения БУС современных и перспективных КА.

В связи с этим рассмотрим прежде всего само понятие эквивалентного механического ударного импульса и постараемся определить подход к оценке его параметров. Очевидно, что эквивалентность здесь понимается нами с точки зрения ударной прочности объекта испытаний. То есть значения показателей прочности объекта при нагружении, соответствующем БУС, должны совпадать с такими значениями при эквивалентном механическом ударе. Ударному разрушению подвергаются в основном хрупкие материалы, для которых показателем прочности является максимальное значение напряжения элемента конструкции в процессе нагружения или связанная с ним максимальная деформация.

Для анализа напряжённо-деформированного состояния конструкции (НДС) примем некоторые упрощающие допущения. Наибольший отклик на ударное воздействие происходит в направлении действия ударной нагрузки, поэтому напряжения в направлении удара наиболее важны. Исходя из этого будем рассматривать НДС как одноосное, а элемент конструкции моделировать системой с одной степенью



рисунок 1. Пример ударного спектра, задающего требования к ударной прочности современных КА

свободы – перемещением (деформацией) в направлении удара. Этот элемент обладает массой, жёсткостью и демпфированием. Объект испытаний представляет собой большое количество таких элементов, соединённых параллельно или последовательно.

В работе (Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017) рассмотрено ударное нагружение группы объектов, соединённых между собой параллельно, как если бы ударное воздействие прикладывалось непосредственно ко всем звеньям объекта испытания, в том числе и к его слабому звену. В действительности устройство типового блока аппаратуры и механизм воздействия на него ударного импульса сложнее (Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В., 2022).

Примем следующую схему ударной установки, реализующей механические импульсные воздействия на объект испытания и показанную на рисунке 2. Установка включает в себя приспособление 1, к которому крепится объект испытания и по которому наносится механический удар. Как правило, это металлическая плита или пространственная рама (ферма), вывешенная на кране или опирающаяся на силовой пол. К приспособлению крепится корпус объекта испытания (прибора) 2, а уже к корпусу 2 – чувствительный элемент аппаратуры 3, определяющий ударную прочность объекта испытания.

Возле узлов крепления корпуса 2 к приспособлению 1 устанавливаются ударные вибродатчики 4, измеряющие ускорения ударного отклика. Полученный по показаниям этих датчиков ударный спектр должен соответствовать заданному БУС в пределах допустимой погрешности (1) +/–1,5 дБ в основном частотном диапазоне испытаний (допускается +/–3 дБ в 20% частотного диапазона испытаний в менее чувствительной зоне прибора). При проведении испытаний удар наносится по приспособлению 1.

Как показано в работе (Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017), одиночное механическое ударное воздействие можно схематизировать воздействием на объект испытания ударного ускорения, изменяющегося во времени по закону синуса, с амплитудой A_0 и длительностью т:

$$a = A_0 \cdot \sin(\frac{\pi}{\tau} \cdot t).$$

Реальная форма ударного импульса, отличная от идеальной, тем не менее даёт очень близкий к нему ударный спектр ускорений отклика. В связи с этим будем в дальнейшем схематизировать ударное воздействие именно таким образом, удобным с точки зрения математического описания.

Рассмотрим задачу: определить параметры механического удара, а именно его амплитуды A_0 и длительность τ удара, при которых ускорение ударного отклика чувствительного элемента 3 будет равно его



рисунок 2. Общая схема ударной установки

ускорению при реальной эксплуатации (задаваемого через БУС). Такой удар будем называть эквивалентным. В качестве гипотезы примем утверждение: требуемое ударное воздействие можно реализовать серией одиночных механических ударов, огибающая по ударным спектрам которых будет совпадать (в пределах установленной погрешности) с заданным БУС.

Расчётная схема ударной установки даётся на рисунке 3. На этом рисунке и далее обозначено: *m_i* – масса элемента; c_i – его жёсткость; b_i – коэффициент демпфирования (рассматриваем общепринятый случай вязкого трения); *f*_i – собственная частота колебаний элемента, Гц; $\omega_i = \sqrt{\frac{c_i}{m_i}} - \kappa руговая собственная$ частота колебаний элемента, рад/с; x_i – перемещение массы относительно основания; X_i – абсолютное перемещение массы (в неподвижной системе координат); X_{on} – абсолютное перемещение основания; Xи $A_{on} = \ddot{X}_{on}$ – абсолютные ускорения массы и основания; $Q_i = \frac{\omega_i}{2b_i}$ – добротность элемента как колебательной системы; т – длительность действия одиночного ударного импульса; *t* – время; *A*₀ – максимальное ускорение ударного импульса; A_{s} – ускорение ударного спектра; $f_y = \frac{1}{2\tau}$ – частота ударного воздействия; f_u – частота излома БУС (частота ударного спектра, при которой стыкуются две его ветви – наклонная и горизонтальная, например, на рисунке 1 БУС имеет два излома: $f_{\mu 1}$ =100 Гц, и $f_{\mu 2}$ =500 Гц).

Движение массы m_i необходимо рассматривать в абсолютных X_i и относительных x_i координатах. Абсолютная система координат связана с землей, относительная – с подвижным основанием. Величина x – деформация элемента, характеризует его НДС,



рисунок 3. Расчётная схема ударной установки

величина \ddot{X} измеряется акселерометрами при испытаниях и позволяет построить ударный спектр процесса.

Уравнения движения каждого груза *m_i* имеют вид:

$$\begin{aligned} \ddot{x}_{1} &= -\frac{b_{1}+b_{2}}{M_{1}} \cdot \dot{x}_{1} + \frac{b_{2}}{M_{1}} \cdot \dot{x}_{2} - \frac{C_{1}+C_{2}}{M_{2}} \cdot x_{1} + \frac{C_{2}}{M_{1}} \cdot x_{2} - A_{\text{on}}(t); \\ \ddot{x}_{2} &= \frac{b_{2}}{M_{2}} \cdot \dot{x}_{1} - \frac{b_{2}+b_{3}}{M_{2}} \cdot \dot{x}_{2} + \frac{b_{3}}{M_{2}} \cdot \dot{x}_{3} + \frac{C_{2}}{M_{2}} \cdot x_{1} - \frac{C_{2}+C_{3}}{M_{2}} \cdot x_{2} + \\ &+ \frac{C_{3}}{M_{2}} \cdot x_{3} - A_{\text{on}}(t); \\ \ddot{x}_{3} &= \frac{b_{3}}{M_{3}} \cdot \dot{x}_{2} - \frac{b_{3}}{M_{3}} \cdot \dot{x}_{3} + \frac{C_{3}}{M_{3}} \cdot x_{2} - \frac{C_{3}}{M_{3}} \cdot x_{3} - A_{\text{on}}(t), \end{aligned}$$

где $A_{on}(t)$ – известная функция от t, определяемая видом ударного импульса, равная $A_{on} = A_0 \cdot \sin(\frac{\pi}{\tau} \cdot t);$ $\ddot{X}_l = \ddot{X}_l + A_{on}(t).$

Для определения отклика системы на ударное воздействие будем использовать метод численного интегрирования, например широко применяемый метод Рунге – Кутты. При проведении расчётов будем принимать следующие параметры расчётной модели, соответствующие реальной практике испытаний:

*М*₁=100, кг; *С*=10¹³, Н/м; *Q*₁=10

К ВОПРОСУ ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ ЭКВИВАЛЕНТНОГО УДАРНОГО ИМПУЛЬСА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ Космических аппаратов

*M*₂=5, кг; *C*₂=10¹², Н/м; *Q*₂=10

*М*₃=0.1, кг; *С*₃=10⁶, Н/м; *Q*₃=10.

В соответствии с этими параметрами коэффициенты демпфирования:

$$b_{1} = \frac{\sqrt{M_{1} \cdot C_{1}}}{Q_{1}} = 3.162 \cdot 10^{6};$$
$$b_{2} = \frac{\sqrt{M_{2} \cdot C_{2}}}{Q_{2}} = 2.236 \cdot 10^{5};$$
$$b_{3} = \frac{\sqrt{M_{3} \cdot C_{3}}}{Q_{2}} = 63.246,$$

 Q_3

а парциальные собственные частоты колебаний установки:

 ω_1 =3.162·10⁵, рад/с; $f_1=\omega_1/(2\cdot\pi)=5.033\cdot10^4$, Гц ω_2 =3.162·10⁵, рад/с; $f_2=\omega_2/(2\cdot\pi)=7.188\cdot10^4$, Гц ω_3 =3.162·10⁵, рад/с; $f_3=\omega_3/(2\cdot\pi)=1.007\cdot10^3$, Гц.

В качестве расчётного БУС примем задаваемый ниже следующей, таблицей.

таблица – Базовый ударный спектр

	-		
диапазон частот, Гц	10	500	5000
ускорение ударного отклика, д	1	500	500

Рассмотрим случай идеальной испытательной установки, когда приспособление 1 и корпус прибора 2 практически абсолютно жёсткие, их парциальные собственные частоты существенно (более чем в 10 раз) превышают парциальную частоту чувствительного элемента 3. В этом случае мы можем подобрать пять механических ударов, огибающая по которым закрывает выбранный БУС (рисунок 4):

- 1. *A*₀=10 g, τ=0.01 c;
- 2. *A*₀=375 g, τ=0.001 c;
- 3. *A*₀=375 g, τ=0.0004 c;
- 4. *A*₀=375 g, τ=0.0002 c;
- 5. *A*₀=375 g, τ=0.0001 c.

На рисунке 4 показаны в логарифмическом масштабе (горизонтальная ось – частота в Гц; вертикальная ось – ускорение ударного отклика в g; g=9.81 м/c² – ускорение свободного падения): чёрным цветом – БУС; синим, красным, зелёным, голубым и розовым – соответственно эквивалентные удары 1–5.

Ниже рассмотрим, какие отклики будут появляться в чувствительном элементе 3 от действия этих ударов. При этом, как показано в работе (*Бирюков А.С.*,



рисунок 4. Серия эквивалентных ударов для выбранного БУС

Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017), величина этого отклика будет зависеть от двух факторов:

- от амплитуды *i*-го эквивалентного удара;

- от длительности *i*-го эквивалентного удара.

Чем больше эта амплитуда и чем ближе длительность удара к полупериоду собственный частоты колебания чувствительного элемента, тем больше будет его отклик на этот удар. Для оценки влияния этих параметров рассмотрим разные частоты собственных колебаний чувствительного элемента:

- 1. *f*₃=250 Гц (полупериод 0,002 с);
- 2. *f*₃=500 Гц (полупериод 0,001 с);
- 3. *f*₃=1000 Гц (полупериод 0,0005 с);
- 4. *f*₃=2000 Гц (полупериод 0,0001 с).

Случай 1. Низкочастотный чувствительный элемент, $f_3=250 \ \Gamma \mu$, $f_3 < f_{\mu}=500 \ \Gamma \mu$. На графике БУС этому случаю соответствует точка на левом наклонном отрезке БУС. На рисунке 5 показаны отклики чувствительного элемента 3 от действия каждого из эквивалентных ударов.

Случай 2. Среднечастотный чувствительный элемент, f_3 =500 Гц, f_3 = $f_{\rm H}$ =500 Гц, на графике БУС этому случаю соответствует точка излома БУС. На рисунке 6 показаны отклики чувствительного элемента 3 от действия каждого из эквивалентных ударов.

Случай 3. Средневысокочастотный чувствительный элемент, f_3 =1000 Гц, $f_3 > f_{\mu}$ =500 Гц. На графике БУС этому случаю соответствует точка правее излома, на плато БУС. На рисунке 7 показаны отклики чувствительного элемента 3 от действия каждого из эквивалентных ударов.

Случай 4. Высокочастотный чувствительный элемент, $f_3=2000 \Gamma \mu$, $f_3 > f_{\mu}=500 \Gamma \mu$. На графике БУС этому случаю соответствует точка правее излома, на плато БУС. На рисунке 8 показаны отклики чувствительного элемента 3 от действия каждого из эквивалентных ударов.



рисунок 5. Ударный отклик при низкочастотном элементе



рисунок 6. Ударный отклик при среднечастотном элементе

К ВОПРОСУ ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ ЭКВИВАЛЕНТНОГО УДАРНОГО ИМПУЛЬСА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ Космических аппаратов



рисунок 7. Ударный отклик при средне-высокочастотном элементе



рисунок 8. Ударный отклик при высокочастотном элементе

Полученные результаты свидетельствуют о том, что наибольшее теоретически возможное ударное нагружение чувствительного элемента в серии механических ударов будет достигаться в действительности, при ударах с амплитудой A_0 , равной ускорению плато БУС, и длительностями τ_i , равными половинам периодов *i*-х собственных частот колебания элемента. Поэтому имитацию ударного эксплуатационного нагружения объектов бортовой аппаратуры серией механических ударов следует признать допустимой (возможной).

