

60 ЛЕТ КОСМИЧЕСКОЙ ЭРЫ

4 ОКТЯБРЯ 1957 ГОДА ЗАПУСК ПЕРВОГО ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

АО «НПО ЛАВОЧКИНА» СОЗДАЕТ АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ С 1965 МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ БУКСИР «ФРЕГАТ» С 2000 ГОДА ВЫВЕЛ НА ОТЛЕТНЫЕ И РАБОЧИЕ ОРБИТЫ БОЛЕЕ ДВУХСОТ КОСМИЧЕСКИЙХ АППАРАТОВ

1966 ЛУНА 9 ПЕРВАЯ МЯГКАЯ ПОСАДКА НА ЛУНУ

1966 ЛУНА 10

ПЕРВЫЙ ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЛУНЫ

1970 BEHEPA 7

ПЕРВАЯ МЯГКАЯ ПОСАДКА НА ВЕНЕРУ

9)7(I)

ЛУНА 16 ДОСТАВКА НА ЗЕМЛЮ ЛУННОГО ГРУНТА В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

1983 ACTPOH

ПЕРВАЯ ОТЕЧЕСТВЕННАЯ АВТОМАТИЧЕСКАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ

1983 ВЕНЕРА 15 РАДИОЛОКАЦИОННОЕ КАРТОГРАФИРОВАНИЕ СЕВЕРНОГО ПОЛУШАРИЯ ВЕНЕРЫ, ПОСТРОЕНИЕ ВЫСОТНОГО ПРОФИЛЯ ПОВЕРХНОСТИ ВДОЛЬ ТРАССЫ СПУТНИКА

Sun A

НПО имени Семена Алексеевича ЛАВОЧКИНА

1970 ЛУНА 17 ЛУНОХОД

ПЕРВАЯ МОБИЛЬНАЯ (ПОДВИЖНАЯ) ЛАБОРАТОРИЯ НА ЛУНЕ, УПРАВЛЯЕМАЯ С ЗЕМЛИ

1971 MAPC 3

ПЕРВАЯ МЯГКАЯ ПОСАДКА НА МАРС

272

ПРОГНОЗ-ИНТЕРБОЛ ИССЛЕДОВАНИЕ СОЛНЦА, СОЛНЕЧНО-ЗЕМНЫХ СВЯЗЕЙ И МАГНИТОСФЕРЫ ЗЕМЛИ С ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

1975 BEHEPA 9

ВПЕРВЫЕ ПОЛУЧЕНЫ ЧЕРНО-БЕЛЫЕ ПАНОРАМЫ ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ



BELA 1

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ ПОСАДОЧНЫМ АППАРАТОМ, АТМОСФЕРЫ ПЛАНЕТЫ АЭРОСТАТНОЙ СТАНЦИЕЙ, ВПЕРВЫЕ ПОЛУЧЕНЫ ИЗОБРАЖЕНИЯ ЯДРА КОМЕТЫ ГАЛЛЕЯ, ДАННЫЕ ПО ЕЁ ХИМИЧЕСКОМУ СОСТАВУ И ДР.

ФОБОС1

СБЛИЖЕНИЕ С ФОБОСОМ, ДИСТАНЦИОННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МАРСА И ФОБОСА

1989 ГРАНАТ

ИЗУЧЕНИЕ ВСЕЛЕННОЙ В РЕНТГЕНОВСКОМ И ГАММА-ДИАПАЗОНАХ ИЗЛУЧЕНИЯ

2011 СПЕКТР-РАДИОАСТРОН ИССЛЕДОВАНИЕ ВСЕЛЕННОЙ В РАДИОДИАПАЗОНЕ

2014 BEPHOB ИЗУЧЕНИЕ РЕЛЯТИВИСТСКИХ ЭЛЕКТРОНОВ



C	0	Д	е	р	ж	а	н	И	е
Багров	А.В., Дм	итриев	А.О., Л	еонов В.	A.,				
Москат	иньев И	.В., Сыс	оев В.К	.,	•				
Ширша	ков А.Е	., Юдин	А.Д.						
Система	глобалы	ного пози	циониро	ования дл	ія Луны				
на основ	е активн	ых свето	зых маяі	ков					5
Платов	И.В., Си	монов А	<mark>В., Го</mark> ј	рдиенко	E.C.				
Сравните	ельный а	нализ ми	ссий в с	истему Ю)питера				11
Шевчен	іко С.Н.								
Метод ог	ценки и г	рогнозир	ования	надёжно	сти				
радиоэл	ектронно	ой аппара	туры коо	смически	х аппарат	0B			
при возд	ействии	ионизиру	ющих и	злучений			J		
космиче	ского про	остранств	а по рез	вультатам	ускоренн	ых испыт	ании		10
на модел	порующе	и установ	ке	• • • • • • • • •		• • • • • • • • •			10
Сомуни	D.D., М ина Р.И	Пименко	, п.п., мср						
Космице		., шоста тема лист			פאובפסמאו	Земпи			
на базе и	ская сис	кого апп;	апата «А	PK0H»· •	арования алетик		запуска		25
Шматов	а С.И.		apara			первого	surfyend .		
Численн	ое иссле	дование	силовог	о воздейо	ствия				
солнечно	ого излуч	 іения на і	товерхн	ости косм	ических а	аппаратов	3		
с учётом	их реаль	ыных геом	іетричес	ких особ	енностей				35
Гладыи	иев А.И.	, Жуков	A.O., 3	ахаров	А.И.,				
Москат	иньев И	.В., Про	хоров М	1.Е., Сы	соев В.К.	,			
Ширша	ков А.Е	., Юдин	А.Д.						
К вопрос	су совери	ценствова	ания вы	сокоточні	ЫΧ				
солнечні	ых датчи	ков и воз	можный	путь его	решения				41
Казмер	чук П.В	•							
Метод ли	инеариза	ции в зад	цачах оп	тимизаци	и траекто	рий			
космиче	ского апі	парата с м	иалой тя	ігой. Реш	ение тесто	овых зада	н	• • • • • •	
Данилк	ин Н.П.,	, Жоанко	DBI.A.,						
Лапшин	і В.Б., Ф	рилиппо	в м.ю.			_			
		ірерывної	го наолк	одения со	о спутнико	В			
		инких стен		ышеннои	IIJIOTHUCTU	плазмы			53
IIITOKA		NKOB E	лере 8 Лоби						
Говору	н Т.А., Ц	Јаталов	В.К., Б	огачёв Е	B.A.	,			
Пути пов	ышения	надёжно	сти рабо	ты узлов	раскрыти	я			
космиче	ских апп	аратов с (отложен	ным сраб	атывание	м			60
Истрато	ов А.Ю.,	Погоди	н А.В.,						
Хоменк	о И.И.,	Привезе	нцев А	.C.					
Прогнозі	ирование	е тепловь	іх режим	10B					
оборудов	вания ко	смическо	го аппар	рата					68
Синявс	кий В.В.	, Смерд	ов А.А.,	, Лавриц	цев С.С.				
Исследо	вание вл	ияния па	раметро	в фермен	ной секці	ИИ			
на напря	іжённо-д	еформир	ованное	состояни	10				
и динамі	ические з	характери	истики к	аркаса к	осмически	1X			
солнечн	ых батар	ей						• • • • • •	76
Евграф	ов А.Е.,	Поль В.	., Шос	так С.В.					
Определ	ение тре	тьеи коор	одинаты	радиоло	кационног	-0			0.0
изоораж	ения в те		1 радиол	юкации с И Е	синтезир	ованием	апертуры		02
Кропрос		.D., IIUH	марев	п.е.	Sotkia coor				
конструк	лий косъ		рацион аппарат	гов пла па			1		
и размег	ной стаб	ИЛЬНОСТИ	i. Ofison		лана				
Ловцов	Д.А Ш	евляков	A.C.						
Информа	ационно-	математи	ическое	обеспече	ние опера	тивной о	адиацион	ной	
защиты	космиче	ских аппа	ратов сг	тециальн	ого назнач	чения			96



главный редактор – К.Э.Н. С.А. Лемешевский заместитель главного редактора – д.т.н., профессор В.В. Ефанов редакционная коллегия чл. СХ СССР, России В.М. Давыдов К.А. Занин д.т.н. А.А. Иванков д.т.н.

К.Э.Н.	Х.Ж. Карчаев
к.т.н.	А.А. Моишеев
д.т.н.	А.Е. Назаров
	А.В. Савченко
д.т.н.	С.Н. Шевченко
ктн	А Е Ширшаков

редакционный совет

С.А. Лемешевский
О.М. Алифанов
В.В. Асмус
Б.И. Глазов
Л.М. Зелёный
Х.И. Ибадинов
А.А. Любомудров
М.Я. Маров
Ю.А. Матвеев
О.Г. Пенязьков
Г.А. Попов
В.Е. Усачов
В.С. Финченко
В.В. Хартов
Е.Н. Хохлачев
Б.М. Шустов
Я.С. Яцкив

Атамасов В.Д., Данилюк А.Ю.,
Дементьев И.И., Погорелов В.И.,
Устинов А.Н., Шевкунов И.А.
Явления наведённой радиации через среды собственных
внешних атмосфер космических аппаратов с ядерными реакторами
Соболев И.А.
Анализ проектных характеристик атмосферных зондов
змейкового типа (ветролётов) для изучения атмосферы Венеры
Меркулов А.В., Шкель А.С.
О вопросах использования магнитогидродинамических
элементов в задачах одноосной ориентации
и стабилизации вращающегося объекта116
Клименко Н.Н.
Псевдокосмические аппараты для длительного
непрерывного наблюдения локальных районов
Ананьев А.И., Шибалов М.В., Курков А.А.,
Борщев Ю.П., Севастьянов А.С., Куркин С.Э.
Инновационные технологии – в космическую отрасль
Данильченко М.В., Карчаев Х.Ж.,
Кудрявцев С.В., Халецкая Н.В.
Концепция развития аспирантуры акционерного общества
«Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»
Шматов С.И.
Методика инженерного расчёта силового воздействия
сверхзвуковых струй, истекающих из двигателей малой тяги,
на элементы конструкции космических аппаратов
в невязком приближении
Деменко О.Г., Бирюков А.С.
Влияние малоразмерности космических аппаратов
на уровень их ударного нагружения
при срабатывании системы отделения153
Прилуцкий А.А., Сидорчук Е.А., Петров А.С.
Моделирование механических деформаций апертуры
и анализ их влияния на диаграмму направленности АФАР
космических аппаратов
Маркачёв Н.А., Михалевский К.И.,
Соболев Я.А., Савинкова К.Я.
Баллоны высокого давления и топливные баки
из титанового сплава для космических аппаратов.
Совершенствование технологии изготовления
Иваненко В.В., Карпенко С.О.,
Лоханов И.В., Панфилова Е.И., Тесёлкин С.Ф.
НПО им. С.А. Лавочкина. Возможности частно-государственного
партнёрства в условиях рынка космических услуг
журнал является рецензируемым изданием
• журнал включен в basy данных «Россиискии индекс научного цитирования» (РИЦЦ) взакошаемие на даатформо НАУЦНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ ЕМЕ ПИОТСИИ
(гипц), размещаемую на платформе пАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте http://www.elibracy.ru

- журнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несет ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов 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 «Газеты и журналы» (Роспечать)
 © ФГУП «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА»
 © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издается 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

журнал является рецензируемым изданием



ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА» журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связи и массовых коммуникаций. адрес учредителя и издателя совпадает с адресом редакции свидетельство ПИ № ФС77-55759 от 28 октября 2013 г.





t

а

b

L e 0 f 0

n ŧ e

chief editor –	
c.sc. (ec.)	S.A. Lemeshevskii
deputy chief editor	_
d.eng., professor	V.V. Efanov
editoria	lboard
member of	
UA USSR, URA	V.M. Davydov
d.eng.	K.A. Zanin
d.eng.	A.A. Ivankov
c.sc. (ec.)	K.Z. Karchayev
c.sc. (eng.)	A.A. Moisheev
d.eng.	A.E. Nazarov
	A.V. Savchenko
d.eng.	S.N. Shevchenko
c.sc. (eng.)	A.E.Shirshakov

editorial council

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

C Bagrov A.V., Dmitriev A.O., Leonov V.A., Moskatiniev I.V., Sysoev V.K., Shirshakov A.E., Yudin A.D. Platov I.V., Simonov A.V., Gordienko E.S. Shevchenko S.N. Method of reliability assessment and prediction of the spacecraft avionics behavior in space ionizing Efanov V.V., Klimenko N.N., Semunkina V.I., Shostak S.V. Space system for remote sensing of the Earth on the base of «ARCON» satellite: towards the 20th anniversary of the first launch25 Shmatov S.I. Numerical study of the power effects of solar radiation on spacecraft surfaces Gladyshev A.I., Zhukov A.O., Zacharov A.I., Moscatiniev I.V., Prohorov M.E., Sysoev V.K., Shirshakov A.E., Yudin A.D. The question of upgrade of high-precision solar sensors and practicable solution41 Kazmerchuk P.V. The method of linearization in optimization problems of low thrust spacecraft trajectories. Danilkin N.P., Zhbankov G.A., Lapshin V.B., Filippov M.Y. Continuous observation possibility of thin extra plasma density walls in the high-latitude ionosphere Shtokal A.O., Rykov E.V., Dobrosovestnov K.B., Govorun T.A., Shatalov V.K., Bogachyov V.A. Ways of dependability enhancement of spacecraft deployment units with suspended actuation operating60 Istratov A.Yu., Pogodin A.V., Khomenko I.I., Privezentsev A.S. Sinyavsky V.V., Smerdov A.A., Lavrishchev S.S. Research of influence of truss section parameters on the stress-strain state and dynamic Evgrafov A.E., Pol V.G., Shostak S.V. The determination of the third coordinate of radar image in the Synthetic Aperture Radar technology82 Strelnikov I.V., Ponomaryov K.E. On the issue of applying vibration treatment of spacecraft welded structures to improve the accuracy Lovtsov D.A., Shevlyakov A.S.