В том случае, если к моменту проведения автономных испытаний собственные частоты чувствительного элемента неизвестны (наиболее распространённый случай), при испытаниях придётся проводить серию ударов с таким расчётом, чтобы гарантированно возбудились колебания чувствительного элемента на всех его собственных частотах. С учётом допущений 25% на воспроизведение амплитуды ударного нагружения, а также, учитывая тот факт, что отклик осциллятора на ударное воздействие лежит в диапазоне 75...100% от своей наибольшей величины при длительности удара τ в диапазоне 0,7...1,5 от τ_i , при котором достигается максимум ударного нагружения (Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А., 2017), серия ударов может быть реализована следующим образом: первый удар производится с длительностью $\tau_1 = 1/(2f_{\mu})$, соответствующей частоте излома БУС, второй удар – с длительностью не менее $\tau_2 = 1/(2*2,25f_{\rm H})$, третий – с длительностью не менее $\tau_3 = 1/(2*2,25^2 f_u)$ и т.д. Для рассмотренного в работе БУС-500 с частотой f_и=500 Гц и заданного в диапазоне частот до 5000 Гц эта серия будет выглядеть так: A_1 =375 g, τ_1 =1 мс; A_2 =375 g, τ_2 =0,5 мс; A_3 =375 g, τ₃=0,2 мс; *A*₄=375 g, τ₄=0,1 мс.

В случае если к моменту проведения ударных автономных испытаний собственные частоты чувствительного элемента аппаратуры будут известны, при проведении испытаний можно будет ограничиться только ударами, у каждого из которых амплитуда A_0 равна ускорению плато БУС, а длительность т равна половине периода *i*-й собственной частоты колебания элемента, даже если огибающая по этим ударным спектрам не закроет БУС. Причём в этом случае ударная прочность будет испытана наиболее полным образом, и такой случай испытаний наиболее желательный.

Проведённая работа позволяет сделать следующие выводы:

1. Автономные ударные испытания составных частей КА могут производиться с использованием одиночных механических ударных импульсов.

2. При автономных ударных испытаниях желательно знать величины собственных частот колебаний чувствительных элементов объекта испытаний, определяющих его ударную прочность. В этом случае эквивалентным ударным нагружением будет воспроизведение всех одиночных механических ударов с амплитудой БУС и длительностями, равными половине периода каждого собственного колебания чувствительного элемента.

3. В случае если при автономных испытаниях собственные частоты колебаний чувствительных элементов неизвестны, необходимо воспроизводить серию эквивалентных механических ударов с амплитудой БУС и длительностями, составляющими ряд величин, $\tau_i = (1/(2^*2, 25^{(i-1)}f_{\mu}), \text{где } i=1, 2, 3...$

список литературы

Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А. Физическое моделирование ударного нагружения элементов космических аппаратов // Полет. 2017. № 11-12. С. 38-47.

ГОСТ Р 53190-2008. Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Испытания на удар с воспроизведением ударного спектра. М.: ФГУП «Стандартинформ», 2009. 23 с.

Деменко О.Г., Бирюков А.С. Особенности отработки ударной прочности десантного модуля космического аппарата (межпланетной станции) «ЭКЗОМАРС-2020» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 71-77.

Деменко О.Г., Михаленков Н.А. О некоторых подходах к выбору ударного стенда для автономных испытаний объектов оборудования космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 28-33.

Загарских В.И., Кузин Е.Н., Ефанов В.В. Устройство инициирования с предохранительно-исполнительным механизмом для систем автоматики летательных аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 25-28.

Матвеев Ю.А. Прогнозирование безопасности КА при разработке. Системный подход // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 1. С. 51-59.

Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В. К вопросу моделирования динамических возмущений от электромеханических исполнительных устройств в упругом подвесе виброизолятора // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 46-51.

Статья поступила в редакцию 24.03.2023 Статья после доработки 24.03.2023 Статья принята к публикации 24.03.2023

ВЕРИФИКАЦИЯ ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС-2022» ПО РЕЗУЛЬТАТАМ БРОСКОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

VERIFICATION OF THE PHYSICOMATHEMATICAL MODEL OF THE EXOMARS-2022 LANDER LANDING DYNAMICS BASED ON THE DROP TEST RESULTS

C.A. Защиринский¹, zsa@laspace.ru; S.A. Zaschirinsky **А.А. Поляков**¹, alexey.polyakov@laspace.ru; **А.А. Polyakov** **Д.Н. Михайлов**¹, mdn@laspace.ru; **D.N. Mikhailov**

В.К. Сысоев¹, доктор технических наук, sysoev@laspace.ru; **V.K. Sysoev** **Д.В. Сергеев**¹, кандидат технических наук, sergeevdv@laspace.ru; **D.V. Sergeev** E.B. Леун¹, кандидат технических наук, leun@laspace.ru; E.V. Leun

В статье рассмотрена физико-математическая модель динамики посадки посадочного модуля космического аппарата «ЭКЗОМАРС-2022». Определены основные параметры и условия посадки посадочного модуля «ЭКЗОМАРС-2022» на поверхность Марса. Приведены результаты бросковых испытаний натурного габаритномассового макета посадочного модуля «ЭКЗОМАРС-2022». Проведён сравнительный анализ результатов математического моделирования и результатов бросковых испытаний. Выявлено, что проведённые по верификации работы позволяют использовать применяемую математическую модель для расчётов посадки аппарата на поверхность Марса методом Монте – Карло.

Ключевые слова:

математическая модель; верификация; наземная отработка динамики посадки; посадочный модуль; ударные испытания; стенд.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.010

введение

«ЭКЗОМАРС-2022» – совместный проект Госкорпорации «Роскосмос» и Европейского Космического Агентства (ЕКА), предназначенный для исследования поверхности Марса, получения геологических проб, исследования распределения воды по поверх-

The article considers a physicomathematical model of the landing dynamics of EXOMARS-2022 landing module. The main Mars surface landing parameters and conditions are specified for the EXOMARS-2022 lander. The drop test results of full-scale mass-dimension mockup of the EXOMARS-2022 lander are presented. A comparative analysis of mathematical simulation results and the drop test results is performed. It is revealed that the performed verification enables implementing of the applied mathematical model for calculation of the spacecraft Mars landing by the Monte Carlo method.

Keywords:

mathematical model; verification; ground testing of landing dynamics; landing module; drop tests; test bench.

ности Марса, обнаружения следов возможного существования жизни (*Ефанов В.В. и др.*, 2020, Т. 1).

В рамках миссии «ЭКЗОМАРС-2022» предусматривалась доставка на поверхность Марса российской посадочной платформы и европейского

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

марсохода с аппаратурой для геохимических и экзобиологических исследований. В соответствии со схемой полёта космического аппарата (КА) «ЭК-ЗОМАРС-2022» на заключительном этапе осуществляется мягкая посадка посадочного модуля (ПМ) на поверхность Марса.

Одной из задач наземной экспериментальной отработки являются испытания динамики посадки ПМ, представляющие собой серию сбросов на стенде бросковых испытаний макета посадочной платформы с расчётной высоты, обеспечивающей заданную скорость посадки на поверхность, имитирующую уклоны в зоне предполагаемой посадки КА. Подробно отработка посадки представлена в источнике (*Ефанов В.В. и др.*, 2020, Т. 2).

Испытаниям по отработке динамики посадки подвергался натурный габаритно-массовый макет (НГММ) ПМ «ЭКЗОМАРС-2022» (рисунок 1).

Бросковые испытания НГММ на стенде динамики посадки проводились с целью получения экспериментальных данных для корректировки физико-математической модели динамики посадки ПМ на поверхность Марса на основе сравнительного анализа данных, полученных в результате отработочных испытаний (*Ефанов В.В. и др.*, 2020, Т. 2).

1. Физико-математическая модель динамики посадки ПМ «ЭКЗОМАРС-2022»

Все рассматриваемые в математической модели системы координат являются прямоугольными правыми (Баженов В.И. и др., 1985). В данной работе используются две основные системы координат:

1. $(O_{\rm H}X_{\rm H}Y_{\rm H}Z_{\rm H})$ – неподвижная инерциальная система координат. Начало системы координат $O_{\rm H}$ находится на поверхности площадки сброса, оси

ориентированы следующим образом: $O_H X_H$ – местная горизонтальная ось; $O_H Y_H$ – местная вертикальная ось, направлена вверх (т.е. в сторону, обратную направлению силы тяжести); $O_H Z_H$ – местная фронтальная ось, перпендикулярная $O_H X_H$ и $O_H Y_H$, дополняет систему координат до правой.

2. (*OXYZ*) – связанная система координат, жёстко связана с твёрдым недеформируемым макетом. Начало системы координат *O* совпадает с центром масс макета. Ориентация осей представлена на рисунке 2: *OY* – направлена вверх по продольной оси аппарата; *OX* и *OZ* – дополняют систему координат до правой.

Переход от неподвижной системы координат к связанной с макетом системе координат происходит следующим образом: в неподвижной (инерциальной) системе связанная система координат задаётся углами ψ, θ, γ. Порядок перехода к связанной системе координат представлен на рисунке 2.

Схема расположения вибропреобразователей с привязкой к строительным осям макета представлена на рисунке 3.

При посадке КА на поверхность планеты в конструкции посадочного устройства возникают силы. Внешние силы прикладываются в момент соприкосновения основания опоры с грунтом планеты и имеют направление, противоположное направлению скоростей оснований соответствующих опор. Внешние силы определяются для каждого шага интегрирования (Δt) в зависимости от условий, при которых находится на этот момент динамическая система.

Рассмотрим общий случай пространственного движения ПМ, имеющего жёсткий корпус и деформируемые посадочные опоры, состоящие из системы стержней, образующей обратную подвесную треногу. Центральный стержень треноги снабжён амортизатором и может деформироваться. Боковые стержни (подкосы) недеформируемые. Поворот всех



рисунок 1. Конструктивно-силовая схема НГММ ПМ



ВЕРИФИКАЦИЯ ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ Космического аппарата «Экзомарс-2022» по результатам бросковых испытаний



рисунок 2. Переход от инерциальной системы координат к связанной с ПМ

стержней в процессе посадки и работы ПУ происходит без трения. Посадочный модуль является телом постоянной массы и постоянного тензора инерции.

Для определения параметров движения ПМ в процессе посадки решается система дифференциальных уравнений, которая включает 12 уравнений, описывающих движение КА, и 48 уравнений, описывающих движение опорных пят, часть из которых приведена ниже:

$$M_{O} \cdot (\dot{V}_{OX} + \omega_{Y} \cdot V_{OZ} - \omega_{Z} \cdot V_{OY}) = F_{X} + M_{O} \cdot g_{X};$$

$$J_{X} \cdot \dot{\omega}_{X} + (J_{Z} - J_{Y}) \cdot \omega_{Y} \cdot \omega_{Z} = M_{O\Pi X};$$

 $\dot{X}_{O} = V_{OX} \cdot \cos\vartheta \cdot \cos\psi + V_{OY} \cdot (-\cos\gamma \cdot \sin\vartheta \cdot \cos\psi + \sin\gamma \cdot \sin\psi) +$

 $+V_{OZ} \cdot (\sin\gamma \cdot \sin\vartheta \cdot \cos\psi + \cos\gamma \cdot \sin\psi);$

 $\dot{Y}_{O} = V_{OX} \cdot \sin \vartheta + V_{OY} \cdot \cos \vartheta \cdot \cos \vartheta + V_{OZ} \cdot (-\sin \vartheta \cdot \cos \vartheta);$

 $\dot{\psi} = (\omega_Y \cdot \cos \gamma - \omega_Z \cdot \sin \gamma) / \cos \vartheta;$

 $\dot{\vartheta} = \omega_Y \cdot \sin \gamma + \omega_Z \cdot \cos \gamma;$

 $\dot{\gamma} = \omega_X - tg \vartheta \cdot (\omega_Y \cdot \cos \gamma - \omega_Z \cdot \sin \gamma);$



рисунок 3. Схема расположения вибропреобразователей

$$m \cdot (V_{X_j} + \omega_{Y_j} \cdot V_{Z_j} - \omega_{Z_j} \cdot V_{Y_j}) = F_{\Pi_x Y_j} + P_{X_j} + m \cdot g_{X_j};$$

$$J_X^{\Pi} \cdot \dot{\omega}_{X_j} + (J_Z^{\Pi} - J_Y^{\Pi}) \cdot \omega_{Y_j} \cdot \omega_{Z_j} = M_{C_x Y_j} + M_{K_x Y_j} + M_{P_x Y_j};$$

$$\dot{X}_j = V_{X_j} \cdot \cos\vartheta_j \cdot \cos\vartheta_j \cdot \cos\vartheta_j + V_{Y_j} \cdot (-\cos\gamma_j \cdot \sin\vartheta_j \cdot \cos\vartheta_j + \sin\gamma_j \cdot \sin\vartheta_j) + V_{Z_j} \cdot (\sin\gamma_j \cdot \sin\vartheta_j \cdot \cos\vartheta_j + \cos\gamma_j \cdot \sin\vartheta_j);$$

$$\dot{\psi}_i = (\omega_{Y_i} \cdot \cos\gamma_i - \omega_{Z_i} \cdot \sin\gamma_i) / \cos\vartheta_i;$$

 $\dot{\vartheta}_{i} = \omega_{Y_{i}} \cdot \sin \gamma_{i} + \omega_{Z_{i}} \cdot \cos \gamma_{i};$

 $\dot{\gamma}_{j} = \omega_{X_{j}} - tg \vartheta_{j} \cdot (\omega_{Y_{j}} \cdot \cos \gamma_{j} - \omega_{Z_{j}} \cdot \sin \gamma_{j}).$

Здесь $j=1,...,n_{O\Pi}$; $n_{O\Pi}$ – количество опор; J_X , J_Y , J_Z , J_X^{Π} , J_Y^{Π} , J_Z^{Π} – осевые моменты инерции ПМ и их опорных пят; V_{OX} , V_{OY} , V_{OZ} , ω_X , ω_Y , ω_Z – проекции векторов скорости центра масс ПМ и угловой скорости на оси связанной с аппаратом системы координат; F_X , F_Y , F_Z – проекция векторов силы от подкосов на оси связанной с ПМ системы координат; X_O , Y_O , Z_O – координаты центра масс ПМ в инерциальной системе координат; ψ , ϑ , γ – углы Эйлера при посадке ПМ; $V_{X_P}V_{Y_P}$, V_{Z_P} , ω_{X_P} , ω_{Y_P} , ω_{Z_P} – проекции векторов скорости

№ режима	высота	начальная длина	сила	скорость V _Y , м/с	время, с	$\vartheta_0,$	γ₀,	α,
	сброса, м	амортизатора, м	обезвешивания, Н			градус		
1	0,520	1,6	7450	-2,013	0,497	0,86	0	-15,00
2	0,510	1,6	7500	-1,982	0,496	0-1,00	0	1
3	0,500	1,6	7100	-2,042	0,472	7,36	0	-15,00
4	0,550	1,9	8400	-1,896	0,553	1,20	-0,50	0
5	0,540	1,6	7000	-2,145	0,481	7,51	-0,93	-15,00
6	0,210	*	*	-2,036	0,207	0,20	0	0,25
Примечание – * Режим № 6 проводился вне стенда без системы обезвешивания.								

таблица 1 – Условия подхода ПМ к поверхности

центра масс опорной пяты и угловой скорости на оси *j*-й связанной с пятой системой координат; P_{Xj} , P_{Tj} , P_{Zj} , F_{Π_Xj} , F_{Π_Xj} , F_{Π_Xj} – проекция векторов силы сопротивления грунта и силы от подкосов на оси связанной с опорной пятой системы координат; M_{C_Xj} , M_{C_Yj} , M_{C_Zj} – проекции моментов силы от подкосов и силы сопротивления на оси связанной с *j*-й пятой системой координат; M_{KXj} , M_{K_Zj} – проекции компенсирующего момента на оси связанной с *j*-й пятой системой координат; X_{j} , Y_{j} , Z_{j} – координаты центра масс *j*-й пятой в инерциальной системе координат; ψ_{j} , ϑ_{j} , γ_{j} – углы Эйлера для *j*-й опорной пяты.

Интегрирование полученных дифференциальных уравнений осуществляется методом Рунге – Кутты четвёртого порядка. Динамика посадки ПМ в основном определяется следующими факторами:

- конструктивными особенностями ПМ и свойствами его амортизаторов;
- начальными условиями.

К начальным условиям, которые необходимо подготовить для проведения математического моделирования динамики посадки макета в условиях эксперимента (на стенде с обезвешиванием), отнесены (Поляков А.А. и др., 2019): вертикальная составляющая скорости V_Y ; угол тангажа ϑ_0 в момент первого касания опорой поверхности; угол рыскания γ_0 в момент первого касания опорой поверхности; характеристики модели поверхности (угол наклона поверхности а, коэффициент трения m для абсолютно жёсткой модели поверхности, коэффициент B и коэффициент трения μ для вязкой модели поверхности); величина силы разгрузки при растяжении амортизатора системы обезвешивания (Беляев А.С. и др., 2021).

Величины углов тангажа и рыскания были определены по экспериментальным данным.

Для каждого режима испытаний величина силы разгрузки (обезвешивания) в течение всего процесса посадки определялась расчётным путём. Были проведены серии расчётов, в процессе проведения которых варьировались следующие параметры:

- высота сброса макета;
- начальная длина амортизатора системы обезвешивания в свободном состоянии;
- величина силы обезвешивания в момент первого касания опорой поверхности.

Критерием для оценки правильности расчётов являются величина скорости в момент первого касания опорой поверхности и промежуток времени, в течение которого макет набирает требуемую скорость. Эти два параметра определялись из графика изменения по времени вертикальной составляющей скорости. Выбранные по результатам расчётов условия подхода приведены в таблице 1. Расчётные схемы подхода ПМ к поверхности представлены на рисунке 4 (*B.B. Ефанов и др.*, 2020).



а – режим № 1; **б** – режимы № 4, 6; **в** – режимы № 3, 5. **рисунок 4.** Расчётная схема подхода ПМ «ЭКЗОМАРС-2022»

ВЕРИФИКАЦИЯ ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ Космического аппарата «Экзомарс-2022» по результатам бросковых испытаний

2. Верификация физикоматематической модели динамики посадки ПМ «ЭКЗОМАРС-2022»

По результатам проведённых бросковых испытаний НГММ ПМ «ЭКЗОМАРС-2022» осуществлена проверка функционирования посадочного устройства ПМ «ЭКЗОМАРС-2022» в процессе посадки в условиях, приближенных к натурным условиям (с моделированием марсианской гравитации и посадки на марсианский грунт-аналог) на стенде для отработки динамики посадки на натурном макете с обезвешиванием; получены экспериментальные данные для подтверждения расчётно-экспериментальным методом требования технического задания, в соответствии с которым ПМ «ЭКЗОМАРС-2022» должен сохранять устойчивое положение в процессе посадки на поверхность Марса.

Осуществлён сравнительный анализ результатов математического моделирования и результатов, полученных по результатам проведённых бросковых испытаний НГММ ПМ «ЭКЗОМАРС-2022». Анализу подвергались следующие основные параметры:

- вертикальная скорость аппарата;

- угол подхода аппарата к поверхности в момент первого касания;

- сила обезвешивания;
- значение составляющей перегрузки;
- ход амортизаторов.

		№ режима	значение			
№	параметр		расчётное	по результатам испытаний	по результатам верификации	
		1	—2 м/с	—2,08 м/с	-2,013 м/c	
	продольная составляющая скорости, V_Y	2	—2 м/с	—2,07 м/с	<i>−</i> 1,982 м/с	
		3	—2 м/с	—2,14 м/с	<i>−</i> 2,042 м/с	
1		4	—2 м/с	−1,95 м/с	−1 , 896 м/с	
		5	—2 м/с	—2,17 м/с	—2,145 м/с	
		6	—2 м/с	—2,01 м/с	−2 , 036 м/с	
		1	(6873±700) H	7800 H	7450 H	
		2	(6873±700) H	7615 H	7500 H	
2	сила обезвешивания, Р	3	(6873±700) H	_	7100 H	
2		4	(6873±700) H	7553 Н	8400 H	
		5	(6873±700) H	7734 Н	7000 H	
		6	_	_	_	
		1	0°	0,45°	0,86°	
	угол тангажа в момент первого касания опорой поверхности, θ ₀	2	0°	1°	0–1,00°	
2		3	7°	6,85°	7,36°	
5		4	0°	0,28°	1,20°	
		5	7°	7,05°	7,51°	
		6	0°	0,12°	0,20°	
4	максимальное значение продольной составляющей ускорения, A_Y	1–6	60 м/с ²	50,4 м/с²	53,6 м/с²	
5	максимальное значение поперечной составляющей ускорения, A_X	1–6	50 м/с²	36,4 м/с ²	42 м/с ²	
6	максимальное значение хода амортизаторов	6	0,04–0,06 м	0,045–0,059 м	0,041-0,051 м	

таблица 2 – Результаты верификации физико-математической модели динамики посадки ПМ «ЭКЗОМАРС-2022»

По итогам проведения сравнительного анализа значений параметров, полученных в ходе испытаний, и результатам математического моделирования была осуществлена верификация физико-математической модели динамики посадки ПМ «ЭКЗОМАРС-2022» и уточнены параметры, используемые для расчётов. Результаты верификации представлены в таблице 2.

Отклонение значений вертикальной составляющей скорости, полученных расчётным путём, на момент времени касания поверхности опор не превышает 5% от значений, полученных в процессе испытаний.

При сравнении результатов моделирования и экспериментальных данных разброс по максимальному значению угла подхода аппарата в момент первого касания поверхности составил менее 1 углового градуса.

Максимальное значение продольной составляющей ускорения в центре масс макета, полученное при моделировании расчётных случаев, не превышает 7% максимального значения в экспериментах.

Разброс по максимальному значению боковой составляющей ускорения составил 15% при сравнении результатов моделирования и экспериментальных данных.

Разброс по максимальному значению силы обезвешивания не превысил 15% при сравнении результатов моделирования и экспериментальных данных.

Максимальные значения ходов амортизаторов зафиксированы при проведении эксперимента № 6 и находятся в пределах от 0,045 до 0,059 м. По результатам математического моделирования максимальные значения находятся в пределах от 0,041 до 0,051 м. Максимальное отклонение не превысило 0,008 м, максимальное относительное отклонение не превысило 15%.

Анализ результатов, полученных расчётным путём и в процессе обработки экспериментальных данных, показывает, что используемая физико-математическая модель позволяет получить параметры макета в процессе посадки на абсолютно жёсткую (бетонные плиты) и деформируемую модели поверхности (грунт-аналог), близкие к результатам испытаний.

заключение

В статье рассмотрена верификация физико-математической модели динамики посадки посадочного модуля космического аппарата «ЭКЗОМАРС-2022» по результатам бросковых испытаний.

Произведён сравнительный анализ результатов обработки экспериментальных данных, полученных в ходе проведения бросковых испытаний НГММ ПМ «ЭКЗОМАРС-2022», с результатами математического моделирования динамики посадки НГММ ПМ в наземных условиях на стенде. Используемая для расчётов физико-математическая модель динамики посадки позволяет получить параметры макета в процессе посадки на абсолютно жёсткую и деформируемую модели поверхности, близкие к результатам испытаний.

Комплекс работ по верификации физико-математической модели динамики посадки по результатам бросковых испытаний позволяет использовать данную математическую модель для проведения расчётов посадки аппарата на поверхность Марса методом Монте – Карло. Результаты данной работы будут использованы для решения задач, стоящих в космической технике и связанных с созданием средств посадки космических аппаратов на поверхность других планет.

Испытания динамики посадки макета ПМ «ЭКЗО-МАРС-2022» проведены в полном объёме. Получены экспериментальные данные, на основе анализа которых произведена корректировка физико-математической модели расчёта динамики посадки ПМ на поверхность Марса.

список литературы

Баженов В.И., Осин М.И., Захаров Ю.В. Моделирование основных характеристик и процессов функционирования космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 239 с.

Беляев А.С., Филипас А.А., Цавнин А.В., Тырышкин А.В. Методика расчета системы обезвешивания крупногабаритных трансформируемых элементов космических аппаратов при наземных испытаниях // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. № 1. С. 106-119.

Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж. Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗО-МАРС-2022»: в 2-х т. Химки: Издатель АО «НПО Лавочкина», 2020. Т. 1. 232 с.

Ефанов В.В., Карчаев Х.Ж. Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭКЗО-МАРС-2022»: в 2-х т. Химки: Издатель АО «НПО Лавочкина», 2020. Т. 2. 240 с.

Поляков А.А., Защиринский С.А. Использование виртуального пространства для проведения макетноконструкторских испытаний по электронному макету космического аппарата // Труды МАИ. 2019. № 107. URL: http://mai.ru//upload/iblock/f24/Polyakov_Zashchirinskiy_rus.pdf (дата обращения: 01.03.2023).