Software for operational radiation protection of special-purpose spacecraft96

Atamasov V.D., Daniluk A.U.,
Dementyev I.I., Pogorelov V.I.,
Ustinov A.N., Shevkunov I.A.
Phenomena of induced radiation through the environment
of the external atmospheres of spacecraft with nuclear reactors $\ldots \ldots \ldots 102$
Sobolev I.A.
Analysis of design characteristics of atmospheric
probes of a snake type (Vetrolet) for studying
the atmosphere of Venus108
Merkulov A.V., Shkel A.S.
The use of Magnetohydrodynamic Elements for Uniaxial Orientation
and Stabilization of a Rotating Spacecraft116
Klimenko N.N.
Pseudosatellites for persistent surveillance of local areas
Ananiev A.I., Shibalov M.V., Kurkov A.A.,
Borshev Y.P., Sevastianov A.S., Kurkin S.E.
Innovative technologies – into the space industry
Danilchenko M.V., Karchaev Kh.Zh.,
Kudryavtsev S.V., Khaletskaya N.V.
Concept of postgraduate studies development
at Lavochkin Science and Production Association
Shmatov S.I.
Method of engineering calculation of impact of force
supersonic jets flowing out of the low-thrust engines on
the spacecraft structures in the inviscid approximation
Demenko O.G., Birukov A.S.
Spacecraft shortening influence on shock loading
level by separation system actuation
Prilutskiy A.A., Sidorchuk E.A., Petrov A.S.
Modeling of aperture mechanical deformation
influence on array factor of space-based active phase array antenna
Markachev N.A., Mikhalevskii K.I.,
Sobolev Ya.A., Savinkova K.Ya.
Spacecraft high pressure cylinders and fuel tanks made of titanium alloy.
Improvement of manufacturing technology
Ivanenko V.V., Karpenko S.O.,
Lokhanov I.V., Panfilova E.I., Teselkin S.F.
Lavochkin Association. Potential in public-private partnership
projects on the space service market

the journal is a reviewed publication

founder

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION» the journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight. address of the founder and the publisher is the same as of the editorial office certificate ΠИ № ФС77–55759 dated October 28, 2013

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link http://www.elibrary.ru
- the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works of those applying for a scientific degree
- the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IM. S.A. LAVOCHKINA»
- post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site http://www.vestnik.laspace.ru
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JOURNALY» (ROSPECHAT)
 © FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
 © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

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

СИСТЕМА ГЛОБАЛЬНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ДЛЯ ЛУНЫ НА ОСНОВЕ АКТИВНЫХ СВЕТОВЫХ МАЯКОВ

А.В. Багров^{1, 2}, доктор физикоматематических наук, abagrov@inasan.ru; **A.V. Bagrov** **А.О.** Дмитриев¹, *dao@laspace.ru;* **А.О. Dmitriev**

В.К. Сысоев¹, доктор технических наук, sysoev@laspace.ru; **V.K. Sysoev** **А.Е. Ширшаков**¹, кандидат технических наук, shirshakov@laspace.ru; **А.Е. Shirshakov**

Рассматривается задача создания оптической системы глобального позиционирования на Луне метровой точности, предназначенная для обслуживания ограниченного числа абонентов. Показано, что оптимальным решением задачи будет непрерывный контроль положений световых лазерных маяков на поверхности Луны с борта искусственного спутника Луны, оснащённого бортовой телекамерой, а также с борта космического аппарата, помещённого в точки Лагранжа L₁ (и L₂) системы Земля – Луна.

Ключевые слова: глобальное позиционирование; навигация на Луне; световой лазерный маяк; оптический интерферометр.

введение

Проведение исследований на поверхности Луны должно опираться на высокоточную систему позиционирования находящихся на Луне объектов, особенно луноходов и пилотируемых аппаратов. Аналогичные по назначению системы глобального позиционирования на Земле успешно функционируют уже много лет, позволяя миллионам пользователей в любой момент определять свое положение с точностью лучше 5 метров. Вполне естественным кажется желание повторить отработанную систему глобального позиционирования и на Луне. Однако это невозможно по нескольким причинам.

Во-первых, реализованные системы глобального позиционирования (GPS, ГЛОНАСС, Galileo) опираются на работу многочисленной группировки спутников, чтобы в любой момент времени у любого наземного пользователя системы была возможность уверенно

THE MOON GLOBAL POSITIONING SYSTEM BASED ON ACTIVE LIGHT BEACONS

В.А. Леонов², кандидат физикоматематических наук, leonov@inasan.ru; **V.A. Leonov** **И.В. Москатиньев**¹, *miv@laspace.ru;* **I.V. Moskatiniev**

А.Д. Юдин¹, yudin@laspace.ru; **A.D. Yudin**

The problem of creating an optical system of global positioning on the Moon of meter accuracy is considered, intended for servicing a limited number of users. It is shown that the optimal solution of the problem would be a continuous control of the positions of the laser light beacons on the lunar surface from onboard of the Moon artificial satellite equipped with an onboard television camera, and also from the spacecraft placed at Lagrange points L_1 (and L_2) of the Earth – Moon system.

Key words: global positioning; navigation on the Moon; light laser beacon; optical interferometer.

принимать сигналы как минимум от четырёх навигационных спутников. По принимаемому со спутника сигналу наземный приёмник вычисляет дальность до каждого спутника и, по известному пространственному положению спутников, определяет своё пространственное положение (ГЛОНАСС..., 2010).

В том случае, когда система глобального позиционирования рассчитана на массового потребителя, её существование экономически оправдано стоимостью измерения координат одного приёмника, которая существенно ниже стоимости (при равной точности) определения тех же координат другими способами, например, астрономическими. На Луне потенциальное число позиционируемых объектов в ближайшее десятилетие не превысит нескольких единиц; в этом случае стоимость проведения координатных измерений одного объекта недопустимо возрастает.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

² ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва. Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

СИСТЕМА ГЛОБАЛЬНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ДЛЯ ЛУНЫ НА ОСНОВЕ АКТИВНЫХ СВЕТОВЫХ МАЯКОВ

Во-вторых, наземные системы глобального позиционирования не могут существовать без наземной координатной поддержки. Орбита каждого навигационного спутника должна быть точно известна, а всякие изменения её параметров – отслежены. На Земле существует несколько сотен станций наземной поддержки систем глобального позиционирования, тогда как на Луне их нет и в обозримом времени не предвидится.

В-третьих, космическая техника рассчитана на сравнительно недолгий срок безотказной работы – 7...10 лет. Это значит, что группировка спутников системы глобального позиционирования должна постоянно обновляться (и резервироваться). Создаётся парадоксальная ситуация, когда для позиционирования нескольких аппаратов на Луне требуется многочисленная группировка искусственных спутников Луны навигационного назначения.

В работе (Гордиенко Е.С. и др., 2016) детально анализируется необходимое количество космических аппаратов для создания радиотехнической лунной навигационной системы и показано, что для этого необходимо 18 лунных навигационных спутников. Поэтому актуально разработать лунную навигационную систему на новых принципах. Мы считаем, что такую систему можно создать на основе средств оптико-электронных систем наблюдения и световых лазерных маяков.

1. Система оптического позиционирования на Луне

Основой такой системы могут стать разрабатываемые оптико-электронные средства в рамках выполняемых лунных проектов Федеральной космической программы; в НПОЛ ведётся разработка служебных систем позиционного контроля лунных посадочных станций (ЛПС) с помощью световых лазерных маяков (Горячев А.В. и др., 2013). Первоначально задачей служебной системы световых лазерных маяков лунной миссии было установление точного места посадки ЛПС в запланированной области и измерение лунных координат ЛПС независимыми методами – по наблюдениям маяка с борта искусственных спутников луны (ИСЛ) и по наземным телескопическим наблюдениям. Световые лазерные маяки на основе лазерных диодов энергетически высокоэффективны и имеют очень большой ресурс безотказной работы. Размещённый на борту ЛПС световой лазерный маяк можно наблюдать как с другого лунного орбитального космического аппарата (КА), так и в наземные телескопы. Это даёт все основания гарантировать выполнение задачи определения координат ЛПС (расположение световых маяков на ЛПС «ЛУНА-25» показано на рисунке 1).



рисунок 1. Лунная посадочная станция «ЛУНА-25» со световыми лазерными маяками

Однако оказалось, что многократные наблюдения этих световых лазерных маяков телевизионным комплексом с борта ИСЛ позволяют методами геодезического уравнивания результатов измерений сформировать (установить) систему селенографических координат, привязанную к этим маякам как к точечным реперам. Только для этого необходимо иметь на Луне несколько таких реперов. Световые лазерные маяки вблизи полюса Луны позволят уточнить положение оси вращения Луны и измерять широту места с высокой точностью. Нужны такие реперы и вблизи лунного экватора – с их помощью можно будет с высокой точностью измерять долготы пунктов относительно этих реперов.

«ЛУНА-25» будет посажена вблизи Южного лунного полюса (Казмерчук П.В. и др., 2016), и маяк на её борту будет, возможно, единственным световым маяком на Луне ещё много лет. В миссиях «ЛУНА-ГЛОБ» («ЛУНА-25») и «ЛУНА-РЕСУРС» («ЛУНА-26») наблюдение световых лазерных маяков будет дополнено наблюдением отражений света бортового лазерного прожектора от находящихся на Луне ретрорефлекторов. Как советские, так и американские уголковые отражатели оказались на низких лунных широтах, так что их использование окажется удачным дополнением к световому лазерному маяку вблизи полюса для установления каркаса высокоточных селеноцентрических координат. Кстати, именно благодаря тому, что уголковые отражатели оказались вблизи лунного экватора, их можно будет уверенно наблюдать с борта ИСЛ. Уголковые отражатели на Луне ориентированы так, чтобы их можно было лоцировать с Земли, которая для этих отражателей видна вблизи зенита. Поэтому во время пролёта ИСЛ в зенитной области над ретрорефлекторами свет от бортового лазерного прожектора будет эффективно отражаться ими обратно к ИСЛ.

Наблюдения светового лазерного маяка и отражений от ретрорефлекторов будут вестись с борта ИСЛ, с которого направления на световые реперы на лунной поверхности будут определяться относительно звёзд. На борту ИСЛ имеются звёздные датчики, по которым будет определена мгновенная ориентация ИСЛ, а через неё – направление оси визирования бортовой телевизионной камеры. Тем самым ИСЛ будет выполнять функцию угломерного инструмента, измеряющего направления на световые реперы с движущегося по законам небесной механики спутника, как показано на рисунке 2. С точки зрения простой геометрии, измеряемый угол «звезда-ИСЛ-маяк» является точным дополнением угла «маяк-ИСЛ-звезда». А для установления системы лунных координат нужно измерять углы «зенит-маяк-звезда». Чтобы получить нужный угол, требуется точное знание положения ИСЛ относительно местной вертикали, а оно однозначно связано с орбитальными параметрами ИСЛ (Багров А.В. и др., 2013).

Орбита спутника задаётся шестью независимыми параметрами; пять из них определяют пространственное положение плоскости орбиты, проходящей через центр масс Луны, размер, эксцентриситет и ориентацию этой орбиты. Шестой параметр задаёт положение ИСЛ на орбите как функцию времени.

Параметры орбиты спутника могут быть вычислены на основе бортовых угловых измерений. Каждый маяк имеет свои индивидуальные и неизменные координаты – широту, долготу и высоту над центром масс Луны. Каждая звезда имеет две фиксированные координаты – прямое восхождение и склонение. Легко подсчитать, что каждый измеренный с борта ИСЛ угол является функцией 11 независимых переменных (6 параметров орбиты, 3 координаты маяка и 2 координаты звезды). Из них всегда точно известны момент времени и 2 координаты звезды. Можно принять в качестве первого приближения, что орбита ИСЛ постоянна, т.е. каждый измеряемый угол зависит только от одного изменяющегося параметра – момента времени, а все остальные являются постоянными. В этом случае можно провести 10 независимых измерений для каждого маяка и составить систему из 10 линейно независимых уравнений с 10 неизвестными. Математически такая система решается однозначно. Но длительность работы световых лазерных маяков и ИСЛ позволяет провести сотни таких измерений! В этом случае избыточность измерений может быть использована для уточнения значений тех «постоянных», которые могут медленно изменяться (например, параметры орбиты ИСЛ). Математическая сторона этого подхода уже проработана (Ширенин А.М. и др., 2016).

Здесь очень важно отметить, что с помощью световых лазерных маяков устанавливается не только система селенографических координат, но и её связь с системой небесно-механических координат, в которых определяются параметры движения ИСЛ. Полу-



рисунок 2. Схема измерения углового положения спутника

чение этой связи позволит обеспечивать выведение КА в точку с заданными селенографическими координатами (и при необходимости осуществлять посадку в неё) с точностью порядка нескольких метров.

Некоторым (отдалённым) аналогом использования световых лазерных маяков для позиционирования объектов на поверхности Луны является используемая на Земле геодезическая система ДОРИС, которая применяет систему наземных радиомаяков и приёмные устройства на борту ИСЗ (*Kuzin S.P. et al.*, 2003). В отличие от предлагаемого нами проекта, в системе ДОРИС производится измерение доплеровского изменения частоты принимаемых радиосигналов, а не их углового положения. Тем не менее, действующая система ДОРИС подтверждает принципиальную возможность создания глобальной координатной системы через самоопределение орбитальных параметров геодезических спутников на основе принимаемых от маяков сигналов.

Развиваемый в настоящее время подход к установлению селеноцентрических координат на основе световых лазерных маяков может быть использован для глобального позиционирования объектов на Луне. С одной, но существенной оговоркой: метод может успешно применяться в тех случаях, когда оперативность позиционирования не является обязательной. Предложенный и реализуемый в миссиях «ЛУНА-25» и «ЛУНА-26» метод использует только один ИСЛ, который не может наблюдать какойто объект на каждом витке (Bagrov A.V. et al., 2001). Вместо того чтобы предлагать создание группировки спутников Луны с целью обеспечить непрерывное наблюдение за выделенным объектом, мы предлагаем использовать специфические свойства Луны, а именно её постоянную ориентацию видимым полушарием в сторону Земли и наличием либрационных точек L_1 и L_2 системы «Земля – Луна». Точка либрации L_1 расположена на линии, соединяющей центры масс Земли и Луны на расстоянии ~61500 км от Луны. Если в эту точку поместить КА, то с него можно будет постоянно наблюдать всю видимую сторону Луны, как показано на рисунке 3. Точно так же из точки L_2 можно будет непрерывно наблюдать всю обратную сторону Луны.