Статья поступила в редакцию 09.03.2023 Статья после доработки 10.03.2023 Статья принята к публикации 11.03.2023

КОНЦЕПЦИЯ АВТОМАТИЗИРУЕМОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ МАТРИЧНО-ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ КОМПОНОВКИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ В ПРИБОРНОМ ОТСЕКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.А. Беляков¹, *jake.dunn@inbox.ru;* **А.А. Belyakov**

В статье предлагается описание матричнотопологической пространственной модели задачи размещения бортовой аппаратуры, объясняются операции с ней на примере приборного отсека межорбитального транспортного аппарата IUS. В процессе исследования проведена верификация данной технологии; получены результаты, сопоставимые с готовым тестовым решением; учтены все типы ограничений задачи; дано обобщение на отличные от конической формы отсеков; выявлены допущения и обозначены пути развития от грубой модели до цифрового двойника изделия в зависимости от технических возможностей пользователя задействовать определённые ресурсы.

Ключевые слова: космический аппарат; бортовая аппаратура; компоновка; схема размещения; топология.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.011

¹ ФГАОУ ВО Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, Россия, г. Самара.

THE CONCEPT OF AUTOMATED SPATIAL MATRIX TOPOLOGICAL MODEL OF ON-BOARD EQUIPMENT LAYOUT IN SPACECRAFT COMPARTMENT



А.И. Шулепов¹, кандидат технических наук, shulepov-al@mail.ru; **А.І. Shulepov**

The article proposes a description of the spatial matrix topological model of on-board equipment arrangment, explains its operations by the example of the instrument compartment of IUS interorbital transport vehicle. The technology has been verified in the course of the study, results comparable to a ready-made test solution have been obtained, all constraints have been considered. A generalization has been given for compartments other than a conical shape, assumptions have been identified, and development paths have been identified from a rough model to a digital twin of the product, depending onthe technical capabilities of user to use certain resources.

Key words: spacecraft; on-board euipment; layout; arrangement scheme; topology.

Samara University, Russia, Samara.

введение

В (Беляков А.А. и др. Анализ схемы размещения..., 2021) речь шла о разработке проектных и рабочих схем размещения (ПСР и РСР) бортовой аппаратуры (БА) в отсеках космических аппаратов (КА) с применением типовых решений, полученных в ходе предшествующих схожих успешных разработок. Сравнивались методы получения схем размещения: классические, численные и топологические. В результате было установлено, что наиболее прогрессивной, точной, адаптивной и быстрой с точки зрения вычислений является технология топологического моделирования. В то же время обнаружены её слабые места в части трудоёмкости реализации процедур существующих алгоритмов, несмотря на высокую степень формализации применяемого инструментария. Следует уточнить, что здесь и далее под схемой размещения понимается документ, на котором показаны в виде условных изображений и обозначений составные части компоновки и связи между ними (ГОСТ 2.701-2008, 2008). Принято, что по готовой РСР БА прорисовывается конструктивнокомпоновочная схема отсека.

На данный момент продолжают практиковаться классические технологии размещения БА в отсеках КА (Ноженкова Л.Ф. и др., 2014; Железнов И.В. и др., 2020), но предпочтения конструкторов постепенно сводятся к использованию численных технологий моделирования, зачастую основанных на эвристических либо на аналитических подходах (Баевский А.А. и др., 2015; Беляков А.А. и др., 2020; Шулепов А.И. и др., 2015; Шулепов А.И. и др., 2003; Аншаков Г.П. *и др.*, 2003; Шилов Л.Б., 2016). Однако ни один из методов этой категории сегодня не способен лаконично описать математическую модель отсека, заполненного оборудованием, а также обеспечить полностью автоматизированное решение задачи создания оптимальной компоновки БА. Для устранения этих недоработок и предназначены новые топологические технологии.

Целью проводимой работы является расширенное исследование возможностей топологического моделирования в задаче разработки РСР БА в отсеках КА различной конфигурации, предпосылки чего были сформулированы в (Пикулин С.А., 2018; Башин К.А. и др., 2017; Беляков А.А. и др. Топологические методы..., 2021). В качестве объекта исследования выбран межорбитальный транспортный аппарат Inertial Upper Stage (МТА IUS) разработки The Boeing Company. К его приборному отсеку предъявлялись строгие требования по центровке и плотности компоновки БА, так как он запускался в грузовом отсеке многоразового транспортного космического корабля Space Shuttle. Несмотря на то, что данный КА уже давно не эксплуатируется, его типовая геометрия актуальна и по сей день, что можно легко увидеть, например, при сличении с конструктивно-компоновочными схемами отсеков разгонного блока «Бриз-М» и блока выведения «Волга». Кроме того, у МТА IUS практически всё оборудование систем размещено в приборном отсеке (*Салмин В.В. и др.*, 2019), что позволяет в рамках данной работы акцентировать внимание на одной схеме размещения.

Основная часть

Если говорить о концепции выбора проектных решений конструктором (Куренков В.И. и др., 2007), то классические технологии получения компоновок БА дают решение, при котором отклонение центра масс (ЦМ) конструкции принимает значение не ниже некоторого приемлемого. Численные технологии позволяют строить алгоритмические модели, которые рационализируются путём оптимизации выбранного показателя эффективности (например, в задаче размещения грузов на борту транспортного грузового корабля это их массы, габариты и критерии назначения по качеству). Но это применимо только к скалярам, а если показатель векторный (например, вектор отклонения ЦМ КА), то рациональные проектные решения принадлежат множеству Парето, согласно которому при улучшении хотя бы одного показателя эффективности системы происходит ухудшение других её показателей эффективности (Надёжность..., 1989). Топологические технологии не имеют этого недостатка, потому что построены на концепции адаптивизации, за счёт которой становятся возможными: выбор порядка размещения БА на борту КА из условий равновесия и плотности компоновки, автоматическая генерация оптимальной схемы размещения БА на этапе эскизного проектирования, отслеживание динамического поведения массовоцентровочных характеристик КА при проведении погрузочно-разгрузочных работ для уменьшения отклонения ЦМ конструкции от исходного положения. Неспроста компоновка приборного отсека КА является задачей структурного синтеза, которая может быть формализована, что уже с самого начала предполагало использование топологий в решениях (Гаврилов В.Н., 1988).

Продолжая эти рассуждения, можно добавить, что рассматриваемая технология имеет много общего с методологией объектно-ориентированного программирования, которая воплощает в себе три полезные концепции (*Салмин В.В. и др.*, 2019) применительно к размещению БА:

1. Инкапсуляция – объединение данных и параметров единицы оборудования для моделирования

КОНЦЕПЦИЯ АВТОМАТИЗИРУЕМОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ МАТРИЧНО-ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ Компоновки бортовой аппаратуры в приборном отсеке космического аппарата

в рамках одного типа, с тем, чтобы «погасить» влияние его внутренних свойств на другие единицы оборудования.

2. Наследование – механизм, создающий новые типы оборудования путём расширения или модификации параметров ранее размещённого оборудования.

3. Полиморфизм – способность различных типов БА быть размещенной в отсеке КА по разным методам в зависимости от системы локальных ограничений.

Стоит отметить, что тип БА определяется в процессе решения задачи, то есть при разработке программного комплекса следует указать директиву, мобилизующую механизм позднего (динамического) связывания.

В отличие от двумерного случая, пространственная задача размещения предполагает, что БА имеет форму связного многогранника и описывается оболочечной моделью, а не каркасной. Тогда каждому изделию в отсеке можно поставить в соответствие матрицу конечного графа (Болтянский В.Г. и др., 1983):

$$\Gamma_{i} = \Gamma(a_{i}; b_{i}; c_{i}): \begin{cases} b_{i} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{\kappa_{i}} ka_{ik}; \ i = \overline{1, n}, \\ c_{i} = 2 - [a_{i} - b_{i}] \end{cases}$$
(1)

где Г – конечный граф оболочечной модели БА в матричной форме;

і – порядковый номер БА;

n – общее количество БА;

*а*_{*i*} – число вершин оболочечной модели *i*-й БА;

b_i-число рёбер оболочечной модели *i*-й БА;

*с*_{*i*} – число граней оболочечной модели *i*-й БА;

k – индекс, обозначающий количество рёбер, сходящихся в вершине;

 k_i — максимальное число рёбер, сходящихся в вершине каркаса оболочки *i*-й БА.

Построенная таким образом модель БА (1) имеет ориентируемую и замкнутую, но не обязательно выпуклую поверхность, что позволяет учитывать реальные формы изделий в рамках задачи.

Чтобы оценивать положение БА относительно отсека и друг друга, вводится индекс пересечения, рассчитываемый по формуле (Болтянский В.Г. и др., 1983):

$$J(\Gamma_{i};\Gamma_{j}) = \bigwedge_{\alpha=1}^{a_{i}} \sum_{\zeta=1}^{c_{j}} J(c_{\alpha i j};\zeta) : \begin{cases} \text{нечётное} \Rightarrow \Gamma_{i} \subset \Gamma_{j} \\ \text{чётное} \Rightarrow \Gamma_{i} \not\subset \Gamma_{j} \end{cases}, \quad (2)$$

где $\alpha = \overline{1, a_i}$ – порядковый номер вершины поверхности рассматриваемой *i*-й БА;

j – порядковый номер поверхности соседей БА
 по отношению к *i*-й БА;

*c*_{*αij*} – луч из вершины α графа *i*-й БА, пересекающий поверхность соседней *j*-й БА;

 $\zeta = \overline{\mathbf{l}, c_i}$ — порядковый номер грани поверхности
 j-й БА;

 c_j – число граней соседней *j*-й БА;

 $J(c_{\alpha ij}; \zeta)=1$ – пересечение луча $c_{\alpha ij}$ с гранями c_j соседней *j*-й БА.

Согласно выражению (2), если для всех вершин суммарные индексы пересечения с гранями нечётные, то *i*-я БА содержится внутри *j*-й БА, а если среди них есть чётные, то эти БА пересекаются на рёбрах с вершинами нечётных значений индекса. В случае чётности суммарных индексов пересечения для всех вершин БА взаимно не пересекаются. Так как поверочные лучи c_{aij} должны задаваться контролирующей процедурой, то их не следует строить через вершины и рёбра *j*-й БА во избежание программных ошибок.

Если по какой-то причине луч совпадает с ребром или проходит лишь через вершины графа Г_{*j*}, то факт пересечения нужно перепроверить через коэффициент зацепления (*Болтянский В.Г. и др.*, 1983):

$$\varpi(c_{\alpha ij};\Gamma_j) = \sum_{p=1}^{P_{\alpha ij}} (-1)^p : \begin{cases} -1 \Rightarrow \alpha \subset \Gamma_j \\ 0 \Rightarrow \alpha \not\subset \Gamma_j \end{cases},$$
(3)

где $p = \overline{1, P_{aij}}$ – количество точек следа луча c_{aij} на ребре b_j или при вершинах a_j поверхности соседней *j*-й БА.

Сама конвертация ПСР в РСР может происходить за несколько шагов, число которых определяется конструктором, который согласует формат конечного результата процедуры. Математически это записывается через отображение (Болтянский В.Г. и др., 1983):

$$B(r) = F[A(r)], \tag{4}$$

где *r* – вектор координат ЦМ любой БА или всей компоновки вместе с отсеком;

A(r) – гиперповерхность ПСР;

B(r) – гиперповерхность РСР;

F — оператор отображения ПСР в РСР (конвертор).

Условие непересечения БА (2) должно быть дополнено условием непересечения компоновки с отсеком в предельной форме:

$$\lim_{r_0 \to r_i} A(r) - B(r) < 2R, \tag{5}$$

где r_0 – вектор координат ЦМ любой БА в ПСР;

*r*_{*t*} – вектор координат ЦМ любой БА в РСР;

t – номер процедуры отображения (шаг конвертации);

R – радиус отсека.

Кроме того, необходимо зафиксировать свойство, которое называется изотопией отсека. Оно гласит,

что пространство отсека *P* не изменяется при отображениях ПСР в РСР на любом шаге *t* и записывается в виде равенства конверторов (*Болтянский В.Г. и др.*, 1983):

$$\exists F \left[P(A) \right] = F^{-1} \left[P(B) \right] : B(r) = F \left[A(r) \right].$$
(6)

Топология (6) необходима для того, чтобы обеспечить сходимость решения – каждая новая версия должна достигаться за счёт изменения компоновки, а не путём расширения или свёртки окружающего пространства вследствие модернизации конструкции отсека.

Полученная система уравнений в топологических операторах (1)-(6) в общем виде полностью описывает модель размещения БА в замкнутом пространстве отсека КА, то есть заданы модели объектов, поле возможных решений, условия непересечения (невложения), изотопия отсека и операции над гиперпространством ПСР. Она должна дополняться системой технических ограничений, чтобы результат был более точным. Следует помнить, что в задаче размещения нельзя пользоваться допущением о размазанной массе приборов в отсеке, потому что важна точность в значениях массово-центровочных характеристик на более глубоких этапах проработки конструкции, в отличие от раннего проектирования, где массово-габаритная оптимизация КА происходит неявно (Куренков В.И. и др., 2007). Здесь возможно руководствоваться заимствованными решениями от прототипов с подходящими компоновочными прорисовками отсеков с указанием установочных мест БА и размерных цепей (Козлов Д.И. и др., 1996).

Ещё одно важное обстоятельство: задача моделируется методом последовательно-одиночного размещения, на эффективность которого влияет наличие приоритетного списка – выбранного порядка размещения в случае полезных нагрузок для грузовых отсеков, но на БА эта особенность не распространяется, так как приборы подаются на сборку по мере готовности и поступлению от смежных предприятийизготовителей. Несмотря на это, в рассматриваемом случае данный метод всё равно отвечает за моделирование движения объектов и критериальный выбор точек размещения (*Верхотуров М.А. и др.*, 2012).

Верифицировать всё вышесказанное предлагается на примере приборного отсека МТА IUS, компоновка которого представлена на рисунке 1. В нём устанавливаются бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), приёмопередатчик (ПП), командное устройство (КУ), блок переключателей (БП), преобразователь постоянного тока (ППТ), аккумуляторные батареи (АБ), блок распределения электроэнергии (БРЭ), процессор обработки бортовой информации (ПОБИ), релейный блок (РБ), блок определения координат звёзд (БОКЗ), блок инерциальных измерений



(БИИ), блок двигателей системы исполнительных органов (БД СИО), топливные баки (*Сердюк В.К. и др.*, 1985).

Задача: для данного набора БА сгенерировать схему размещения с учётом массово-центровочных, функциональных, термодинамических, виброакустических и монтажных требований к приборному отсеку с проверкой объектов на взаимное непересечение.

Итак, поверхности БА описываются графами согласно (1) и нумеруются в таблице 1.

Для всех объектов выполняется базовая процедура «разместить в отсеке». Но, согласно принципу полиморфизма, для каждой единицы оборудования данное действие может выполняться с помощью разных алгоритмов, а не через обобщающий цикл, так как у задачи существуют ограничения разной физической природы. Зачастую они взаимосвязаны, и их источником являются функциональные требования (*Козлов Д.И. и др.*, 1996):

1. БЦВМ и КУ являются частью командно-вычислительного устройства (КВУ), и поэтому их рекомендуется располагать в приборных отсеках вблизи от командной радиолинии (КРЛ) и системы трансляции команд и распределения питания (СТКРП) с целью снижения длин соединительных кабелей бортовой кабельной сети (БКС).

КОНЦЕПЦИЯ АВТОМАТИЗИРУЕМОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ МАТРИЧНО-ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ Компоновки бортовой аппаратуры в приборном отсеке космического аппарата

i	обозначение элемента	количество	топологическая модель элемента
1–3	БЦВМ	3	(8; 12; 6)
4–5	ПП	2	(8; 12; 6)
6	КУ	1	(56; 84; 30)
7	БП	1	(8; 12; 6)
8	ППТ	1	(8; 12; 6)
9	АБ	1	(18; 33;17)
10	БРЭ	1	(8; 12; 6)
11	ПОБИ	1	(8;12;6)
12	РБ	1	(8; 12; 6)
13	БОКЗ	1	(20; 30; 12)
14	БИИ	1	(8; 12; 6)
15–18	БД СИО	4	(8; 12; 6)
19–21	топливный бак	3	(12; 30; 20)

таблица 1 – Индексация и модели бортовой аппаратуры приборного отсека

Примечания

¹ Неподписанные элементы на рисунке 1 не учитываются – они второстепенные по назначению и размещаются после основной БА, т.е. это вторая задача размещения.

² Топливные баки описаны поверхностью икосаэдра, т.к. она более других форм прилегает к форме сферы.

³ Топологическая модель АБ описана на основе свойства инкапсуляции.

⁴ Топологические модели ПП, БА, БРЭ, РБ описаны по свойству наследования.

2. ПП относится к КРЛ, поэтому см. предыдущий пункт.

3. ПОБИ относится к СТКРП, поэтому его следует размещать ближе к потребителям питания, чтобы снизить массу силовых кабелей БКС.

4. БОКЗ относится к системе управления движением относительно центра масс, зона обзора должна достигать 170° с обеспечением угловой точности (5...10′) и стабильности установки (±1 мм) относительно плоскостей стабилизации КА.

5. БИИ, БД СИО и топливные баки относятся к СИО, поэтому управляющие двигатели рекомендуется размещать симметрично на максимальном расстоянии от ЦМ КА, а остальные элементы – по минимуму моментов инерции.

6. БП, ППТ, АБ, БРЭ, РБ относятся к системе электропитания (СЭП), которые следует по возможности размещать с минимальной длиной выходных шин БКС.

Лимитно-массовая сводка БА представлена в таблице 2. Ориентировочные массово-габаритные параметры получены по данным (Козлов Д.И. и др., 1996; Robert A. Braeunig, 2012; Аншаков Г.П. и др., 2020).

Расчёт массово-габаритных параметров производился по следующим формулам (Козлов Д.И. и др.,

элемент Г _і	средняя объёмная плотность р _i , кг/мм ³	относительная масса µ _i , кг	масса <i>m_i</i> , кг	габариты l_{xi} – l_{yi} – l_{zi} , мм
1–3	0,0000008	0,0187	276,000	700–700–350
4–5	0,0000007	0,0160	236,160	700–700–350
6	0,0000008	0,0187	276,000	700–700–350
7	0,0000008	0,0187	276,000	700–700–350
8	0,0000007	0,0160	236,160	700–700–350
9	0,0000008	0,0187	276,000	700–700–350
10	0,0000007	0,0160	236,160	700–700–350
11	0,0000006	0,0190	280,440	775–775–388
12	0,0000008	0,0187	276,000	700–700–350
13	0,0000007	0,0154	227,304	690–690–345
14	0,0000005	0,0070	103,320	590–590–295
15–18	ORBUS 6	_	3,018	850-850-425
19–21	N ₂ O ₄ при 45 МПа	_	52,000	диаметр 725

таблица 2 – Лимитно-массовая сводка бортовой аппаратуры приборного отсека

1996; *Аншаков Г.П. и др.*, 2020) в местной системе координат БА (без учёта ориентации в осях отсека):

$$m_i = \mu_i M_{\text{MTA}}$$
$$l_{xi} - l_{yi} - l_{zi} = \sqrt[3]{\frac{m_i}{\rho_i}} - \sqrt[3]{\frac{m_i}{\rho_i}} - \frac{1}{2}\sqrt[3]{\frac{m_i}{\rho_i}},$$

. .

где M_{MTA} =14760 кг – масса МТА IUS для многоразового транспортного космического корабля Space Shuttle (*Robert A. Braeunig*, 2012).

Приборный отсек MTA IUS является его второй ступенью и имеет форму обратного конуса с цилиндрическим вырезом по центру. Объём его пространства *P* равен:

$$V(P) = \frac{1}{12} \pi h \left(D_1^2 + D_1 D_2 + D_2^2 - 3D_3^2 \right) =$$

= $\frac{1}{12} \pi \cdot 1980 \cdot \left(1600^2 + 1600 \cdot 3050 + 3050^2 - 3050^2 + 3050^2 \right) \approx 4,7 \cdot 10^9 \text{ MM}^3,$

где D_1 =1600 мм – диаметр нижнего основания конуса второй ступени МТА IUS (*Robert A. Braeunig*, 2012);

 D_2 =3050 мм – диаметр верхнего основания конуса второй ступени MTA IUS (*Robert A. Braeunig*, 2012); D_3 =1600 мм – диаметр образующей выреза по меньшему основанию конуса (*Robert A. Braeunig*, 2012);

h=1980 мм – высота конуса второй ступени MTA IUS (*Robert A. Braeunig*, 2012).

Ориентировочный объём компоновки, согласно таблице 2, равен $V(A) \approx 4, 0.10^9$.

Технически компоновка осуществима, так как выполняется условие V(A) < V(P).

Теперь начинается синтез компоновки БА, причём на первой итерации она именуется ПСР, а на последней – РСР. Выбор конкретной процедуры размещения будет происходить на основании её типа в процессе эволюции конфигурации. Её исполнение должно быть радиальным, потому что модель приборного отсека коническая с вырезом в центре.

Процесс конструирования можно описать нижеприведённой последовательностью действий:

1. Размещать БД СИО вдоль верхнего основания отсека на максимальных расстояниях симметрично началу координат.

2. Размещать БЦВМ, КУ, ПП совместно с учётом симметрии и монтажных допусков.

3. Размещать БП, ППТ, АБ совместно и также симметрично им размещать БРЭ и РБ, между которыми вставить ПОБИ; учесть допуски на монтаж, вибрации и тепловые потоки, уравновесить положение предыдущей группы приборов.

таолица о – координаты разм	ещения обртовой аннаратуры і	в приоорном отеске	
i	$\chi_{{}_{{}_{{}_{{}_{{}_{{}_{{}_{{}_{{}_{{$	${\cal Y}_{{\scriptscriptstyle \rm IIM}i},~{ m MM}$	Z_{IIMi}, MM
1	1755,00	1016,00	335,00
2	1842,50	1131,32	-452,82
3	1842,50	-957,81	753,34
4	1375,00	650,00	530,00
5	1375,00	650,00	-530,00
6	1535,00	500,00	-785,00
7	889,00	-900,98	-639,42
8	841,00	-525,62	-957,80
9	1446,00	-833,69	-486,21
10	877,00	-859,17	793,69
11	836,00	-720,00	636,00
12	735,00	-346,00	850,00
13	882,00	581,02	833,75
14	729,49	603,17	478,89
15	1767,50	0	1100,00
16	1767,50	0	-1100,00
17	1767,50	-1312,50	0
18	1767,50	1312,50	0
19	1503,00	-370,00	-874,00
20	1434,00	891,00	24,00
21	1584,00	-871,00	276,00

таблица 3 – Координаты размещения бортовой аппаратуры в приборном отсеке

КОНЦЕПЦИЯ АВТОМАТИЗИРУЕМОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ МАТРИЧНО-ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ Компоновки бортовой аппаратуры в приборном отсеке космического аппарата

4. Размещать БОКЗ и БИИ выравниванием центровки от предыдущей группы приборов, учесть допуски на монтаж и вибрации.

5. Размещать топливные баки в оставшемся пространстве так, чтобы положение ЦМ всей компоновки находилось в окрестностях центра масс отсека.

Математически эти манипуляции представлены топологической системой уравнений:

$$F_{1}(A): \begin{cases} r(\Gamma_{15}) - r(\Gamma_{16}) = r(\Gamma_{17}) - r(\Gamma_{18}) = D_{2} - l_{i} \\ \sum_{i=1}^{5} \left[r(\Gamma_{i+1}) - r(\Gamma_{i}) + \delta_{Mi} \right] \rightarrow \min \\ \sum_{i=7}^{8} \left[r(\Gamma_{i+1}) - r(\Gamma_{i}) + \delta_{Mi} + \delta_{Vi} + \delta_{Ti} \right] \rightarrow \min \\ \sum_{i=10}^{11} \left[r(\Gamma_{i+1}) - r(\Gamma_{i}) + \delta_{Mi} + \delta_{Vi} + \delta_{Ti} \right] \rightarrow \min \\ \cos \left[r(\Gamma_{7}, \Gamma_{8}, \Gamma_{9}) \wedge r_{0} \right] - \\ -\cos \left[r(\Gamma_{10}, \Gamma_{11}, \Gamma_{12}) \wedge r_{0} \right] = 0 \\ r(\Gamma_{14}) - r(\Gamma_{13}) = \left[\frac{1}{m_{13}} - \frac{1}{m_{14}} \right] \cdot \left[\sum_{i=1}^{12} m_{i}r_{i} + \right] \\ + \sum_{i=15}^{18} m_{i}r_{i} + \sum_{i=13}^{14} \left[\delta_{Mi} + \delta_{Vi} \right] - \frac{m_{13}}{m_{14}} r_{13} \rightarrow \min \\ r_{0} - r(\Gamma_{19}, \Gamma_{20}, \Gamma_{21}) \rightarrow \min \\ r_{0} - \left[\frac{\sum_{i=1}^{21} m_{i}r_{i}}{\sum_{i=1}^{21} m_{i}} + \delta_{II} \right] \rightarrow \min \end{cases}$$

где $l = (l_x \ l_y \ l_z)^{\mathrm{T}}$ – габарит, по которому выбирается ориентация БА;

 $\delta_M, \, \delta_V, \, \delta_T, \, \delta_{II} -$ допуски на монтаж, вибрации, тепловые потоки, центр масс отсека;

 r_0 =(1180,43 0 0)^T – вектор положения ЦМ конструкции приборного отсека.