Из точек либрации диск Луны будет занимать угол 3 градуса, и при угловом разрешении 1" будут видны детали поверхности Луны размером около 200 метров.

В ГАИШ МГУ разрабатывается космический малогабаритный телескоп «ЛИРА» (Захаров А.И. и др., 2013), имеющий зеркало диаметром 500 мм и высокочувствительный фотоприёмный тракт. Использование такого телескопа позволит надёжно наблюдать световые лазерные маяки на Луне из точек либрации L_1 и L_2 с разрешением на поверхности Луны 40 метров, и это позволит определить положение центра изображения светового лазерного маяка с точностью не хуже 10 метров.

Та служебная система световых лазерных маяков, которая сейчас разработана в НПОЛ для ближайших лунных миссий, не предусматривает внесения никаких дополнений в научную аппаратуру этих миссий. Поэтому ожидаемая точность позиционирования на Луне сейчас будет определяться исключительно разрешающей способностью бортовых телевизионных камер, разработанных для решения научных задач ИСЛ. Поскольку размер светящегося тела оптического излучателя-маяка составляет не более 2 мм, принципиальных ограничений со стороны световых лазерных маяков на достижение субсантиметровой точности позиционирования на Луне нет. Она может быть достигнута, если соответственно повысить точ-



рисунок 3. Схема построения лунной навигационной системы



рисунок 4. Лунная навигационная станция

ность угломерного бортового инструмента ИСЛ, т.е. если на борту КА использовать специальный угломерный инструмент. Технически такая возможность была обоснована в проекте звездного интерферометра ОЗИРИС (Боярчук А.А. и др., 2005). В НПО имени С.А. Лавочкина была проведена проработка упрощённого космического угломерного инструмента ЛИДА (Boyarchuk A.A. et al., 2001), точность измерения которого была бы достаточна для достижения субсантиметрового уровня точности позиционирования маяков на Луне.

Задачей КА в точках либрации будет непрерывное измерение относительных положений расположенных на Луне световых лазерных маяков – как неподвижных, так и перемещающихся (например, установленных на луноходах). Если вблизи светового лазерного маяка с измеряемым положением имеются неподвижные «реперные» маяки с известными координатами, то из видимого расположения измеряемого маяка в окружении реперных легко вычислить его селеноцентрические координаты.

Для решения этой задачи необходимо обеспечить такой режим работы реперных световых лазерных маяков, чтобы освещение КА их светом было независимо от их положения на Луне. Для работы с ИСЛ маяк на ПЛС «ЛУНА-25» освещает только околозенитную область, в которую не могут попасть точки либрации, поскольку маяк находится в стороне от центра диска Луны. Необходимо, чтобы свет маяка освещал КА в точке либрации. Для непрерывного слежения за объектом на Луне потребуется применение оптических излучателей, направленных в сторону точки либрации. На видимой стороне Луны это направление совпадает с направлением на Землю, поэтому излучение второго лазерного маяка, направленного на Землю, может быть использовано для регистрации его света из точки либрации и измерения селенографических координат объектов на Луне.

Для решения этой проблемы (обеспечения системы опорных световых лазерных маяков вокруг области расположения контролируемых объектов) предлагается создать сеть световых лазерных маяков на поверхности Луны, с использованием опыта создания специальных навигационных лазерных маяков для КА «ЛУНА-25». Конструкционные особенности таких маяков:

- автономное гибридное энергопитание как от фотопреобразователей, так и от разрабатываемых в рамках проектов «ЛУНА-25» и «ЛУНА-26» радиоизотопных термогенераторов;
- фиксированное в направлении на точку либрации излучение светового лазерного маяка, выставляемое после посадки ЛПС.

Возможно также применение набора лазерных диодов, излучающих в разные стороны, позволяющих выбрать для работы тот из них, который после посадки окажется ориентированным на точку либрации, как показано на рисунке 4. Управление такой станцией (выбора рабочего излучателя) будет многофункциональное – как автономно, так и по запросу с орбитального аппарата. Такая станция будет иметь в своём составе ретрорефлекторы.

СИСТЕМА ГЛОБАЛЬНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ДЛЯ ЛУНЫ НА ОСНОВЕ АКТИВНЫХ СВЕТОВЫХ МАЯКОВ

Приведённый анализ возможностей разрабатываемой системы световых лазерных маяков для российской лунной программы показывает, что задача глобального позиционирования на Луне может быть гарантированно решена с применением только двух космических аппаратов, один из которых должен находиться на полярной орбите ИСЛ, а второй – в точке либрации.

Ожидаемая точность определения координат световых маяков на поверхности Луны:

1. После проведения миссий «ЛУНА-25» и «ЛУНА-26». Точность измерения координат светового маяка – не хуже 10 метров. Точность привязки каркаса селеноцентрической системы координат, установленного в точках с лазерным маяком и с уголковыми лазерными отражателями, 10 метров. Точность позиционирования объектов вблизи узлов каркаса селенографических координат 10 метров, на удалении 100 км – 30 метров. Частота позиционных измерений объектов вблизи лунного экватора – один раз в две недели.

2. При использовании оптического телескопа в точке либрации. При расположении реперных маяков не далее 100 км от точки измерений позиционирование объектов на лунной поверхности можно вести непрерывно, с точностью порядка 30 метров, до 1000 измерений в час. Использование бортового импульсного лазера позволит в совокупности с ретрорефлекторами лазерных станций увеличить точность и надёжность системы лунной навигационной системы.

При использовании оптического интерферометра ЛИДА в точке либрации: непрерывно, с субсантиметровой точностью, до 20 измерений в час.

Расширение каркаса селенографической системы для повышения точности позиционирования на Луне может быть обеспечено размещением световых лазерных маяков непосредственно в районе проводимых исследований путём доставки их на поверхность Луны сбрасываемыми пенетраторами (*Багров А.В., Сысоев В.К.*, 2015).

заключение

В статье приводится решение задачи построения оптической системы позиционирования на Луне. Определена поэтапность создания такой системы: от размещения на Луне посадочных световых лазерных маяков до размещения в точках Лагранжа космического аппарата с оптическими средствами наблюдения.

список литературы

Багров А.В., Барабанов А.А., Вернигора Л.В., Сысоев В.К. и др. Применение лазерных диодных маяков для определения координат космических и наземных объектов // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 5. С. 419-427.

Багров А.В., Сысоев В.К. Концепция скоростного пенетратора для доставки полезной нагрузки на космические тела // Космические исследования. 2015. Т. 53, № 6. С. 521-524.

Боярчук А.А., Багров А.В., Барабанов С.И., Сысоев В.К. и др. Космический астрометрический эксперимент ОЗИРИС / Под ред. Л.В. Рыхловой и К.В. Куимова. Фрязино: Век-2, 2005. 350 с.

ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. 4-е изд., перераб., доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.

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

Горячев А.В., Смотряев С.А., Вернигора Л.В., Сысоев В.К. Особенности конструкции световых маяков для лунных посадочных станций // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 2. С. 31-34.

Захаров А.И., Миронов А.В., Прохоров М.Е., Бирюков А.В. и др. Космический эксперимент «ЛИРА-Б»: Цели и принципы реализации // Астрономический журнал. 2013. Т. 90, № 3. С. 223-241.

Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К. и др. Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9-19.

Ширенин А.М., Мазурова Е.М., Багров А.В. Построение высокоточной селенодезической системы координат на физической поверхности Луны с помощью светодиодных маяков, расположенных на ее поверхности // Космические исследования. 2016. Т. 54, № 6. С. 493-498.

Bagrov A.V., Leonov V.A., Mitkin A.S., Sysoev V.K. et al. Single-satellite global positioning system // Acta Astronautica. 2015. № 117. P. 332-337.

Boyarchuk A.A., Bagrov A.V., Rykhlova L.V., Sysoev V.K. et al. Project of the small-size space Optical Interferometer of two-basis // Proceedings of SPIE «UV/EUV and Visible Space Instrumentation for Astronomy and Solar Physics» / Siegmund H.W. Oswald, Silvano Fineschi, Mark A. Gummin. 2001. V. 4498. P. 343-348.

Kuzin S.P., Sorokin N.A., Tatevian S.K. Recent analysis of DORIS data at INASAN // Proceedings of IDS analysis workshop. Mare le Valee. 20-21 Febrary 2003. URL: http://lareg.ensg.ign.fr/IDS/events/2003_files/Kuzin_Feb03.pdf (дата обращения: 07.05.2017).

Статья поступила в редакцию 26.06.2017 г.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МИССИЙ В СИСТЕМУ ЮПИТЕРА

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE MISSIONS IN THE JOVIAN SYSTEM



И.В. Платов¹, кандидат технических наук, aia@laspace.ru; **I.V. Platov**



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



E.C. Гордиенко¹, acnupaнm, gordienko.evgenyy@gmail.com; E.S. Gordienko

Статья посвящена сравнению состоявшихся, осуществляемых и перспективных экспедиций в систему Юпитера. Если первая миссия – «ГАЛИЛЕО» – в основном исследовала сам Юпитер, то разрабатываемые миссии нацелены на исследование его спутников. Особенно интересны две галилеевы луны – Европа и Ганимед – на этих объектах потенциально возможна жизнь, пусть даже и в примитивной форме. На настоящий момент все ведущие космические агентства разрабатывают проекты, включающие в том числе посадку и контактные исследования на поверхности спутников Юпитера. На основании анализа рассмотренных проектов приводятся рекомендации по повышению эффективности российского проекта «ЛАПЛАС-П».

Ключевые слова: космический аппарат; исследования Юпитера; Европа; Ганимед; орбитальный аппарат; посадочный аппарат; схема полёта.

The article is devoted to comparison of past, present and perspective missions to the Jovian system. If the first mission – GALILEO – was mainly explored Jupiter itself, the future missions are mainly aimed at researching its satellites. There are the two Galilean moons of a special interest – Europe and Ganymede. They are objects, on which life could potentially exist or even exists, even in a primitive form. At the moment, all the leading space agencies are developing projects, including landing and contact research on the surface of the satellites of Jupiter. Based on the study of the reviewed projects, the recommendations are presented to increase the efficiency of the Russian LAPLACE-P project.

Keywords: spacecraft; Jupiter research; Europe; Ganymede; orbiter; lander; flight profile.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

введение

Одной из наиболее интересных целей исследования системы Юпитера является поиск признаков жизни на его спутниках – Европе и Ганимеде. Также потенциально обитаемыми в прошлом или настоящем объектами в Солнечной системе считаются Марс и спутник Сатурна Титан.

В ближайшее десятилетие ожидается значительное увеличение интенсивности изучения системы Юпитера и его спутников с помощью космических аппаратов. Такие миссии разрабатываются ЕКА («JUPITER ICY MOON EXPLORER» («JUICE»)), HACA («EUROPA CLIPPER» и «EUROPA LANDER») и Роскосмосом («ЛАПЛАС-П»). Финальной целью европейского и российского проектов является детальное изучение самого большого спутника как в системе Юпитера, так и во всей Солнечной системе - Ганимеда. Проект «ЛАПЛАС-П» включает два космических аппарата (КА): орбитальный «ЛАПЛАС-П1» и посадочный «ЛАПЛАС-П2». Миссия «JUICE» предполагает изучение Ганимеда только с орбиты искусственного спутника. В экспедиции «EUROPA CLIPPER» исследование Европы выполняется с йовицентрической орбиты при сближениях КА с этим спутником. «EUROPA LANDER» является самостоятельным аппаратом и, как ожидается, будет запущен в следующее стартовое окно после КА «EUROPA CLIPPER».

Стоит отметить, что около десяти лет назад вместо указанных выше проектов предполагалось осуществить один объединённый – «EUROPA JUPITER SYSTEM MISSION – LAPLACE» («EJSM/ LAPLACE»). В него входили NASA и ESA, каждое со своим KA: «JUPITER EUROPA ORBITER» (США) и «JUPITER GANYMEDE ORBITER» (Европа). Позже к ним присоединились японское космическое агентство JAXA с KA «JUPITER MAGNETOSPHERIC ORBITER» и Роскосмос с «JUPITER EUROPA LANDER» (Zelenyi L. et al., 2011).

В 2011 году НАСА после сокращения бюджета вышло из совместного проекта. ЕКА решило продолжить разработку космического аппарата для исследования системы Юпитера и в 2012 году анонсировало самостоятельную миссию «JUICE» с запуском в 2022 году (*Boutonnet A., Schoenmaekers J.*, 2012). Американский проект в силу сокращения финансирования был значительно урезан. Он был сначала назван «EUROPA MULTIPLE-FLYBY MISSION» и предполагал только серию сближений с Европой. Однако позже стал рассматриваться и выход на орбиту вокруг этого спутника, от которого впоследствии отказались. Проект был переименован в «EUROPA CLIPPER». Запуск этого КА предполагается осуществить в 2021 году (*Europa Study*..., 2012). В 2016 году миссию было решено расширить дополнительным самостоятельным КА с посадочным модулем «EUROPA LANDER» (*Hand K.P. et al.*, 2017). Его запуск планируется осуществить в 2025 году.

JAXA на настоящей момент миссию по изучению системы Юпитера активно не разрабатывает.

Подверглась пересмотру и российская часть миссии, предполагавшая создание только посадочного аппарата, изначально рассчитанного на передачу информации с поверхности через КА «JEO», используемый в том числе как ретранслятор. В проект был добавлен орбитальный аппарат, основными задачами которого стали выбор места посадки для посадочного аппарата и передача информации с него. Оба аппарата должны быть запущены в одно стартовое окно в 2026 году (Мартынов М.Б. и др. ... Схема полёта, 2016; Мартынов М.Б. и др. ... Разработка проектных обликов..., 2016). В силу очень высокого уровня радиации на расстоянии от Юпитера, равном радиусу орбиты Европы, целью проекта «ЛАПЛАС-П» стал Ганимед, где уровень вредоносного для электроники излучения заметно ниже.

Три перечисленных выше проекта базируются на опыте первого искусственного спутника Юпитера -КА «ГАЛИЛЕО». Он представлял собой аппарат для исследования химического состава и физических характеристик Юпитера, а также для более детального фотографирования его спутников. Аппарат состоял из орбитального модуля для длительных наблюдений и специального зонда, предназначенного для проникновения в атмосферу планеты. КА стартовал с Земли 18 октября 1989 года, в 1995 году вышел на орбиту Юпитера, где проработал до 2003 года. Станция передала свыше 30 гигабайт информации, включая 14 тысяч изображений планеты и спутников, а также уникальную информацию об атмосфере планеты. КА назван в честь Галилео Галилея, открывшего четыре спутника Юпитера в 1610 году.

В настоящий момент планету-гигант и её магнитосферу исследует КА «ЮНОНА», запущенный 5 августа 2011 года. 5 июля 2016 года он вышел на орбиту искусственного спутника Юпитера. Ожидается, что «ЮНОНА» проработает до февраля 2018 года. Миссия сфокусирована исключительно на изучении самого газового гиганта и не рассчитана на исследования его спутников. В отличие от предыдущих аппаратов, исследовавших Юпитер и имевших радиоизотопные термоэлектрогенераторы (РИТЭГи) для обеспечения энергией, на «ЮНОНЕ» установлены три солнечные батареи с повышенной эффективностью и устойчивостью к радиации.

TABOLATO	маршрут					
параметр	прямой	EGA	VEEGA	VVEGA		
характеристическая скорость разгона с орбиты искусственного спутника Земли, км/с	6,8	4,4	3,8	3,8		
асимптотическая скорость отлёта от Земли, км/с	9,5	5,2	3,5	3,5		
обязательные манёвры, км/с	_	0,6	_	_		
асимптотическая скорость подлёта к Юпитеру, км/с	6	6	6	6		
длительность полёта, год	2–3	4–5	6–8	6–8		
период повторяемости, год	1	1	2–4	2–4		

таблица 1 – Сравнительные характеристики вариантов гелиоцентрического участка полёта к Юпитеру

В данной статье представлено определение показателей качества миссий по исследованию Юпитера и его галилеевых лун. Также проведена оценка эффективности этих экспедиций на основании рассмотренных критериев.

1. Схемы полёта

До 1995 года Юпитер и его планетную систему изучали при помощи КА только с пролётных траекторий. Это были КА «ПИОНЕР-10» (1973), «ПИО-НЕР-11» (1974), «ВОЯДЖЕР-1» и «ВОЯДЖЕР-2» (1979), «УЛИСС» (1992 и 2000). Также мимо Юпитера пролетали «КАССИНИ» (2000) и «Новые горизонты» (2007). Гелиоцентрический участок полёта почти всех этих аппаратов, за исключением «КАС-СИНИ», представлял собой прямой перелёт к Юпитеру и не включал гравитационных манёвров (ГМ).

КА «ГАЛИЛЕО» в 1995 году стал первым искусственным спутником Юпитера. Стартовал с Земли он за шесть лет до этого – в 1989 году (*Galileo Mission...*, 2009). Межпланетная траектория КА включала три ГМ: один у Венеры и два у Земли (VEEGA). За восемь лет изучения системы Юпитера аппарат совершил 35 витков, облетев на небольшом расстоянии все его крупные спутники. Траектория йовицентрического участка полёта КА в основном располагалась в плоскости экватора планеты.

В 2016 году на орбиту вокруг Юпитера вышел КА «ЮНОНА». До планеты-гиганта аппарат летел по более быстрой схеме, нежели «ГАЛИЛЕО». Перелёт длился на один год меньше и включал только один гравитационный манёвр – у Земли (EGA). Однако реализация такой схемы требует больших, по сравнению с маршрутом Венера – Земля – Земля, энергозатрат. Орбиту КА вокруг Юпитера планируется постепенно повернуть под большим углом наклона к экватору планеты – до 35 градусов. Изначально планировалось, что аппарат будет выведен сначала на эллиптическую полярную орбиту с периодом обращения около 53 земных суток и высотой перицентра менее 5000 км. Потом период орбиты должен был быть понижен до 14 суток (Juno Mission ..., 2009). Из-за проблем с двигательной установкой было принято решение оставить КА на 53-суточной орбите. Выполнения гравитационных манёвров у спутников Юпитера для изменения периода орбиты не предполагается.

Основные характеристики гелиоцентрического участка миссий в систему Юпитера приведены в таблице 1.

таблица 2 – Сравнительные характеристики вариантов юпитерианского тура

тип тура	время полёта, лет	затраты характеристической скорости, км/с	накапливаемая доза, Мрад	
прямое выведение на орбиту спутника	0	более 5,5	0	
ГМ у Каллисто	0,5 3		0	
ГМ у Ганимеда и Каллисто	1	2,5	0,1–0,5	
ГМ у Ганимеда, Каллисто и Европы	1,5	1,5	0,8–1,2	
ГМ у Ганимеда, Каллисто, Европы и Ио	2,5	1,3	1,7	

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МИССИЙ В СИСТЕМУ ЮПИТЕРА

Перспективные миссии – «JUICE», «EUROPA CLIPPER/LANDER» и «ЛАПЛАС-П» – предполагают в финальной части экспедиции выход на орбиты искусственных спутников (ОИС) галилеевых лун -Европы и Ганимеда. Межпланетные участки полёта этих космических аппаратов включают некоторое количество гравитационных манёвров у Венеры и Земли: схема VEEGA, как и в случае «ГАЛИЛЕО», в российской экспедиции, EVEEGA - европейской. Гелиоцентрическая траектория КА «EUROPA LANDER» использует только один гравитационный манёвр у Земли (маршрут EGA), как и КА «JUNO». На сегодняшний день «EUROPA CLIPPER» в случае запуска перспективной сверхтяжёлой ракетой-носителем (PH) «SLS» полетит к Юпитеру напрямую, без гравиманёвров или при запуске с помощью РН «Atlas V 551» – по маршруту VEEGA.

Перед проведением активного участка для выхода на начальную орбиту вокруг Юпитера траектории аппаратов «JUICE» и «EUROPA CLIPPER/ LANDER» используют гравитационный манёвр у Ганимеда. Это позволяет сэкономить около 40 0 м/с характеристической скорости (*Campagnola S. et al.*, 2013). Несмотря на это схема полёта российских КА «ЛАПЛАС-П» такой ГМ не использует ввиду значительной сложности его реализации – требуется очень точно синхронизировать траекторию КА с Ганимедом.

После выхода на начальную орбиту вокруг Юпитера схема полёта всех трёх миссий строится по близким сценариям. Основной задачей первого этапа юпитерианского тура является уменьшение энергии орбиты (определяемой, например, через её период) за счёт последовательности гравитационных манёвров у самого большого из спутников – Ганимеда. На втором этапе ГМ проводятся также у Каллисто или Европы с целью максимально уменьшить асимптотическую скорость подлёта к спутнику – финальной цели миссии (Голубев Ю.Ф. и др., 2015; Голубев Ю.Ф. и др., 2016). Сравнение вариантов траекторий приведено в таблице 2. Накапливаемая доза рассчитана для защиты из алюминия толщиной 1 см.

С точки зрения комплексного подхода (приемлемая доза радиации при относительно невысоких затратах характеристической скорости) наиболее приемлемым вариантом является использование схемы с гравитационными манёврами у Ганимеда, Каллисто и Европы.

Траектория КА «JUICE» по сравнению с экспедициями «EUROPA LANDER» и «ЛАПЛАС-П» имеет два дополнительных участка. Первый – это фаза исследования Европы при двух её облётах, занимающая примерно 36 суток. Второй участок – «высокоширотная» фаза изучения Юпитера со значительного (около 22°) наклонения к экватору Юпитера, получаемого за счёт гравитационных манёвров у Каллисто. Длительность этого участка порядка семь месяцев.

Схема йовицентрического участка КА «EUROPA CLIPPER» немного отличается от «орбитальных» миссий. После окончания обязательного первого участка понижения энергии орбиты, продолжающегося 11 месяцев, начинается основная научная часть миссии – изучение Европы при 35 сближениях с ней в течение примерно полутора лет.

2. Показатели качества юпитерианских миссий

В таблице 3 представлены основные характеристики космических аппаратов и их схем полёта для реализованных и планируемых миссий по исследованию планетной системы Юпитера. Энергомассовые характеристики и траектории полёта КА определяют в основном время перелёта и массу целевой научной аппаратуры.

В соответствии с хронологией представленных миссий, а также описанными выше научными задачами для определения оптимального варианта исполнения служебного модуля были определены наиболее важные показатели качества для сравнительного анализа эффективности проектов по исследованию спутников Юпитера:

- продолжительность гелиоцентрического участка полёта $T_{\rm C}$;
- продолжительность йовицентрического участка полёта *T*_{IO};
- количество гравитационных манёвров в системе
 Юпитера перед выходом на ОИС Γ (E) N_{ΓM};
- длительность работы в системе Юпитера *T*_и;
- суммарная масса целевой аппаратуры *m*_{ПН};
- проведение исследований дистанционными (с орбиты) или контактными способами (с посадкой) J_п.

Таким образом, для сравнения эффективности вариантов миссии и обоснованного выбора одного из них требуется решить задачу оптимизации сложной технической системы по векторному критерию (*Лебедев А.А.*, 2001). Она решается с помощью методов системного анализа.

В настоящей работе используется метод «свёртывания» векторного критерия к скалярному. При этом оптимизируемый функционал является линейной комбинацией нормированных критериальных показателей, значимость (приоритетность) которых задаётся посредством назначения «весовых» коэффициентов линейной свёртки.

параметр / миссия	«ГАЛИЛЕО»	«ЮНОНА» («JUNO»)	«EUROPA CLIPPER»	«EUROPA LANDER»	«JUICE»	«ЛАПЛАС-П1»	«ЛАПЛАС-П2»	
начальная масса КА, кг	2333	3625	3200	7100	2300	7000	6800	
год запуска	1989	2011	2021	2025	2022	20	26	
схема перелёта	VEEGA	EGA	VEEGA	EGA	EVEEGA	VEI	EGA	
длительность перелёта, лет	6	5	6,4	4,7	7,6	6,1	6,1	
ракета-носитель, разгонный блок	«Атлантис», «IUS»	«Atlas V 551»	«Atlas V 551»	«SLS», «Block 1»	«Ariane-5», «ESA»	«Ангара-А	5», «KBTK»	
выход на орбиту спутника Ганимеда / Европы (Г / Е) (1) или посадка (2)	нет	нет	нет	2	1	1	2	
количество ГМ в системе Юпитера до выхода на ОИС Г (Е)	- (24)	- (0)	- (42)	16	15+2+10	10	13	
длительность йовицентрического участка до выхода на ОИС Г (Е)	- (2844)	- (596)	- (874)	641	767+208	758	804	
длительность исследований, лет	8	2	3,5	2+20 дней (посадочный модуль)	3,5	3	2+1 год (посадочный модуль)	
источник электрической энергии	2 РИТЭГ	3 панели СБ	4 РИТЭГ	2 панели СБ	2 панели СБ	4 панели СБ	2 РИТЭГ	
масса научной аппаратуры, кг	118	173,7	127	42,5	104	50	50	
тяговооружённость КА								
двигатели коррекции, Н 400 645		89	890		4×390	1×8428 2×590		
двигатели стабилизации, количество×тяга	12×10	12×-	4×90 16×4		8×22	12×13 4×55	12×6 4×50	

Примечание:

EGA – маршрут с единственным ГМ у Земли;

VEEGA – схема с тремя ГМ – одним у Венеры и двумя у Земли;

EVEEGA – маршрут с четырьмя ГМ: Земля – Венера – Земля – Земля;

СБ – солнечные батареи;

(-) – параметр отсутствует или нет данных.

таблица 4 – Показатели эффективности миссий по исследованию спутников Юпитера

миссия	F _C	F _ю	$F_{\Gamma M}$	$F_{\Pi \mathrm{H}}$	Fи	F_{Π}	F
«ГАЛИЛЕО»	0,119	0,034	0,042	0,170	0,200	0,070	0,522
«ЮНОНА»	0,143	0,161	0,100	0,250	0,042	0,035	0,532
«JUISE»	0,094	0,131	0,067	0,149	0,088	0,175	0,565
«EUROPA CLIPPER»	0,112	0,110	0,024	0,122	0,061	0,088	0,376
«EUROPA LANDER»	0,150	0,150	0,063	0,118	0,046	0,350	0,696
«ЛАПЛАС-П1»	0,117	0,127	0,100	0,079	0,079	0,175	0,506
«ЛАПЛАС-П2»	0,117	0,120	0,077	0,079	0,082	0,350	0,668

Для сравнения и выбора варианта облика КА для дальнейшей проработки будем использовать функционал

$$F = k_{tC}T_{C} + k_{tHO}T_{HO} + k_{N}N_{\Gamma M} + k_{m}m_{\Pi H} + k_{H}T_{H} + k_{\Pi}J_{\Pi}, \qquad (1)$$

где k_{tC} , k_{tIO} , k_N , k_m , k_{II} – весовые коэффициенты, отражающие приоритет каждого из показателей качества.

В связи с тем, что входящие в функционал (1) величины показателей качества должны быть нормированы, будем их рассчитывать следующим образом:

- для длительностей гелиоцентрического и йовицентрического участков полёта, а также числа гравитационных манёвров (большие значения которых уменьшают надёжность реализации миссии) – как отношение значения для рассматриваемого варианта миссии к максимальному значению среди всех вариантов;
- для массы полезной нагрузки и длительности научных исследований (большие значения которой увеличивают эффективность миссии) – как отношение значения для рассматриваемого варианта миссии к максимальному значению среди всех вариантов;
- величина функционала «орбита/посадка» J_П равна 1,0 в случае посадки на спутник Юпитера («EUROPA LANDER» и «ЛАПЛАС-П2»);
 0,5 при исследованиях с орбиты («JUICE» и «ЛАПЛАС-П1»),
 0,2 с пролётных траекторий («EUROPA CLIPPER» и «ГАЛИЛЕО»),
 0,1 при отсутствии сближений («ЮНОНА»).