Отличие топологического оператора отображения F_1 от обычной системы уравнений состоит в том, что через графы Γ_i задача решается с сохранением топологии её элементов.

Ниже в таблице 3 приведены координаты ЦМ размещённых объектов относительно начала координат в центре нижнего (меньшего) основания отсека.



рисунок 2. Модель компоновки приборного отсека МТА IUS

Для получения этого решения потребовалось *t*=7 шагов конвертации, при которых ПСР претерпела такие основные изменения:

- переориентированы объекты Γ₁₇ и Γ₁₈;
- изменены координаты *x* по продольной оси КА для каждого из объектов Г₄, Г₅, Г₆;
- размещены в серединах групп КВУ-КРЛ и СЭП-СТКРП объекты Γ₁₉ и Γ₂₀, а затем расположить симметрично на максимально возможных расстояниях;
- отрегулировано положение ЦМ компоновки перемещением объектов Γ₁₃, Γ₁₄, Γ₂₁ в оставшихся свободных зонах;
- добавлены балансировочные грузы в виде квадратных плиток с вырезами в стыках под крепёж количеством 510 штук массой по 0,5 кг в области с рассчитанными координатами.

Для оценки непересечений при смещениях были использованы формулы (2), (3), (5).

Новое положение ЦМ X_{u} =1196,39 мм; Y_{u} =12 мм; Z_{u} =8 мм (отклонение от исходных значений соответственно на 15,96 мм, 12 мм, 8 мм) с учётом балансировочных грузов, что входит в область допустимых значений.

Часть граней БД СИО выступает за пределы отсека, что можно видеть на рисунке 2. Это допустимо, так как сопла конструктивно должны находиться вне отсека.

В результате нескольких циклов моделирования собрана пространственная компоновка БА в приборном отсеке MTA IUS, представленная на рисунке 2,

с которой снимается PCP с учётом рекомендаций (Козлов Д.И. и др., 1996; Беляков А.А. и др., Проблемы реверс-инжиниринга..., 2021). По своей структуре она в значительной степени сопоставима с конструктивно-компоновочной схемой рисунка 1. Это решение было получено с помощью описанной системы (1)-(6), которая дополнялась на разных шагах отображений алгоритмами, помогающими работать с комбинаторикой вершин, рёбер и граней матричных топологических моделей БА.

Так, например, для выбора свободных зон размещения для объектов Γ_{13} , Γ_{14} , Γ_{19} , Γ_{20} , Γ_{21} был применён алгоритм Грэхема совместно с алгоритмом быстрой оболочки (*Tomac X. Кормен и др.*, 2013). Идея заключалась в том, чтобы спроецировать точки установленных приборов на плоскость, параллельную боковой поверхности отсека, и описать по ним выпуклую двумерную оболочку, которую затем разбить на части по числу локальных концентраций точек и каждое такое скопление описать выпуклым многогранником, в результате чего все внешние области считаются незанятыми.

Похожие действия были предприняты с помощью алгоритма Джарвиса (*Томас Х. Кормен и др.*, 2013) при нахождении области размещения балансировочных грузов. Для заданной площади покрытия был построен выпуклый многогранник на плоскости боковой стенки отсека по точкам, чьи координаты в предполагаемой области вероятного решения были сгенерированы случайно. Принимался вариант, обеспечивающий наиболее устойчивую центровку.

заключение

Предложена топологическая пространственная матрично-топологическая модель размещения БА в коническом отсеке КА. С помощью соответствующей системы уравнений строится ПСР, которая затем путём введения системы ограничений, отображений и дополнительных методов меняет свою конфигурацию до тех пор, пока на каком-то шаге не будет принято решение, что искомая РСР найдена. Основная идея заключалась в том, чтобы копировать действия конструктора матричными топологическими операторами и минимизировать размер области вероятных допустимых решений. Благодаря этому появится возможность оцифровать ход решения и на его основе создать программную среду, которая генерирует компоновки в автоматизированном режиме для изделий ракетно-космической техники.

Так как унифицировать решение удаётся весьма абстрактно на верхнем уровне, то роль накопителя всевозможных методов, алгоритмов и практических рекомендаций должен взять на себя искусственный интеллект. Конечно, в этом случае требуется привлекать экспертов, чтобы интегрировать математическую модель с системой автоматизированного проектирования. Верификация в ручном режиме показала, что решение с определённой точностью может быть найдено одним человеком, но число шагов для реконфигурации компоновки будет тем выше, чем менее освоена человеком эта топологическая технология. Немаловажную роль играет умение применять различные вычислительные алгоритмы, чтобы работать с пространством и двумерными многосвязными областями.

В модели удалось учесть все типы технических требований к компоновке и отсеку, но большая часть из них задавалась директивно и не использовалась в качестве краевых условий для решения отдельных уравнений. Это помогло сократить число циклов проверок на допустимость взаиморасположения БА, хотя для оценки их непересечений пришлось довольно часто применять индекс пересечения. В данном примере не было необходимости обращаться к коэффициенту зацепления. Длина отдельного шага во времени изменялась в большом диапазоне, так как оператор отображения мог содержать как уравнения, так и циклы оптимизации с большим количество приближений.

Топологическое свойство изотопии формы отсека позволит распространить обобщение результатов исследования на цилиндрические, сферические и сегментные поверхности, а также на отсеки формы параллелепипеда и правильных многогранников.

Кроме того, в дальнейшем представляет интерес сравнение показателей эффективности существующих методов по направлению матрично-топологической компоновки, а также их гибкость при топологической и комбинаторной оптимизации. Это позволит сделать окончательный вывод о преимуществах и недостатках исследованной в данной работе технологии и предложенного варианта решения задачи размещения.

список литературы

Аншаков Г.П. и др. Численное моделирование теплового состояния на космическом аппарате «Фотон» // Труды V Всероссийской научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей» 5-7 октября 2004 г. Самара: СГАУ, 2004. Вып. 5. С. 9-16.

Аншаков Г.П., Сафронов С.Л. Методы функционирования ракетно-космической техники: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2020. 95 с.

КОНЦЕПЦИЯ АВТОМАТИЗИРУЕМОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ МАТРИЧНО-ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ Компоновки бортовой аппаратуры в приборном отсеке космического аппарата

Баевский А.А. RFID-технология и её перспективы в России // Труды НГТУ им. Р.Е. Алексеева. 2015. № 3. С. 98-103.

Башин К.А., Торсунов Р.А., Семёнов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2017. № 4. С. 51-61.

Беляков А.А., Шулепов А.И. Анализ схемы размещения бортовой аппаратуры на примере блока выведения «Волга» // VII Козловские чтения. Самара: АО РКЦ «Прогресс». 2021. С. 64-74.

Беляков А.А., Шулепов А.И. Проблемы реверс-инжиниринга космических аппаратов // Материалы XXV Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнёва. СибГУ им. М.Ф. Решетнёва. Красноярск, 2021. Ч. 1. С. 8-9.

Беляков А.А., Шулепов А.И. Разработка алгоритма размещения грузов в отсеках транспортного космического аппарата // Вестник Амурского государственного университета. Сер. Естественные и экономические науки. 2020. № 91. С. 19-30.

Беляков А.А., Шулепов А.И. Топологические методы описания геометрических моделей бортовой аппаратуры в задаче её размещения на борту космического аппарата // XIII Общероссийская молодёжная научно-техническая конференция «Молодёжь. Техника. Космос». ВОЕНМЕХ, 2021. С. 165-169.

Болтянский В.Г., Ефремович В.А. Наглядная топология. М.: Наука, 1983. 160 с.

Верхотуров М.А., Верхотурова Г.Н., Ягудин Р.Р. Управление размещением трёхмерных геометрических объектов в системах компоновки // Вестник УГАТУ. 2012. № 8. С. 45-51.

Гаврилов В.Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 137 с.

ГОСТ 2.701-2008. Схемы. Виды и типы. Общие требования к исполнению. М.: ФГУП «ВНИИМАШ», АНО НИЦ CALS-технологий «Прикладная логисти-ка», 2008. 16 с.

Железнов И.В., Рогачёва Ю.А., Шулепов А.И. Анализ способов размещения бортового оборудования в отсеках космических аппаратов // XXI Всероссийская научно-техническая конференция студентов, аспирантов, молодых учёных и специалистов «Наука. Промышленность. Оборона». 2020. Т. 2. С. 190-194.

Козлов Д.И., Аншаков Г.П., Агарков В.Ф. Конструирование автоматических космических аппаратов / Под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996. 448 с. Куренков В.И. и др. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 160 с.

Надёжность и эффективность в технике: справочник в 10 т. Эффективность технических систем / Под общ. ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крючкова. М.: Машиностроение, 1989. 328 с.

Ноженкова Л.Ф., Исаева О.С., Грузенко Е.А. Проектирование и разработка программно-математической модели командно-измерительной системы космического аппарата // Сибирский журнал науки и технологий. 2014. № 2. С. 114-119.

Пикулин С.А. и др. Применение топологической оптимизации при проектировании беспилотных космических аппаратов // Решетнёвские чтения, 2018. С. 48-49.

Салмин В.В., Четвериков А.С., Гоголев М.Ю. Расчёт проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой с использованием информационных технологий: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2019. 199 с.

Сердюк В.К., Толяренко Н.В. Межорбитальные транспортные аппараты // Ракетостроение и космическая техника. М.: ВИНИТИ АН СССР, 1985. 284 с.

Томас Х. Кормен, Чарльз И. Лейзерсон, Рональд Л. Ривест, Клиффорд Штайн. Алгоритмы: построение и анализ. М.: Вильямс, 2013. 1328 с.

Шилов Л.Б. Методика выбора мест установки и пространственной ориентации внешних устройств КА Д33: дис. канд. техн. наук / Науч. руководитель д-р техн. наук., проф. В.И. Куренков. Самара: Самарский национальный исследовательский университет, 2016. 187 с.

Шулепов А.И., Гаврилов В.Н., Мятишкин Г.В. Автоматизированное решение задачи размещения грузов на борту транспортных космических систем // Вестник СГАУ. 2003. № 1. С. 47-49.

Шулепов А.И., Лу Цзя. Об одной задаче размещения грузов в спускаемом аппарате // Управление движением и навигация летательных аппаратов: сб. трудов XVII Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Ч.I. Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2015. С. 187-190.

Robert A. Braeunig. Inertial Upper Stage // Rocket & Space Technology. 2012. № 4. P. 1-2.

Статья поступила в редакцию 04.04.2023 Статья после доработки 05.04.2023 Статья принята к публикации 05.04.2023

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОЦЕССНОГО ПОДХОДА В КОНТРАКТНО-ДОГОВОРНОЙ СЛУЖБЕ АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

A.B. CTpyeB¹, StruevAV@laspace.ru; A.V. Struev



А.А. Попов¹, кандидат технических наук, РороvAA@laspace.ru; А.А. Ророv



PROCESS APPROACH TO

DEPARTMENT ACTIVITIES AT

LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC

THE CONTRACTS

В.П. Горшенин¹, профессор, доктор экономических наук, GorsheninVP@laspace.ru; **V.P. Gorshenin**

В статье представлен опыт внедрения процессного подхода в контрактно-договорной службе предприятия. Показана эволюция изменений в подходах к описанию бизнеспроцессов при заключении договоров в процессе организационной трансформации контрактнодоговорного направления предприятия.

Ключевые слова:

организационное развитие предприятия; процессы управления предприятия; процессный подход в работе контрактнодоговорной службы.

DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.012

Постиндустриальная эпоха вынуждает руководителей российских предприятий выстраивать работу в условиях жёсткой конкуренции с глобальными корпорациями. Динамичное изменение рынков сбыта в обстановке санкционного давления привело к необходимости гибкого реагирования на внешние вызовы и внедрения передовых методов управления This article presents the experience of the process approach implementing in the Company Contracts Department. It shows the evolution of changes in approaches to the description of business processes during the conclusion of the contracts in process of organizational transformation of the contracting activity of the Company.

Key words:

Company organizational development; Company management activities; process approach to the Contracts Department activities.