Значения весовых коэффициентов, являясь выразителями частных показателей качества, не могут быть заданы точно и несут в себе оттенок субъективизма. Эти значения, как правило, выбираются согласно методу экспертных оценок таким образом, чтобы отражать приоритет каждого из показателей качества (Малышев В.В. и др., 2006). Наиболее важным критерием научной эффективности миссии в данном случае можно считать массу научной аппаратуры и наличие в схеме полёта посадки на поверхность спутника Юпитера. Продолжительность миссии и количество гравитационных манёвров влияют в основном на надёжность осуществления миссии, а не на её научную ценность. Поэтому величины коэффициентов этих показателей должны быть ниже. В соответствии с изложенной логикой примем значения весовых коэффициентов равными: $k_{tC}=0.05$, $k_{tD}=0.10$, $k_N = 0.05, k_m = 0.25, k_H = 0.20, k_{\Pi} = 0.35.$

В соответствии с величинами указанных выше частных критериев эффективности миссий были рассчитаны значения функционала (1) для рассмотренных экспедиций по исследованию спутников Юпитера. Результаты представлены в таблице 4. Итоговое значение показателя эффективности приведено в последнем столбце. При расчёте значений критериев $F_{\rm IO}$ и $F_{\rm TM}$ для проекта «JUICE» не учтены участки высокоширотного изучения Юпитера и исследования Европы при двух её облётах, так как эти этапы увеличивают научную эффективность миссии и не должны уменьшать итоговое значение функционала.

Стоит отметить, что экспедиция «ЛАПЛАС-П» состоит из двух взаимодействующих аппаратов, функционирующих одновременно, и по этой причине является комплексной. Поэтому в качестве итогового значения функционала (1) для проекта «ЛАПЛАС-П» примем среднее арифметическое для обоих КА. Оно равно 0,587. Анализ данных таблицы 3 показывает, что в соответствии с заявленными характеристиками наибольшую эффективность показывает миссия «EUROPA LANDER». Она выигрывает у остальных за счёт наличия посадки при высокой массе научной аппаратуры. Также большое значение имеет относительно короткая длительность от старта с Земли до выхода на орбиту искусственного спутника Европы. Это достигается использованием для выведения перспективной сверхтяжёлой ракеты-носителя «SLS».

3. Рекомендации для дальнейшей проработки миссии «ЛАПЛАС-П»

Для повышения эффективности миссии «ЛАПЛАС-П» следует увеличить массу целевой аппаратуры орбитального аппарата и мощность системы энергоснабжения без увеличения массы аппарата. Для посадочного аппарата рекомендуется рассмотреть возможность увеличения ресурса работы. Для этого предполагается оптимизировать конструкции аппаратов в части массы и необходимой степени защищённости оборудования от накопления дозы радиации. Также рекомендуется рассмотреть вариант использования маршевого двигателя меньшей тяги и, как следствие, меньшей массы.

Также следует продолжить поиски более эффективных траекторий для обоих аппаратов, обеспечивающих за меньшее время перелёта в системе Юпитера меньшие величины суммарной дозы радиации и затрат топлива. Решения могут быть найдены с помощью применения сложной техники «высотных» гравитационных манёвров в ограниченной задаче трёх тел (*Ross S., Scheeres D.*, 2007), требующей от исполнителей высокой квалификации в области небесной механики и творческого подхода.

Несмотря на высокую сложность, решение перечисленных задач представляется возможным на последующих этапах при более детальной и глубокой проработке проекта, с учётом результатов анализа, приведённых в настоящей статье.

заключение

1. В статье рассмотрены осуществлённые, функционирующие и планируемые миссии отечественных и зарубежных разработчиков по исследованию планетной системы Юпитера, описаны варианты схем полёта на участках перелёта Земля – Юпитер и в системе планеты-гиганта. Проведён анализ особенностей и основных характеристик космических аппаратов, реализующих эти экспедиции.

2. Определены критерии качества миссий для дистанционных и контактных исследований спутников Юпитера и проведён расчёт функционала, определяющего их эффективность. Согласно полученным результатам, оптимальным является вариант перспективной экспедиции NASA «EUROPA LANDER». Это достигается за счёт использования для выведения КА перспективной PH сверхтяжёлого класса «SLS» и более эффективного построения траектории полёта, что позволяет доставить на поверхность Европы большую массу научной аппаратуры.

3. Для повышения эффективности перспективной российской миссии «ЛАПЛАС-П» рекомендуется как дальнейшее конструкционное совершенствование космических аппаратов, так и разработка траектории в системе Юпитера на основе современных методов баллистического проектирования.

список литературы

Голубев Ю.Ф., Тучин А.Г., Грушевский А.В., Корянов В.В. и др. Основные методы синтеза траекторий для сценариев космических миссий с гравитационными манёврами в системе Юпитера и посадкой на один из его спутников I // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 97-103.

Голубев Ю.Ф., Тучин А.Г., Грушевский А.В., Корянов В.В. и др. Основные методы синтеза траекторий для сценариев космических миссий с гравитационными манёврами в системе Юпитера и посадкой на один из его спутников II // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 37-45.

Лебедев А.А. Введение в анализ и синтез систем. М.: Изд-во МАИ, 2001. 351 с.

Малышев В.В., Пичхадзе К.М., Усачёв Е.В. Системный анализ вариантов миссии и синтез программы прямых исследований ближайшего околосолнечного пространства. М.: Изд-во МАИ, 2006. 352 с.

Мартынов М.Б., Меркулов П.В., Ломакин И.В., Вятлев П.А. и др. Перспективный российский проект «ЛАПЛАС-П» для исследований планетной системы Юпитера: цели научной миссии и её особенности. Схема полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 3-10.

Мартынов М.Б., Меркулов П.В., Ломакин И.В., Вятлев П.А. и др. Перспективный российский проект «ЛАПЛАС-П» для исследований планетной системы Юпитера. Разработка проектных обликов космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 77-82.

Boutonnet A., Schoenmaekers J. JUICE: Consolidated Report on Mission Analysis (CReMA). ESA, 2012, Reference WP-578. Issue 1, 2012-05-29. 86 p.

Campagnola S., Buffington B.B., Petropoulos A.E. Jovian tour design for orbiter and lander missions to Europa. 23rd AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Kauai, HI, 2013. AAS 13-494.

Europa Study 2012 Report. Executive summary // NASA/Jet Propulsion Laboratory. [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 01.05.2012. URL: http://www.jpl. nasa.gov/missions/europa-mission/ (дата обращения: 01.07.2017).

Galileo Mission to Jupiter – NASA Facts // NASA/ Jet Propulsion Laboratory. [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 15.03.2009. URL: http://www.jpl.nasa.gov/ news/fact_sheets/galileo0309.pdf (дата обращения: 01.07.2017).

Juno Mission to Jupiter – NASA Facts. NASA/Jet Propulsion Laboratory. [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 27.10.2009. URL: http://www.nasa.gov/ pdf/316306main_JunoFactSheet_2009sm.pdf (дата обращения: 01.07.2017).

Hand K.P., Murray A.E., Garvin J.B., Brinckerhoff W.B. et al. Report of the Europa Lander Science Definition team, 2017. NASA/Jet Propulsion Laboratory. [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 01.02.2017. URL: http:// www.jpl.nasa.gov/missions/europa-mission/ (дата обращения: 01.07.2017).

Ross S., Scheeres D. Multiple Gravity Assists, Capture, and Escape in the Restricted Three-Body Problem // Siam J. Applied Dynamical Systems, Society for Industrial and Applied Mathematics. 2007. V. 6, N_{\odot} 3. P. 576-596.

Zelenyi L., Korablev O., Martynov M., Popov G. et al. Europa Lander mission and the context of international cooperation // Advances in Space Research. 2011. V. 48, Issue 4. P. 615-628.

Статья поступила в редакцию 11.07.2017 г.

МЕТОД ОЦЕНКИ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ НАДЁЖНОСТИ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ИОНИЗИРУЮЩИХ ИЗЛУЧЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ УСКОРЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ НА МОДЕЛИРУЮЩЕЙ УСТАНОВКЕ

METHOD OF RELIABILITY ASSESSMENT AND PREDICTION OF THE SPACECRAFT AVIONICS BEHAVIOR IN SPACE IONIZING RADIATION ENVIRONMENT BY THE SIMULATOR ACCELERATED TEST RESULTS



С.Н. Шевченко¹, профессор, доктор технических наук, shevchenko.s@laspace.ru; **S.N. Shevchenko**

Предложен метод оценки и прогнозирования надёжности радиоэлектронной аппаратуры, функционирующей в условиях воздействия ионизирующих излучений космического пространства в течение заданного срока активного существования космического аппарата. Оценка и прогнозирование надёжности проводятся по результатам ускоренных испытаний на моделирующей установке.

Ключевые слова: радиоэлектронная annapamypa; космический annapam; ионизирующие излучения; космическое пространство; надёжность; испытания; моделирующая установка.

Для радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) космических аппаратов (КА), функционирующей в условиях воздействия ионизирующих излучений (ИИ) космического пространства (КП), важной и актуальной является задача оценки и прогнозирования её надёжности по результатам испытаний, продолжительность которых существенно меньше заданThe article covers the method of reliability assessment and prediction of the spacecraft avionics behavior in space ionizing radiation environment during the specified SC active lifetime. The reliability assessment and prediction is performed based on the simulator accelerated test results.

Key words: avionics; spacecraft; ionizing radiation; outer space; reliability; tests; simulator.

ного срока активного существования КА (Любомудров А.А., 2016).

Источниками ионизирующих излучений в околоземном космическом пространстве являются потоки космических лучей, образованные галактическими космическими лучами и космическим излучением Солнца, возникающим при интенсивных хромос-

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ферных вспышках, а также естественный радиационный пояс Земли.

Галактические космические лучи состоят в основном из изотропного потока протонов. Доза облучения, получаемая объектом за год, оценивается величиной в несколько десятков рентген.

Космическое излучение Солнца также в основном состоит из протонов. Протонные вспышки порождают мощное рентгеновское и радиоизлучение. Максимально возможная доза облучения за год составляет $10^3 - 10^4$ рентген.

Естественный радиационный пояс Земли состоит из электронов, протонов, а также ионов различных энергий. Годовая экспозиционная доза на поверхности КА может составлять 10¹² рентген.

Воздействие ИИ на РЭА КА вызывает в ней радиационные эффекты, а именно: эффекты смещения, эффект переноса заряда, а также ионизационные эффекты.

Эффекты смещения представляют собой перемещение атомов из своего нормального положения вкристаллической решётке материала. Они влияют на работу полупроводниковых приборов, поскольку приводят к существенным изменениям времени жизни неосновных носителей, их концентрации и подвижности. Среди эффектов смещения различают долговременные и кратковременные эффекты.

Долговременные эффекты смещения проявляются в необратимых или сохраняющихся по истечении некоторого времени после облучения изменениях различных параметров полупроводниковых приборов. Если длительность облучения значительно превышает характерное время протекания процессов образования структурных повреждений, то после облучения наблюдаются практически необратимые повреждения или слабо выраженные медленные процессы восстановления параметров.

Кратковременные эффекты смещения характерны для импульсного облучения и проявляются в обратимых изменениях параметров полупроводниковых приборов.

Эффекты переноса заряда обусловлены передачей кинетической энергии ИИ вторичным частицам и проявляются в виде неустановившихся токов, а также захваченного диэлектриком заряда. Эти эффекты могут привести к появлению ложных сигналов и сбоев в аппаратуре или пропаданию полезных сигналов, а при недостаточной электрической прочности входных и выходных цепей – к их перегоранию.

Ионизационными называются эффекты образования в материале под воздействием ИИ электронноионных пар вдоль траектории движения заряженных частиц. Ионизационные эффекты в электрорадиоизделиях (ЭРИ) при воздействии электронов и протонов вызывают образование избыточных зарядов, появление которых в диэлектриках понижает их изолирующие свойства, приводит к возникновению токов утечки, а в полупроводниковых приборах – к образованию ионизационных токов. В результате в аппаратуре, находящейся во включённом состоянии, могут происходить ложные срабатывания, пропадание полезного сигнала, а также временная потеря её работоспособности.

Оценка и подтверждение стойкости и надёжности РЭА КА при воздействии ИИ КП по необратимым параметрическим отказам осуществляется в соответствии с руководством по испытаниям, разработанным рядом специализированных организаций Минобороны России и промышленности (Методы испытаний и оценки стойкости..., 1999). Учитывая отсутствие в стране соответствующей испытательной базы для проведения полномасштабных испытаний, обеспечивающей воспроизведение комплексного воздействия ИИ КП, данным руководством предписывается проведение работ по оценке стойкости аппаратуры КА к воздействию ИИ КП расчётно-экспериментальными методами. Необходимо также отметить, что проведение испытаний РЭА на ускорителях электронов и протонов является дорогостоящим мероприятием и связано с организационными и техническими трудностями.

Вместе с тем, необратимые изменения параметров РЭА при воздействии электронов и протонов, определяемые ионизационными эффектами и эффектами структурных повреждений материалов комплектующих её ЭРИ (долговременные эффекты смещения, эффекты переноса заряда), достаточно адекватно могут быть смоделированы последовательным облучением аппаратуры гамма- и нейтронным излучениями. При этом гамма-излучение моделирует ионизационные эффекты, а нейтронное – эффекты структурных повреждений. (Здесь не рассматриваются так называемые «мягкие» сбои, которые возможны в результате ионизационного воздействия единичных тяжёлых частиц галактического происхождения с высокими энергиями (≥1 ГэВ)).

В основу такого моделирования могут быть положены следующие экспериментально проверенные принципы:

- принцип аддитивности необратимых изменений параметров РЭА (изменения параметров РЭА, вызванные эффектами ионизации и структурных повреждений, складываются как независимые);
- принцип равноценности поглощённых доз от различных видов ИИ, связанных с эффектами ионизации (равные дозы, поглощённые в процессах ионизации от различных видов ИИ, вызывают одинаковые изменения параметров РЭА);
- принцип равноценности поглощённых доз от различных видов ИИ, связанных с эффектами структурных повреждений (равные дозы, поглощённые в процессах структурных повреждений

МЕТОД ОЦЕНКИ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ НАДЁЖНОСТИ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ Космических аппаратов при воздействии ионизирующих излучений космического пространства по результатам ускоренных испытаний на моделирующей установке

от различных видов ИИ, вызывают одинаковые изменения параметров РЭА);

 принцип «слабого звена» (надёжность РЭА при воздействии ИИ, в том числе ИИ КП, определяется надёжностью её наименее надёжных комплектующих ЭРИ).

С учётом данных принципов требования по стойкости РЭА КА к ИИ КП, задаваемые в виде максимально допустимой воздействующей дозы, максимальной мощности дозы и спектрально-энергетических характеристик потоков электронов и протонов, могут быть пересчитаны в соответствующие этим требованиям поглощённые дозы, связанные с процессами ионизации и структурных повреждений. Затем для конкретных моделирующих установок с их спектрально-энергетическими характеристиками могут быть вычислены интегральный поток нейтронов, моделирующий структурные повреждения от протонов, и экспозиционная доза гамма-излучения, моделирующая ионизационные эффекты от электронов, при воздействии которых на РЭА поглощаются структурная и ионизационная дозы, численно равные указанным выше соответствующим поглощённым дозам от протонного и электронного излучений. При этом экспозиционная доза определяется с учётом ионизирующего действия нейтронов. Аналогичным образом определяются параметры гамма- и нейтронного излучений, моделирующих процессы ионизации и структурных повреждений материалов ЭРИ, комплектующих РЭА, в естественных условиях КП в течение всего срока активного существования КА.

В качестве источников гамма- и нейтронного излучений для проведения таких испытаний могут использоваться доступные и сравнительно дешёвые моделирующие установки – статическая гамма-установка (на основе использования изотопных источников) и импульсный ядерный реактор.

С учётом изложенных выше рассуждений задачу оценки и прогнозирования надёжности РЭА КА при воздействии ИИ КП можно рассматривать как задачу о выбросах случайных процессов за допустимый уровень. Такие задачи рассматривались в ряде работ (*Тихонов В.И.*, 1978; *Тескин О.И., Сонкина Т.П.*, 1979). При этом их решение осуществлялось в вероятностной постановке, т.е. вероятностные характеристики случайных процессов предполагались заранее известными.

Применительно к практике большую значимость представляют задачи оценки и прогнозирования вероятности невыхода случайного процесса за заданный уровень в статистической постановке, т.е. на основе информации, получаемой в ходе испытаний малого числа образцов (малой выборки).

Таким образом, задача оценки и прогнозирования надёжности РЭА КА при воздействии ИИ КП может

быть сведена к задаче оценки и прогнозирования вероятности невыхода случайного процесса S(t) за допустимый уровень $S_{\text{доп}}(t)$, которая, в свою очередь, заключается в определении вероятности

$$P(T) = P\{S(t) \le S_{\text{gon}}(t), t \in D_T = [O, T]\}$$
(1)

на основании информации о вероятностно-статистических характеристиках процесса S(t), полученной по результатам наблюдений за его *n* реализациями на интервале $D_{\tau} \subset D_{I}(\tau < T)$. Здесь S(t) – случайный процесс поглощения дозы ИИ, связанной с эффектом ионизации и структурных повреждений в образце РЭА; $S_{\text{доп}}(t)$ – предельно допустимая доза, приводящая к отказу образца РЭА, функционирующей в составе КА в течение времени t; $S_{\text{доп}}(T)$ – предельно допустимая доза для образца РЭА к концу срока активного существования КА, соответствующая требованиям по стойкости РЭА КА к ИИ КП; T – заданный срок активного существования КА.

Для решения задачи (1) в виде аналитического выражения для P(T) необходимо сделать определённые допущения как о типе случайного процесса S(t), так и о виде информации, получаемой после наблюдений реализаций этого процесса на отрезке $D_{\tau}=[0, \tau]$.

Пусть оценка или подтверждение надёжности аппаратуры проводится по результатам биноминальных испытаний с продолжительностью каждого, равной $\tau \in D_{\tau}(\tau < T)$. Это означает, что в начальный момент времени *t*=0 на испытания ставится *n* образцов РЭА, а в момент времени *t*= τ фиксируется количество образцов аппаратуры *m* из начального количества *n*, отказавших к этому моменту времени. При этом под отказом образца аппаратуры к моменту *t*= τ будем понимать выход процесса *S*(*t*) не за допустимый уровень *S*_{доп}(τ), а за некоторый более низкий уровень *S*^{*}_{доп}(*S*).

В данном случае по аналогии с моделью надёжности «нагрузка–прочность» случайный процесс S(t)имеет физический смысл нагрузки, а предельно допустимая доза $S_{\text{доп}}(t)$ – прочности.

Показатель $\beta_{\tau} = S_{\text{доп}}^* / S_{\text{доп}}(\tau) \le 1$ будем называть коэффициентом ослабления требований по стойкости на момент времени *t*= τ .

С математической точки зрения применительно к решаемой задаче снижения допустимого уровня $S_{\text{доп}}(t)$ эквивалентно интенсификации случайного процесса S(t), т.е. ужесточению испытательной нагрузки. Однако, на практике такая интенсификация может привести к изменению при испытании параметров процессов ионизации и структурных повреждений по сравнению с естественными условиями воздействия ИИ КП, т.е. к нарушению автомодельности этих процессов. Поэтому переход от допустимого уровня $S_{\text{доп}}(t)$ к более низкому уровню $S_{\text{доп}}^*$ в этом смысле является предпочтительным. Таким образом, информация о процессе S(t) состоит из *n* его реализаций, *m* отказов, зафиксированных в момент времени $\tau \in D_{\tau}$ ($\tau \leq T$), причём известен коэффициент ослабления требований по стойкости β_{τ} .

Представим случайный процесс S(t) в виде канонического разложения:

$$S(t) = \sum_{i=1}^{k} a_i \, S_i(t),$$
(2)

где $S_i(t)$ – базисные функции, которые на отрезке D_T являются неотрицательными монотонно возрастающими функциями;

 a_i – независимые случайные нормально распределённые коэффициенты с неизвестными параметрами.

Другими словами, будем моделировать случайный процесс S(t) «полуслучайным процессом» (Дружинин Г.В., 1977), представляющим собой линейную комбинацию неслучайных базисных функций со случайными нормально распределёнными коэффициентами. Принятое допущение в виде (2) процесса S(t) связано с тем, что, с одной стороны, это представление является достаточно гибким, хорошо аппроксимирующим реальные монотонные случайные процессы при соответствующем выборе базисных функций и их числа, а с другой стороны, его использование требует минимального объёма исходной информации и ограничивается, как правило, малым числом измерений реализаций процесса в отдельные моменты времени (Дружинин Г.В., 1977).

Допущение о монотонном возрастании процесса S(t) является очевидным и следует из общих физических представлений о поглощении веществом ионизирующих излучений. Однако при допущении о нормальности распределения коэффициентов a_i условие для монотонного возрастания всех реализаций процесса S(t) получить невозможно. Поэтому необходимо наложить дополнительное ограничивающее условие, заключающееся в том, что доля невозрастающих реализаций процесса пренебрежимо мала. Для этого достаточно потребовать, чтобы для всех i=1,k функции $S_i(t)$ были монотонно возрастающими (или, по крайней мере, неубывающими), а вероятности $P\{a_i < 0\}$ пренебрежимо малы.

Простейшими примерами подобных процессов являются:

- линейный по времени процесс вида *S*(*t*)=*a*+*bt*,
 - где $P\{b \le 0\} \le 1; S_1(t) = 1; S_2(t) = t;$
- процесс с экспоненциально возрастающими реализациями $S(t)=a+be^{kt}$,

где $k > 0; P\{b < 0\} << 1; S_1(t) = 1; S_2(t) = e^{kt}.$

Для того чтобы вероятности $P\{a_i < 0\}$ были пренебрежимо малыми, достаточно выполнения неравен-

ства $\mu_i - k\sigma_i > 0$ (где k > 3). Здесь μ_i и σ_i – математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение случайной нормально распределённой величины a, соответственно. Тогда с вероятностью, близкой к единице, процесс S(t) будет монотонно возрастающим и, следовательно, условие невыброса S(t) за уровень $S_{\text{доп}}(t)$ на отрезке D_T эквивалентно условию его невыброса в последний момент времени t=T, т.к. детерминированная функция $S_{\text{доп}}(t)$ является невозрастающей на D_T .

Поэтому вероятность невыхода случайного процесса S(t) за допустимый уровень $S_{\text{доп}}(t)$ на отрезке D_T можно представить в следующем виде:

$$P(T) = \Phi\left[\frac{S_{\text{доп}}(T) - M[S(T)]}{\nu \cdot M[S(T)]}\right] = \Phi\left[\frac{S_{\text{доп}}(T) - \sum_{i=1}^{n} \mu_{i}S_{i}(T)}{\nu \cdot \sum_{i=1}^{k} \mu_{i}S_{i}(T)}\right] = \Phi\left[\frac{1 - \sum_{i=1}^{k} \xi_{i}S_{i}(T)}{\nu \cdot \sum_{i=1}^{k} \xi_{i}S_{i}(T)}\right] = \Phi\left[\frac{1 - \sum_{i=1}^{k} \eta_{i}(T)}{\nu \cdot \sum_{i=1}^{k} \xi_{i}S_{i}(T)}\right] = \Phi\left[\frac{K(\vec{\xi}, T)}{\nu \cdot \sum_{i=1}^{k} \eta_{i}(T)}\right] = \Phi\left[K(\vec{\xi}, T)\right],$$
(3)

где Ф [...] – функция нормального распределения;

 $v = \sqrt{D[S(T)]} / M[S(T)]$ – коэффициент вариации случайной величины S(T) (значения случайного процесса S(t) при t=T);

 $M[S(T)] = \sum_{i=1}^{k} \mu_i S_i(T)$ – математическое ожидание случайной величины S(T);

 $D[S(T)] = \sum_{i=1}^{k} \sigma_{i}^{2} S_{i}^{2}(T)$ – дисперсия случайной величины S(T);

$$\begin{aligned} \xi_i &= \frac{\mu_i}{S_{\text{доп}}(T)};\\ \eta_i(T) &= \xi_i S_i(T);\\ \vec{\xi} &= \{\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_k\} \end{aligned}$$

В дальнейшем будем считать, что величина коэффициента вариации v или его гарантированная верхняя граница известна по результатам предварительных исследований.

Вероятность невыхода случайного процесса S(t) за уровень $S^*_{\text{доп}}$ на отрезке $D_{\tau} = [0, \tau]$ в процессе испытаний на моделирующей установке будет равна

$$P_{ii}(\tau) = \Phi\left[\frac{S_{\pi on}^{*} - \sum_{i=1}^{k} \mu_{i}S_{i}(\tau)}{\nu_{\tau} \sum_{i=1}^{k} \mu_{i}S_{i}(\tau)}\right] = \Phi\left[\frac{\beta_{\tau} - \sum_{i=1}^{k} \xi_{i}S_{i}(\tau)}{\nu_{\tau} \sum_{i=1}^{k} \xi_{i}S_{i}(\tau)}\right] = \Phi\left[\frac{\beta_{\tau} - \sum_{i=1}^{k} \eta_{i}(\tau)}{\nu_{\tau} \sum_{i=1}^{k} \eta_{i}(\tau)}\right] = \Phi\left[K(\vec{\xi}, \beta_{\tau}, \tau)\right],$$

$$(4)$$

МЕТОД ОЦЕНКИ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ НАДЁЖНОСТИ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ИОНИЗИРУЮЩИХ ИЗЛУЧЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ УСКОРЕННЫХ ИСПЫТАНИЙ НА МОДЕЛИРУЮЩЕЙ УСТАНОВКЕ

где $v_{\tau} = \sqrt{D[S(\tau)]/M[S(\tau)]}$ – коэффициент вариации случайной величины $S(\tau)$ (значения случайного процесса S(t) в момент времени $t=\tau$).

В дальнейшем будем считать, что величина коэффициента вариации v_{τ} или его гарантированная нижняя граница ($v_{\tau} \neq 0$) известна по результатам предварительных исследований. В ходе испытаний она может быть уточнена по результатам наблюдений за реализациями процесса S(t) на отрезке D_{τ} .

Пусть по результатам биномиальных испытаний выборки объёмом *n* образцов РЭА в момент времени *t*= τ было зафиксировано *m* отказавших образцов, у которых $S(\tau) > S_{\text{доп}}^*$. Тогда нижняя доверительная граница для вероятности $P_u(\tau)$ при доверительной вероятности γ может быть найдена по формуле

 $\underline{P}_{u}(\tau)=f_{2}(n, m, \gamma),$

где $f_2(n, m, \gamma) - функция, обратная к неполной бе$ та-функции, определяемой из уравнения Клоппера –Пирсона, табулированная в статистических таблицах(*Судаков Р.С. и др.*, 1975;*Оуэн Д.Б.*, 1964).

В случае безотказных испытаний

 $\underline{P}_{u}(\tau) = (1-\gamma)^{\frac{1}{n}}.$

Введём *k*-мерную область D_{γ} , являющуюся доверительной областью уровня γ для неизвестного значения вектора $\vec{\xi} = {\xi_1, \xi_2, ..., \xi_k}$ в момент времени *t*= τ :

$$D_{\gamma} = \begin{cases} \vec{\xi} = \{\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_k\} \colon K(\vec{\xi}, \beta_{\tau}, \tau) \ge K_{\underline{P}_u} \\ \xi_i \ge 0; \ i = \overline{1, k} \end{cases}$$
(5)

где $K_{\underline{P}u} = \Phi^{-1}[\underline{P}_u].$

Докажем теорему, имеющую важное значение для последующих рассуждений.

<u>Теорема.</u> Для любого $t \in D_T$ значение нижней границы вероятности $P_u(t)$ при доверительной вероятности у определяется соотношением

$$\underline{P}_{u}(t) = \Phi[K^{*}(\beta_{t}, t)], \qquad (6)$$

где $K^*(\beta_t,t) = \min_{\overrightarrow{\xi} \in D_{\gamma}} K(\overrightarrow{\xi},\beta_t,t);$

 $\beta_t = S^*_{\text{доп}} / S_{\text{доп}}(t) -$ коэффициент ослабления требований по стойкости на момент времени $t \in D_T$.