производством. Характерной особенностью крупных российских промышленных предприятий является привычный, известный с советских времен, способ организации производства с использованием структурно-функциональных систем. Квалифицированные специалисты с фундаментальной подготовкой успешно участвовали в системе управления

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

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

предприятиями, в том числе и создающими уникальные образцы космических систем мирового уровня. Достаточно вспомнить первый полёт Ю.А. Гагарина, разработанную в стране систему многоразового использования «Энергия-Буран», разгонный блок «Фрегат» с ракетой «Союз» и многие другие. Однако последовавшие перемены: перестройка, переход к рыночным преобразованиям привели к сильнейшей трансформации российской промышленности. Существенно изменилось законодательство. Модернизации подверглась система образования и был осуществлён переход высшей школы к двухуровневой системе бакалавр-магистр, который трудно признать успешным. Как сказал в послании Федеральному собранию 21 февраля 2023 года В.В. Путин: «в высшей школе назрели существенные изменения. Нужен синтез советской системы образования и нового опыта. Нужно вернуться к традиционной для нашей страны системе обучения специалистов со сроком обучения от четырёх до шести лет» (Послание Президента РФ..., 2023). В этих непростых условиях последнего тридцатилетия руководителям российских высокотехнологичных предприятий пришлось адаптироваться к сложившимся реалиям и искать новые подходы в управлении производством.

Исследования в области рыночной экономики показали, что лучше других зарекомендовал себя процессный подход. Как утверждает Д. Пинаев, «процессный подход – наиболее действенный метод организации эффективной работы компании, начиная с конца 70-х годов прошлого века по настоящее время, и есть все основания полагать, что таковым он останется ещё очень и очень долго» (Пинаев Д., 2012). С ним мы полностью согласны. В современных реалиях процессный подход позволяет выстроить взаимодействие между работниками как членами одной команды по горизонтали, избегая функциональных «колодцев», которые характерны для линейно-функциональных систем и существенно препятствуют быстрому прохождению информации. Более того при функциональной модели управления мотивация персонала нацелена больше на выполнение своей функции, а не на достижение конечного результата, который порой не очевиден для исполнителя. При этом руководители вынуждены заниматься администрированием текущей деятельности, а не развитием предприятия или своих подразделений.

Устранить недостатки функциональной схемы можно переходом на новый принцип управления – управление процессами. В этом случае фокус внимания высшего руководства смещается на внутреннюю среду предприятия и организационную культуру. Управление подразделениями происходит по «входу» и «выходу» или по цепочке «клиент – поставщик» как это рекомендовано в ГОСТ Р ИСО 9001-2015.

Процессный подход фактически меняет понятие структуры предприятия. Основным элементом становится процесс, и в соответствии с одним из принципов процессного подхода предприятие состоит из совокупности именно процессов, а не подразделений, что звучит почти революционно.

Первые шаги в АО «НПО Лавочкина» (далее -НПОЛ) по внедрению процессного подхода были начаты более пяти лет назад. Приказом директора были созданы кросс-функциональные команды представителей различных подразделений, которые в первую очередь приступили к описанию бизнеспроцесса заключения договоров. Данный бизнеспроцесс был выбран не случайно. Наше предприятие является головным исполнителем по многим проектам, и многоуровневая кооперация характерна для нас. Можно привести много примеров нашего успешного сотрудничества с кооперацией в освоении космоса: с ИПМ имени М.В. Келдыша (Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф. Грушевский А.В. и др., 2022), с АО «ЦНИИМАШ» (Хартов В.В., Кудрявцев Ю.Е., Михайлов В.М. и др., 2022). Это конечно далеко не полный список нашей кооперации. Однако процесс контрактации характеризуется достаточно длительным временем заключения контрактов и договоров, и с учётом действующего законодательства эта работа существенно усложнилась, став серьёзной проблемой. Потребовалось значительно увеличить скорость взаимодействия между службами внутри предприятия. Была создана кросс-функциональная команда из работников экономического, юридического, договорного отделов, отдела закупок и дирекции по контрактной деятельности, которая приступила к описанию бизнес-процесса заключения договоров с одновременной экспертной оценкой белого и серого времени в соответствии с концепцией быстрореагирующего производства (Сури Р., 2013). Было отмечено значительное время на согласование (белое) и совсем незначительное (серое) на процедуру оформления того или иного действия. В процессе описания кросс-функциональной командой бизнеспроцесса заключения договоров в рамках выполнения Положения о закупках Госкорпорации «Роскосмос», а также положений 44-ФЗ и 223-ФЗ была отмечена избыточная забюрокраченность процедур и недостаточное взаимодействие работников кроссфункциональной команды со специалистами из других служб НПОЛ. В связи с этим потребовалось дополнительная актуализация стандартов предприятия и более чёткое подключение служб к кураторству договоров. Поэтому настройка внутреннего взаимодействия ответственных за заключение договоров позволила ускорить этот процесс. Однако внешняя часть процесса, регулируемая процедурами законодательства и локальными нормативно-правовыми

актами Госкорпорации «Роскосмос», в частности согласование договоров Центральной закупочной комиссией (ЦЗК) на сумму свыше 30 млн рублей, создавала определённые задержки при заключении договоров. В итоге время заключения договоров с кооперацией с учётом вышеуказанных причин доходило до 180 дней, что трудно считать разумным сроком. Дальнейшая работа строилась на необходимости сплочения и вовлечения работников, задействованных в процессе заключения договоров в рамках процессного подхода, а также определённых структурных изменений в НПОЛ с одновременным взаимодействием с Госкорпорацией «Роскосмос» по совершенствованию нормативной базы.

Действия, которые осуществлялись участниками проекта по описанию бизнес-процессов (далее – БП):

- Сбор информации о фактическом состоянии процессов взаимодействия и получение результата внутри подразделения (как есть).
- Бенчмаркинг БП.
- Вовлечение в обсуждение всех потенциальных участников БП.
- Моделирование БП.
- Построение оптимальной схемы создания потока ценности в звене БП.
- Выпуск регламентирующих документов.
- Оценка состояния системы управления процессами НПОЛ.
- Обеспечение связи каждого действия в процессе с центром ответственности.

К характеристикам бизнес-процесса относятся показатели эффективности, результативности, качества и производительности. Эти метрики, необходимо определить в начале описания бизнес-процесса, для чёткого понимания проектной командой что должно быть достигнуто.

В дополнение отметим, что модели процессов являются средством:

- управления процессами организации;
- анализа эффективности процесса;
- описания изменений.

Модель описания бизнес-процесса в рамках, которой выполнялась работа, представлена на рисунке 1.

На рисунке 2 приведена модель бизнес-процесса оформления договоров с учётом концепции быстрореагирующего производства. Всего было идентифицировано восемь алгоритмов заключения договоров с фиксацией белого и серого времени. Время оценивали сами участники кросс-функциональной команды, выступив в роли экспертов.

Таким образом, мы столкнулись как с внешними ограничениями, так и с внутренними, обусловленными неэффективным взаимодействием подразделений, неразрывно связанных с заключением договоров, но при этом находящихся в подчинении заместителей генерального директора разных функциональных направлений. Организационная структура контрактно-договорного направления времени начала внедрения процессного подхода представлена на рисунке 3.



рисунок 1. Графическая модель описания бизнес-процесса

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОЦЕССНОГО ПОДХОДА В КОНТРАКТНО-ДОГОВОРНОЙ СЛУЖБЕ АО «НПО ЛАВОЧКИНА»



рисунок 2. Модель бизнес-процесса для одного алгоритма закупочных процедур

Анализ взаимодействия подразделений в рамках этой структуры показал определённые сложности при коммуникациях в процессе контрактации, в связи с чем руководством предприятия было принято решение провести реорганизацию контрактно-договорного направления, создав службу в составе трёх отделов: контрактов, договоров и закупок. На рисунке 4 приведена действующая организационная структура контрактно-договорной службы. Более того, в НПОЛ в 2021 году началась реализация стратегии цифровой трансформации, в рамках которой проходит поэтапная комплексная автоматизация процессов управления через внедрение программного обеспечения «1С: документооборот» и «1С: ERP». Здесь необходимо отметить, что в последние пять лет цифровизация стала пронизывать практически все сферы деятельности российской экономики. Это во многом связано с решениями,



рисунок 3. Предыдущая организационная структура контрактно-договорного направления

принятыми руководством страны по развитию цифровой экономики (Программа «Цифровая экономика Российской Федерации», 2017). Дальнейшее её развитие осуществлялось в рамках реализации Указов Президента Российской Федерации от 7 мая 2018 г. № 204 «О национальных целях и стратегических задачах развития Российской Федерации на период до 2024 года» и от 21.07.2020 г. № 474 «О национальных целях развития Российской Федерации на период до 2030 года». В том числе с целью решения задачи по обеспечению ускоренного внедрения цифровых технологий в экономике и социальной сфере Правительством Российской Федерации сформирована национальная программа «Цифровая экономика Российской Федерации» утвержденная протоколом заседания президиума Совета при Президенте Российской Федерации по стратегическому развитию и национальным проектам от 4 июня 2019 г. № 7. Поэтому активная цифровая трансформация на предприятии, реализуемая под руководством заместителя генерального директора по информационным технологиям, поддерживаемая Госкорпорацией «Роскосмос», находится в тренде решений Правительства Российской Федерации.

Таким образом, на предприятии формируется социально-экономическая экосистема на основе цифровой платформы. Здесь уместно обратить внимание на исследование Г.Б. Клейнера сложнейших



рисунок 4. Организационная структура контрактнодоговорной службы

социальных процессов, проходящих в процессе цифровизации при формировании экосистемы: «Индивидуальные члены экономического сообщества на предприятии связаны сложной системой отношений, которая включает обмен материальными, информационными и энергетическими потоками, отношения субординации и доминирования, а также готовности к противоборству (соперничеству) и взаимодействию (сотрудничеству)» (Клейнер Г.Б., 2021). В контексте реализации этой парадигмы важно обратить внимание на организационную культуру как важнейший элемент цифровой трансформации. Заместителю генерального директора по информационным технологиям, отвечающему за цифровую трансформацию, приходится фактически воплощать стратегию организационных изменений. Это означает существенное изменение организационной культуры предприятия. Цифровизация – это прежде всего бизнес-продукты, а также процессы и взаимодействие сотрудников, изменяемые с помощью информационных технологий. Поэтому недостаток компетенций как личных, так и командных, неудовлетворительный уровень цифровой культуры являются серьёзными барьерами для успешной реализации стратегии цифровой трансформации (ЦТ). Так, чрезмерная загруженность оперативными задачами, слабое кросс-функциональное взаимодействие подразделений, а иногда недостаточная координация



– начало процесса;

II – окончание процесса.

рисунок 5. Диаграмма процесса заключения договоров верхнего уровня

со стороны высшего руководства ставят под угрозу реализацию программы ЦТ, что приводит к затягиванию сроков проектов цифровой трансформации и увеличению затрат на их реализацию.

Действующая структура контрактно-договорной службы наиболее чётко отражает тренд, характерный для современных высокотехнологичных предприятий, которые эффективно применяют организационные и управленческие технологии с использованием цифровых платформ. Так, Джереми Рифкин при анализе третьей промышленной революции отмечал, что именно замена иерархической организации горизонтальными структурами или революция структур управления, а не новые виды техники, которые, разумеется, появлялись, составила базис современных кардинальных изменений (*Rifkin J.*, 2011).

Это технологическое развитие стало пиком «технологического детерминизма» и легло в основу доктрины четвертой промышленной революции, где отмечается системное влияние технологий на все стороны человеческой жизни в процессе производства (*Philbeck T., Davis T.*, 2019). Для концепции «Индустрия 4.0» характерен фокус на комбинаторику технологий расширенного применения цифровых технологий и в дальнейшем-искусственного интеллекта (Franka A.G., Dalenogareb L.S., Ayala N.F., 2019). Структурные изменения, вызываемые технологиями, крайне скупо исследуются в современной экономической науке и работа авторов (Gabardo F., Pereima J.B., Einloft P., 2017) представляет определённый практический интерес. Так, объединение трёх отделов: контрактов, договоров и закупок под единоначалием руководителя контрактно-договорной службы ускорило процесс заключения контрактов и договоров не менее чем на 10-15%, что в денежном выражении позволило сэкономить значительные финансовые ресурсы. Здесь уместно обратиться к работе О. Сухарева, где отмечается, что любое технологическое развитие связано с проблемой измерения (Сухарев О.С., 2023). Однако в нашем случае мы провели измерение скорости заключения контрактов и договоров при старой и новой организационной структуре 2019 и 2022 года (ковидные годы были исключены для точности измерения). В обоих случаях использовался один и тот же программный продукт «АСЭС». Важность оперативного заключения договоров с контрагентами

была отмечена и Госкорпорацией «Роскосмос», которая приказом от 09.01.2023 № 1 «Об утверждении Отраслевых руководящих принципов осуществления организациями Госкорпорации «Роскосмос» планирования, заключения и исполнения государственных контрактов...» определила заключение контрактов/ договоров с соисполнителями одним из необходимых этапов заключения государственного контракта. Ключевой настройкой для взаимодействия подразделений общества, в том числе и контрактно-договорной службы, стала командная работа по описанию бизнес-процессов в АО «НПО Лавочкина» в соответствии с утвержденным Положением от 26.01.2022 № 32.