<u>Доказательство.</u> В силу монотонного возрастания функции $\Phi[...]$ достаточно доказать, что для любого $t \in D_T$ справедливо неравенство

$$P\{K^*(\beta_t, t) < K(\vec{\xi}, \beta_t, t)\} \ge \gamma, \tag{7}$$

означающее, что $K^*(\beta_t, t)$ есть нижняя граница для $K(\vec{\xi}, \beta_t, t)$, соответствующая доверительной вероятности γ .

Действительно, в силу определения области $D_{\rm \gamma}$ имеем

 $P\{\Phi[K(\vec{\xi},\beta_{\tau},\tau)] \geq \underline{P}_{u}(\tau)\} = \gamma,$

т.к. <u>*P*</u>_{*u*}(τ) есть нижняя граница при доверительной вероятности γ для вероятности <u>*P*</u>_{*u*}(τ)= $\Phi[K(\vec{\xi},\beta_{\tau},\tau)]$.

Отсюда также следует, что

 $P\{\vec{\xi}\in D_{\gamma}\}=\gamma.$ Очевидно, что при $\vec{\xi}\in D_{\gamma}$ неравенство

$$K^{*}(\beta_{t},t) = \min_{\vec{\xi} \in D_{\gamma}} K(\vec{\xi},\beta_{t},t) < K(\vec{\xi},\beta_{t},t)$$

выполняется с вероятностью 1.

Применим к левой части неравенства (7) формулу полной вероятности:

$$P\{K^{*}(\beta_{\nu}t) < K(\overline{\xi},\beta_{\nu}t)\} = P\{K^{*}(\beta_{\nu}t) < K(\overline{\xi},\beta_{\nu}t)/\overline{\xi} \in D_{\gamma}\} \times P\{\overline{\xi} \in D_{\gamma}\} + P\{K^{*}(\beta_{\nu}t) < K(\overline{\xi},\beta_{\nu}t)/\overline{\xi} \notin D_{\gamma}\} \times P\{\overline{\xi} \notin D_{\gamma}\} \geq P\{K^{*}(\beta_{\nu}t) < K(\overline{\xi},\beta_{\nu}t)/\overline{\xi} \in D_{\gamma}\} \times P\{\overline{\xi} \in D_{\gamma}\} = \gamma.$$

Теорема доказана.

Таким образом, формула (6) позволяет определять нижнюю γ-доверительную границу вероятности безотказной работы РЭА в каждый конкретный момент времени в зависимости от коэффициента ослабления требований по стойкости β.

В частности, при t=T и $\beta_t=1$ из формулы (6) получаем значение нижней γ -доверительной границы вероятности безотказной работы РЭА КА при воздействии ИИ КП в течение заданного срока активного существования *T*:

$$\underline{P}(T) = \Phi[K^*(T)],$$

rge $K^*(T) = K^*(1,T) = \min_{\overrightarrow{\xi} \in D_{\gamma}} K(\overrightarrow{\xi},1,T).$

Установим в явном виде выражение для функции $K^*(\beta_t, t)$ при $t \in D_T$.

Условие (5), определяющее область D_{γ} , можно переписать в следующем виде:

$$D_{\gamma} = \left\{ \overline{\xi} : \sum_{i=1}^{k} \xi_{i} S_{i}(\tau) \leq \frac{\beta_{\tau}}{1 + K_{\underline{P}_{u}} v_{\tau}} = M; \ \xi_{i} \geq 0; \ i = \overline{1, k} \right\},$$

т.е. доверительная область D_{γ} представляет собой *k*-мерный тетраэдр.

В силу монотонного возрастания и выпуклости функции $K(\vec{\xi},\beta_t,t)$ по любой координате $\xi_i \ge 0$ она достигает своего минимума на границе области D_{γ} , состоящей из гиперплоскости:

$$\Pi = \left\{ \overrightarrow{\xi} : \sum_{i=1}^{k} \xi_i S_i(\tau) = M; \ \xi_i \ge 0; \ i = \overline{1,k} \right\}$$

и лучей:

$$L_{j} = \left\{ \overrightarrow{\xi}: \ \xi_{i} = 0, \ i \neq j; \ \xi_{j} \leq M_{j} = \frac{\beta_{\tau}}{(1 + K_{\underline{P}_{u}} \nu_{\tau}) S_{i}(\tau)}; \ j = \overline{1, k} \right\}.$$

Таким образом,

$$\min_{\vec{\xi}\in D_{\gamma}} K(\vec{\xi},\beta_{t},t) = \min\left\{\min_{\vec{\xi}\in\Pi} K(\vec{\xi},\beta_{t},t), \min_{\vec{\xi}\in L_{j}} K(\vec{\xi},\beta_{t},t)\right\}.$$
 (8)

На любом луче L_j в силу монотонности функции $K(\vec{\xi},\beta_i,t)$ имеем

$$\begin{split} \min_{\vec{\xi}\in L_{j}} K(\vec{\xi},\beta_{t},t) &= \min_{\vec{\xi}\in L_{j}} \frac{\beta_{t-\sum_{i=1}^{k} \xi_{i} S_{i}(t)}}{\nu_{t} \sum_{i=1}^{k} \xi_{i} S_{i}(t)} = \\ &= \min_{\vec{\xi}\in L_{j}} \frac{1}{\nu_{t}} \left\{ \frac{\beta_{t}}{\sum_{i=1}^{k} \xi_{i} S_{i}(t)} - 1 \right\} = \frac{1}{\nu_{t}} \left\{ \frac{\beta_{t}}{\max \sum_{i=1}^{k} \xi_{i} S_{i}(t)} - 1 \right\} = \\ &= \frac{1}{\nu_{t}} \left\{ \frac{\beta_{t}}{\frac{\beta_{t}}{(1+K_{P_{u}}\nu_{\tau})}} \max_{1 \le i \le k} \left[\frac{S_{i}(t)}{S_{i}(\tau)} \right] - 1 \right\} = \\ &= \frac{1}{-\frac{1}{2}} \left\{ \frac{\beta_{t}}{\frac{\beta_{t}}{2}} \left(1+K_{P_{u}}\nu_{\tau} \right) \min_{1 \le i \le k} \left[\frac{S_{i}(\tau)}{S_{i}(\tau)} \right] - 1 \right\}. \end{split}$$

$$\nu_t \left(\beta_{\tau} \right)^{-a} \sum_{1 \le i \le k} \lfloor S_i(t) \rfloor$$

С другой стороны, очевидно, что при $\vec{\xi} \in \Pi$

$$\begin{split} \min_{\vec{\xi} \in \Pi} K(\vec{\xi}, \beta_{t}, t) &= \min_{\vec{\xi} \in \Pi} \frac{1}{\nu_{t}} \left\{ \frac{\beta_{t}}{\sum_{i=1}^{k} \xi_{i} S_{i}(t)} - 1 \right\} = \\ &= \frac{1}{\nu_{t}} \left\{ \frac{\beta_{t}}{\max\sum_{i=1}^{k} \frac{\xi_{i} S_{i}(\tau) S_{i}(t)}{S_{i}(\tau)}} - 1 \right\} = \frac{1}{\nu_{t}} \left\{ \frac{\beta_{t}}{M \cdot \max\left[\frac{S_{i}(t)}{S_{i}(\tau)}\right]} - 1 \right\} = \\ &= \frac{1}{\nu_{t}} \left\{ \frac{\beta_{t}}{\beta_{\tau}} \left(1 + K_{\mathcal{L}_{u}} \nu_{\tau} \right) \cdot \min_{1 \le i \le k} \left[\frac{S_{i}(\tau)}{S_{i}(t)} \right] - 1 \right\}. \end{split}$$

Таким образом, функция $K(\vec{\xi},\beta_i,t)$ достигает своего минимума в точке пересечения луча L_j с гиперплоскостью П.

С учётом (8) получаем следующий вид функции $K^*(\beta_t, t)$:

$$K^*(\beta_t, t) = \frac{1}{\nu_t} \left\{ \frac{\beta_t}{\beta_\tau} \left(1 + K_{\underline{P}_u} \, \nu_\tau \right) \cdot \min_{1 \le i \le k} \left[\frac{S_i(\tau)}{S_i(t)} \right] - 1 \right\}.$$
(9)

В частности, при t=T и $\beta_t=1$ имеем

$$K^{*}(T) = K^{*}(1,T) = \frac{1}{\nu} \left\{ \frac{1}{\beta_{\tau}} (1 + K_{\underline{P}_{u}} \nu_{\tau}) \min_{1 \le i \le k} \left[\frac{S_{i}(\tau)}{S_{i}(t)} \right] - 1 \right\}, \quad (10)$$

где $K^{*}(T) = \Phi^{-1}[\underline{P}(T)];$

 $K_{\underline{P}_{u}} = \Phi^{-1}[\underline{P}(\tau)];$

 $\underline{P}(T)$ – нижняя γ -доверительная граница вероятности безотказной работы образца РЭА в условиях воздействия ИИ КП в течение заданного срока активного существования КА;

<u> $P_u(\tau)$ </u> – нижняя γ -доверительная граница вероятности безотказной работы образца РЭА, определяемая по результатам биномиальных испытаний на моделирующей установке продолжительностью $\tau \leq T$.

Таким образом, формула (10) позволяет определять нужную доверительную границу вероятности безотказной работы РЭА в условиях воздействия ИИ КП в течение заданного срока активного существования КА T по результатам испытаний на моделирующей установке продолжительностью $\tau \leq T$.

Пусть требование по надёжности образца РЭА КА в условиях воздействия ИИ КП задано в следующем виде:

$$\underline{P}(T) \ge \underline{P}_{\mathrm{T3}}(T),\tag{11}$$

где $\underline{P}_{T3}(T)$ – требуемое значение нижней границы надёжности P(T) при доверительной вероятности γ в момент времени T.

При планировании объёмов испытаний, т.е. определении их количества для подтверждения требования по надёжности (11), с помощью статистических таблиц находим

 $K^*(T) = \Phi^{-1}[\underline{P}_{T3}(T)].$

Далее, задаваясь, коэффициентом ослабления требований по стойкости β_{τ} и продолжительностью испытания $\tau \leq T$, из формулы (10) определяем значения квантили нормального распределения $K_{\underline{P}_{u}}$, а также значение вероятности:

 $\underline{P}_{u}(\tau) = \Phi[K_{\underline{P}u}].$

Требуемые объёмы безотказных испытаний могут быть определены по формуле

 $n=ln(ln(1-\gamma)/ln\underline{P}_u(\tau).$

В случае, если в процессе испытаний будут наблюдаться отказы, первоначально запланированные объёмы испытаний должны быть откорректированы с использованием формулы

 $\underline{P}_{u}(\tau)=f_{2}(n, m, \gamma),$

где $f_2(n, m, \gamma)$ – функция, обратная к неполной бета-функции.

Для проверки выполнения требования (11) нужно оценить нижнюю границу $\underline{P}_u(\tau)$ вероятности $P_u(\tau)$ с доверительной вероятностью γ по результатам *n* испытаний продолжительностью $\tau \leq T$ и с коэффициентом ослабления требований по стойкости β_{τ} , найти значение квантили $K_{\underline{P}_u}$, соответствующее вероятности $\underline{P}_u(\tau)$, и по формуле (10) определить значение величины $K^*(T)$. С использованием полученного значения $K^*(T)$ определяется нижняя γ -доверительная граница вероятности безотказной работы образца РЭА при воздействии ИИ КП <u>*P*</u>(*T*), и условие (11) проверяется непосредственно.

Пусть требование по надёжности образца РЭА КА в условиях воздействия ИИ КП задано в следующем виде:

$$\hat{P}(T) \ge P_{\mathrm{T3}}(T); \, \sigma_{P}(T) \le \sigma_{P_{\mathrm{T3}}}(T), \tag{12}$$

где $P_{T3}(T)$ – требуемое значение надёжности образца РЭА к моменту времени *T*;

 $\sigma_{P_{T3}}(T)$ – допустимое значение среднего квадратического отклонения $\sigma_{P}(T)$ при определении точечной оценки надёжности $\hat{P}(T)$.

МЕТОД ОЦЕНКИ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ НАДЁЖНОСТИ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ Космических аппаратов при воздействии ионизирующих излучений космического пространства по результатам ускоренных испытаний на моделирующей установке

При использовании нормальной аппроксимации распределения оценок надёжности можно приближённо записать:

$$\underline{P}(T) = \hat{P}(T) - K_{\gamma} \, \sigma_{P}(T);$$

$$\underline{P}_{\mathrm{T3}}(T) = P_{\mathrm{T3}}(T) - K_{\gamma} \, \sigma_{P_{\mathrm{T3}}}(T),$$

где K_{γ} – квантиль нормального распределения, соответствующая доверительной вероятности γ .

Тогда требование по надёжности (12) может быть заменено следующим требованием:

 $\hat{P}(T) \ge P_{\mathrm{T3}}(T); \underline{P}(T) \ge \underline{P}_{\mathrm{T3}}(T).$

Таким образом, случай задания требования по надёжности (12) может быть сведён к случаю задания требования (11), и задача планирования объёмов испытаний образца РЭА, а также задача подтверждения требования к надёжности по результатам этих испытаний решаются аналогично тому, как было показано выше. (При этом предполагается, что проводится планирование безотказных испытаний).

Рассмотрим пример.

Пусть $S(t)=a_1+a_2 \cdot e^{0.05t}+a_3 \cdot e^{0.1t}$; $S_{\text{доп}}(t)=1$; $\nu=\nu_{\tau}=0,1$; T=3; $\gamma=0,9$.

Требуется определить нижнюю границу при доверительной вероятности γ для вероятности $P(T)=P\{S(t)\leq S_{gon}\}$, если были проведены безотказные испытания продолжительностью $\tau_1=1$ при коэффициенте ослабления требований по стойкости $\beta_{\tau}=0,7$ или $\tau_2=2$ при коэффициентах ослабления требований по стойкости $\beta_{\tau}=0,9$ и $\beta_{\tau}=0,7$. Результаты расчётов приведены в таблице.