Диаграмма процессов верхнего уровня представлена на рисунке 5.

Командная работа работников контрактно-договорной службы позволила найти дополнительные резервы по совершенствованию процессов заключения договоров.

Необходимо отметить и конструктивное взаимодействие с Госкорпорацией «Роскосмос» в части совершенствования Положения о закупках и нормативных актов, принятых в его развитие. Так, увеличение порога цены договора для рассмотрения его на ЦЗК до 100 млн рублей и уведомительный порядок заключения определённых договоров существенно ускорил и процесс контрактации с кооперацией, снизили трансакционные издержки, что в современных условиях является важным фактором повышения эффективности предприятия. Необходимые изменения предстоит внести в усовершенствование в бизнеспроцессы контрактно-договорной службы и в текущем году.

Таким образом, успешное проведение структурной реорганизации контрактно-договорного направления для нашего предприятия позволяет сделать следующие выводы:

1. «Уплощение» организационной структуры контрактно-договорной службы предприятия находится в тренде современных изменений как мировой, так и российской экономики.

2. Создание единоначалия в контрактно-договорном направлении позволило получить синергию и повысить эффективность службы, исключив кросс-функциональные барьеры во взаимодействии между отделами.

3. Формирование однородной организационной культуры в контрактно-договорной службе также позволило получить дополнительный синергетический эффект.

4. Созданная контрактно-договорная служба успешно прошла испытание временем и приступила к переходу на работу в системе «1С: ERP» и «1С: Документооборот».

5. Цифровизация в контрактно-договорной службе фактически приводит к созданию экосистемы и кратному росту взаимосвязей между участниками взаимодействия и построению эффективных цепочек ценностей в кооперации.

список литературы

Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В. и др. Успешное творческое сотрудничество НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в освоении космоса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 46-56.

ГОСТ Р ИСО 9001-2015 Национальный стандарт Российской Федерации. Системы менеджмента качества. Требования. Утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 28 сентября 2015 г. № 1391-ст.

Клейнер Г.Б. Системная экономика: шаги развития: Монография // ИД «Научная библиотека», 2021. 746 с.

Пинаев Д. Процессное управление: в чем сила? // Журнал «БОСС». 2012. № 3.

Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 21.02.2023. URL: http://kremlin.ru/events/ president/70565 (дата обращения: 28.02.2023).

Сури Р. Время – деньги. Конкурентное преимущество быстрореагирующего производства / Пер. с англ. В.В. Дедюхина. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. 326 с.

Сухарев О.С. Измерение технологического развития: подходы, методы, проблемы и перспективы // Экономические стратегии. 2023. № 1. С. 26-35.

Хартов В.В., Кудрявцев Ю.Е., Михайлов В.М. и др. Сотрудничество АО «ЦНИИМАШ» и АО «НПО Лавочкина» при реализации проекта по исследованию Марса «ЭКЗОМАРС» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 57-64.

Franka A.G., Dalenogareb L.S., Ayala N.F. Industry 4.0 technologies: Implementation patterns in manufacturing companies // International Journal of Production Economics. 2019. Vol. 210. P. 15-26.

Gabardo F.A., Pereima J.B., Einloft P. The incorporation of structural change into growth theory: A historical appraisal// EconomiA. 2017. Vol. 18, iss. 3. P. 392-410.

Philbeck T., Davis T. The Fourth Industrial Revolution // Journal of International Affairs. 2019. Vol. 210. P. 15-26.

Rifkin J. The Third Industrial Revolution: How Lateral Power is Transforming Energy the Economy and World // St. Martins Griffin Pbl. 2011. 304 p.

Статья поступила в редакцию 24.04.2023 Статья после доработки 25.04.2023 Статья принята к публикации 25.04.2023

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космическим 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).

2. Рецензентов назначает главный редактор или по его поручению заместитель главного редактора журнала.

3. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, рецензии.

4. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

5. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста, 8 рисунков и 15 библиографических источников. Все страницы должны быть пронумерованы.

6. 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, 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.

7. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **А4**.

8. Набирать текст и формулы необходимо в MS Word, используя стандартные шрифты Times New Roman, размер – 14, интервал – полтора. Поля со всех сторон – 25 мм.

9. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.

10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

11. 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.

12. 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).

13. 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.

14. После принятия статьи к публикации предоставить в электронном виде в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru следующие файлы:

– сформированной статьи, тип файла **.docx**;

- рисунков, графиков, тип файла .jpg, или .tiff, разрешение не менее 300 dpi, размер не более формата А4;
- фотографий авторов, тип файла .jpg, или .tiff, разрешение не менее 300 dpi, размер не менее 10×15;
 сведений об авторах, тип файла .docx.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, 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» научный редактор В.В. Ефанов корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова вёрстка А.Ю. Титова художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета – «СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА» подписано в печать 01.06.2023. формат 60×84/₈. бумага офсетная. печать офсетная. объём 12,0 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная дата выхода в свет 13.06.2023

> отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола» 424030, РМЭ, г. Йошкар-Ола, ул. Мира, д. 21.

6 августа 2023 года исполняется 100 лет со дня рождения крупного учёного в области СВЧ-техники и прикладной электродинамики, доктора технических наук, профессора Бориса Васильевича СЕСТРОРЕЦКОГО (6 августа 1923, Ярцево – 7 июля 2017, Москва). Борис Васильевич родился в г. Ярцево Смоленской области. В 1941 году окончил с отличием московскую школу № 255. Сразу после школы пошёл добровольцем в строительный отряд для создания оборонительных сооружений в районе Вязьмы, за что и был награждён медалью за оборону Москвы. В 1942 году Борис Васильевич поступил на физико-математический факультет Пермского государственного университета, при этом работал в ночную смену на оборонном заводе.

В 1943 году Б.В. СЕСТРОРЕЦКИЙ вернулся из эвакуации в Москву и продолжил обучение на радиотехническом факультете в Московском энергетическом институте (МЭИ). В дипломном проекте «Установка для измерения погонного затухания электромагнитных волн в воздухе для сантиметровых волн» Борис Васильевич предложил и реализовал принципиально новый метод возбуждения высокодобротных резонаторов с устранением паразитных колебаний.

По окончании с отличием МЭИ в 1948 году Б.В. СЕСТРОРЕЦКИЙ работал в Московском НИИ Приборостроения (МНИИП), где занимался освоением техники миллиметровых волн, разработкой и испытанием двухчастотных РЛС, газоразрядных защитных устройств миллиметрового диапазона, сумматоров мощных сигналов.

В 1956 году Борис Васильевич защитил кандидатскую диссертацию «Синтез фильтров, сумматоров высокого уровня мощности». В этот период Б.В. СЕСТРОРЕЦКИЙ проводил исследования по низкотемпературным эффектам в полупроводниках, по созданию малошумящих защитных и коммутационных устройств; изучал воздействие явления сверхпроводимости в СВЧ-устройствах для стабилизации частоты малошумящих генераторов и фильтров. Борис Васильевич принимал участие в создании мощных высокостабильных генераторов Ганна (совместно с ФИ АН СССР), в разработке и внедрении в серийное производство резонансных p-n переключательных диодов и ограничителей, бескорпусных диодов сантиметрового и миллиметрового диапазонов, пассивных и активных фазовых антенных решеток. В 1963 году вышла в свет монография: Кухаркин Е.С., Сестрорецкий Б.В. Электрическая прочность волноводных устройств. М.: Высш. школа, в 1969 году – монография: Мальский И.В., Сестрорецкий Б.В. СВЧ-устройства на полупроводниковых диодах: проектирование и расчет. М.: Сов. радио. В 1973 году Борис Васильевич защитил диссертацию по теории проектирования коммутационных полупроводниковых СВЧ-устройств на соискание учёной степени доктора технических наук.

Много сил и времени Борис Васильевич отдал воспитанию молодого поколения исследователей. С 1965 по 2003 годы он преподавал на базовой кафедре Московского физико-технического института, а в 2003 году организовал и возглавил на НПО им. С.А. Лавочкина отделение кафедры «Радиотелекоммуникационные устройства и системы» Московского института электроники и математики. Он был автором четырёх учебных пособий и большого количества учебно-методических материалов.

ЛЕТ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ Бориса Васильевича СЕСТРОРЕЦКОГО



Б.В. СЕСТРОРЕЦКИЙ подготовил 17 кандидатов наук, один из которых стал впоследствии доктором наук. С 1958 по 1985 годы Борис Васильевич был председателем секции межведомственного координационного совета по антенной технике. Он организовал и провел 12 Всесоюзных конференций и 3 семинара по машинному проектированию СВЧ-устройств. Б.В. СЕСТРОРЕЦКИЙ принимал участие в более чем 100 Всероссийских и Международных конференциях, где сделал более 300 докладов, является автором 4 патентов Российской Федерации и 40 авторских свидетельств на изобретения. За долголетнюю научно-практическую деятельность Борис Васильевич награжден медалью Гагарина, медалью С.А. Лавочкина и медалью ВДНХ. 21 год своей жизни (1996-2017) Б.В. СЕСТРОРЕЦКИЙ посвятил работам по тематике НПО им. С.А. Лавочкина, в том числе ЭЛЕКТРО, СПЕКТР-Р, ФРЕГАТ, ФОБОС-ГРУНТ, ТАБЛЕТСАТ-АВРОРА и др. Борис Васильевич входил в состав научнотехнического и диссертационного советов, в редакционную коллегию журнала «Вестник НПО им. С.А. Лавочкина», участвовал в работе аспирантуры предприятия и организовывал семинары для студентов, молодых учёных и инженеров. Подготовленные и воспитанные Борисом Васильевичем научные кадры продолжают трудиться как на НПО им. С.А. Лавочкина, так и на многих других предприятиях нашей страны.

ВЕСТНИК МЫПЕРВЫЕ 22023 В ПРЕЛЕ НА МАРСЕ

10 октября 1960 года с космодрома Байконур осуществлён запуск РН «Молния», которая должна была вывести на траекторию полёта **АМС «МАРС».** Это первая в истории человечества попытка достичь поверхности Красной планеты. Из-за аварии ракеты пуск закончился неудачей. 1 ноября 1962 года осуществлён первый успешный запуск KA «MAPC-1»

в сторону планеты. Межпланетная станция сблизилась с Марсом на расстоянии около 197 тысяч км. «Марс-1» создан в ОКБ-1 С.П. Королёва. Последующие станции создавались в НПО имени С.А. Лавочкина

19 мая 1971 года в СССР с Байконура осуществлён запуск РН «Протон-К» с РБ «Д», которая вывела на траекторию полёта к Красной планете **АМС «МАРС-2»**, который разбился при посадке, но на планету доставил вымпел СССР, тем самым закрепил это небесное тело за нашей страной.

28 мая 1971 года запущен с Байконура АМС «МАРС-3», спускаемый аппарат впервые осуществил мягкую посадку, станция была приведена в рабочее состояние и начала передавать видеосигнал, но через несколько десятков секунд внезапно прекратился. Орбитальный аппарат передавал научную информацию на Землю ещё почти четыре месяца.

> 7 июля и 12 июля 1988 года, запущены АМС «ФОБОС-1» и **«ФОБОС-2»**, целевая задача – ВПЕРВЫЕ посадка

на естественный спутник Марса. КА «ФОБОС-2» сблизился с космическим телом на достаточно близкое расстояние, но посадку десантных аппаратов осуществить не удалось. В процессе полёта получены изображения Фобоса, измерена температура его поверхности, проведено исследование околомарсианского пространства, а также Солнца с помощью бортового телескопа «Терек». Миссия признана частично успешной.

8 ноября 2011 года запущена АМС «ФОБОС-ГРУНТ», впервые предназначенный для доставки образцов грунта с естественного спутника Марса. В результате нештатной ситуации не смогла покинуть окрестности Земли.

K3OMAPC-2022»

«ЭКЗОМАРС-2022» Совместный российско-европейский проект по созданию автоматической межпланетной станции с марсоходом для изучения Марса, основой которого являлся поиск доказательств существования в прошлом и настоящем жизни на этой планете. Также предусматривался широкий спектр научных исследований атмосферы, пылевой и радиационной обстановки, поверхностных и подповерхностных слоё в (глубиной до двух метров), сейсмической активности и многие другие исследования входовиях долгоживущей стационарьой поссалочной в условиях долгоживущей стационарной посадочной платформы и марсохода. Космический комплекс «ЭКЗОМАРС-2022» был создан и прошёл полный комплекс наземных испытаний,

но запуск не состоялся.