таблица – Значения нижних доверительных границ вероятности безотказной работы образца РЭА в зависимости от коэффициента ослабления требований по стойкости, объёмов и продолжительности испытания

		<u>P</u> (T)					
объёмы испытаний, <i>п</i>	$\underline{P}_{u}(\tau)$	$\tau_1 = 1$	τ2=2				
		β _τ =0,7	β _τ =0,9	β _τ =0,7			
2	0,31623	0,87203	0,34469	0,95004			
4	0,56234	0,96990	0,58356	0,999096			
6	0,68129	0,98768	0,70100	0,999790			
8	0,75000	0,99352	0,76790	0,999925			
10	0,79433	0,99605	0,81050	0,999966			

Анализ результатов, представленных в таблице, показывает, что оценки значений нижних доверительных границ надёжности образцов РЭА, функционирующей в условиях воздействия ИИ КП в течение заданного срока активного существования КА, получаемые по результатам испытаний на моделирующей установке, возрастают при уменьшении величины коэффициента ослабления требований по стойкости, а также увеличении объёмов и продолжительности испытания.

Результаты приведённых исследований имеют важное значение для рационального проектирования лунных и межпланетных станций, искусственных спутников Земли, функционирующих на высокоэллиптических орбитах и тому подобных (*Ефанов В.В.*, Долгополов В.П., 2016; *Матвеев Ю.А.*, Ламзин В.А., Ламзин В.В., 2015).

список литературы

Дружинин Г.В. Надежность автоматизированных систем. М.: Энергия, 1977. 48 с.

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-8.

Любомудров А.А. Влияние ионизированного облака собственной внешней атмосферы космического аппарата на экранирующие свойства его конструкции // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 44-46.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Исследование влияния надежности модификаций КА на программу развития космической системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 41-47.

Методы испытаний и оценки стойкости бортовых систем и радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов с длительным сроком активного существования к воздействию ионизирующих излучений космического пространства: руководство по испытаниям. М.: Минобороны России, Росавиакосмос, Минатом России, 1999. 32 с.

Оуэн Д.Б. Сборник статистических таблиц. М.: ВЦ АН СССР, 1964.

Судаков Р.С., Северцев Н.А., Титулов В.Н., Чесноков Ю.Н. Статистические задачи отработки систем и таблицы для числовых расчётов показателей надёжности. М.: Высшая школа, 1975. 160 с.

Тескин О.И., Сонкина Т.П. Прогнозирование доверительного интервала для вероятности невыхода случайного процесса за поле допуска // Надёжность сложных систем: сборник. М.: Знание, 1979. с.

Тихонов В.И. Теория случайных процессов. М.: Наука, 1978. 586 с.

Статья поступила в редакцию 07.08.2017 г.

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА БАЗЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АРКОН»: К 20-ЛЕТИЮ ПЕРВОГО ЗАПУСКА





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

H.H. Клименко¹, кандидат технический наук, klimenko@laspace.ru; **N.N. Klimenko**

В канун 20-летия первого запуска космического аппарата «АРКОН» приведён ретроспективный взгляд на рождение, реализацию и развитие этого уникального проекта, не имеющего аналогов, а также отмечены те замечательные коллективы разработчиков и их лидеры, деятельность которых стала достоянием истории и гордостью НПО имени С.А. Лавочкина.

Ключевые слова: космический annapam «АРКОН»; космическая система дистанционного зондирования Земли; эллиптическая орбита; высокодинамичная система управления по трём осям одновременно; крупногабаритный оптико-электронный телескопический комплекс; высокая периодичность наблюдения; линейное разрешение на местности.

В истории НПО имени С.А. Лавочкина немало свершений и достижений, значение которых выходит за пределы предприятия. Творцы этих свершений являются гордостью НПО имени С.А. Лавочкина. Помнить этих людей и их достижения, вошедшие в историю, – долг и почётная обязанность тех, кто искренне желает реализовать себя в космической отрасли и добиться успеха и процветания нашего предприятия.

SPACE SYSTEM FOR REMOTE SENSING OF THE EARTH ON THE BASE OF «ARCON» SATELLITE: TOWARDS THE 20TH ANNIVERSARY OF THE FIRST LAUNCH



В.И. Семункина¹, кандидат технических наук, shostak@laspace.ru; **V.I. Semunkina**



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

On the eve of the 20th anniversary of the first launch of «ARCON» satellite given a retrospective look at the birth, realization and development of the unique project with no analogues, as well as, remembered those remarkable teams of developers and their leaders, whose activities became a part of history and pride of Lavochkin Association.

Key words: «ARCON» satellite; space system for remote sensing of the Earth; unique project with no analogues; elliptic orbit; highly dynamic control system on three axix simultaneously; large optic-electrical telescopic complex; high frequency monitoring; linear ground resolution.

В тени замечательных достижений в области освоения межпланетного пространства в дальнем и ближнем космосе, исследования планет Солнечной системы находится выдающееся достижение в области создания космических систем дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ).

В непростые 90-е годы на предприятии работал сплочённый коллектив единомышленников – высо-

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА БАЗЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АРКОН»: К 20-ЛЕТИЮ ПЕРВОГО ЗАПУСКА

коквалифицированных специалистов, прошедших путь от проектирования до лётных испытаний и применения по целевому назначению уникальной и ставшей легендарной КС ДЗЗ на базе космического аппарата (КА) «АРКОН».

Короткая, но яркая история этой системы началась 20 лет назад запуском 6 июня 1997 года с космодрома Байконур КА «АРКОН» № 1 на эллиптическую орбиту с высотой апогея 2800 км, высотой перигея 1500 км и наклонением 63,4 градуса, предназначенного для высокопериодического наблюдения поверхности Земли (*Автоматические*..., 2010).

КА «АРКОН» был создан в НПО имени С.А. Лавочкина на базе космической платформы для решения научных задач и крупногабаритного оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК) с диаметром апертуры 1,5 м разработки ЛОМО. Уникальный телескоп, выполненный по схеме Риччи – Кретьена, имел общую длину 6,89 м, фокус длиной 27 м и поле обзора ±45 градусов (*www.russianspaceweb.com.ARAKS.html*, 2017; *Аронов А.М. и др.*, 2007).

Запуск первого КА «АРКОН» на уникальную для КА Д33 высокоэллиптическую орбиту обеспечивал полосу обзора шириной около 3500 км при полосе захвата 14...35 км, длительность наблюдения заданного участка земной поверхности 14...25 минут.

Выбор такой орбиты имел целью обеспечение высокой производительности съёмки: до 250 кадров в сутки и 0,8...1 млн кв. км площадной съёмки в сутки при линейном разрешении на местности (ЛРМ) 1...2 м. В совокупности эти характеристики обеспечивали конкурентоспособные материалы ДЗЗ на рынке того периода.

А пять лет спустя – 25 июля 2002 года – был запущен второй КА «АРКОН» также на высокоэллиптическую орбиту с высотой апогея 1800 км, высотой перигея 1400 км и наклонением 63,4 градуса (*Автоматические*..., 2010).

Заданные характеристики КА «АРКОН» обеспечивались за счёт успешного применения крупногабаритного ОЭТК высокого разрешения на КА, функционирующих на высоких эллиптических орбитах с прецизионным высокодинамичным управлением одновременно по трём осям.

Идея создания КС ДЗЗ нового поколения на базе научно-технического задела, полученного в НПО имени С.А. Лавочкина при разработке КА для исследования ближнего и дальнего космоса, принадлежала Генеральному конструктору Вячеславу Михайловичу Ковтуненко. Однако реальное, практическое воплощение этой идеи в жизнь произошло в период, когда НПО имени С.А. Лавочкина руководил Станислав Данилович Куликов. Созданию КС ДЗЗ на базе КА «АРКОН» была посвящена его докторская диссертация.



В.М. Ковтуненко



С.Д. Куликов

С.Д. Куликов максимально эффективно распорядился тем потенциалом, который был накоплен на предприятии. К разработке проекта были привлечены многие талантливые специалисты – как опытные, прошедшие путь создания КА для исследования космического пространства, Луны, Венеры, Марса, так и те, кому предстояло трансформировать свои неор-



В.Н. Тимофеев

динарное мышление и молодой максимализм в выдающийся технический результат. Имена В.Н. Тимофеева, А.Л. Родина, А.В. Германова, В.Н. Байкина, В.И. Лощенкова, В.И. Семункиной, В.П. Макарова, А.И. Маркова, А.Н. Давыдова, А.А. Моишеева, А.С. Бирюкова, Н.М. Осмоловской, Ю.И. Малинкина, К.И. Михалевского, К.А. Мигалева, К.А. Гончарова, Н.А. Маркачева, Д.В. Тулина, А.А. Флоридова, А.Е. Ширшакова, А.Н. Дятлова, А.С. Соколова, А.В. Кантора, Б.А. Пригоды, А.И. Назимко, А.Г. Ушакова, А.В. Ермоленко, Р.В. Нетребенко, Г.И. Богатырёва, А.И. Амелина, М.Н. Хайлова, А.Г. Лозицкого, Т.В. Павловой, С.И. Поликарпова, М.С. Бородина, В.Г. Сумцова, Ю.Г. Алдошкина, Л.В. Порошина, А.И. Кацнера, И.Д. Церенина, И.Ю. Скороглядова, Р.В. Комаева, А.П. Тютюнникова, Е.Н. Маслова, Б.В. Панкина, А.С. Жукова и др. – это крохотная «надводная часть айсберга» под названием коллектив создателей КС ДЗЗ на базе КА «АРКОН».

Видная роль в создании системы принадлежит Валерию Николаевичу Тимофееву – заместителю генерального конструктора и руководителю группы ведущих конструкторов, а впоследствии первому заместителю генерального конструктора.

Прекрасный организатор, высококвалифицированный руководитель, под чьим непосредственным руководством был сформирован концептуальный облик системы, проведены расчёты баллистического построения системы, созданы коллективы разработчиков, в том числе системное подразделение в составе отделения баллистического обеспечения. Неоценим его вклад в реализацию наиболее значимых технических решений при создании КА «АРКОН».

Впервые был реализован вывод КА Д33 на высокую эллиптическую орбиту, что обеспечило высокие характеристики КС Д33 «АРКОН» по периодичности наблюдения и производительности. В свою очередь, это потребовало решения и другой крупной научно-технической проблемы – создания крупногабаритного ОЭТК.

Сформированная ещё в 1990-е годы концепция КА «АРКОН» по схеме «летающего телескопа» с размещением бортовой аппаратуры на несущей конструкции ОЭТК актуальна и в наши дни, находясь в створе общемировых тенденций (Полищук Г.М., Солодовников С.Н., 2009; Ефанов В.В. и др., 2016).

Многие задачи решались впервые в отечественной практике. Одна из таких задач состояла в создании специальной бортовой вычислительной системы с уникальным программно-алгоритмическим обеспечением планирования и управления космической системой (ПАО-ПУС), сопоставимым по сложности с ПАО-ПУС КС «Буран». Проблема состояла в реализации прецизионного высокодинамического управления КА по трём осям одновременно для обеспечения быстрых разворотов крупногабаритного, тяжелого КА по кратчайшему пути с последующим точным выдерживанием скорости бега изображения в фокальной плоскости ОЭТК в процессе съёмки. При этом необходимо было обеспечить съёмку «без смазов» при любом азимуте сканирования земной поверхности, а также обеспечить требуемую экспонометрию путём замедления бега изображения в фокальной плоскости. Одновременно за счёт использования такой уникальной системы управления с функциями гашения микроколебаний крупногабаритного КА достигалась компенсация дефицита светосилы ОЭТК, а также его прецизионное наведение на заданный участок земной поверхности, программное вращение с прецизионной стабилизацией угловой скорости для удержания снимаемого участка в поле зрения ОЭТК и для точного сканирования земной поверхности в режиме площадной съёмки.

Эти и другие научно-технические решения, воплощённые в КА «АРКОН», позволили ориентировать ось визирования ОЭТК необходимым образом в пространстве и обеспечить уникальные возможности по многократной съёмке заданного участка земной поверхности на пролёте, а также по площадной съёмке за счёт последовательных перекрывающихся сканов при одном прохождении над заданным районом.

По существу, впервые в отечественной практике была создана высокоинтеллектуальная система управления КА, которая обеспечила уникальные для

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА БАЗЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АРКОН»: К 20-ЛЕТИЮ ПЕРВОГО ЗАПУСКА



В.И. Лощенков

того времени возможности по съёмке земной поверхности, а также эффективное парирование нештатных ситуаций путём быстрого перевода КА в режим постоянной солнечной ориентации на период выявления причин нештатных ситуаций и их устранения, что защищало КА от возможного выхода из строя.

Наряду с созданием прецизионной системы управления тяжёлого КА с крупногабаритным ОЭТК с режимом трёхосного сканирования были отработаны и новые технологии планирования съёмки. Для сокращения временного интервала между постановкой задачи и съёмкой заданного района до 2,5...3 часов ПАО-ПУС предусматривало возможность закладки на борт корректирующих рабочих программ на витке, предшествующем рабочему витку.

Разработка такого уникального и опередившего намного другие отечественные и зарубежные разработки ПАО-ПУС осуществлена коллективом разработчиков НПО имени С.А. Лавочкина под руководством талантливого специалиста Виталия Ивановича Лощенкова. Наследие В.И. Лощенкова и его соратников не потеряло актуальность и в настоящее время.

Обоснование возможности создания и реализация проекта – выдающееся достижение большого коллектива проектантов, конструкторов, логиков,



А.Л. Родин

программистов НПО имени С.А. Лавочкина под руководством первого заместителя генерального конструктора по системному проектированию Александра Львовича Родина совместно с коллективами ЛОМО, НИИ ТП, НПП «ОПТЭКС», РНИИ КП и других организаций-соисполнителей проекта.

Результаты применения КС ДЗЗ на базе КА «АРКОН» превзошли все ожидания и сегодня с большой теплотой и удовлетворением проходят через воспоминания ветеранов. Но, к сожалению, это достижение так и не получило должной оценки со стороны государства.

Особо следует остановиться на методологических аспектах выбора баллистического построения КС ДЗЗ и выбора параметров орбиты для КА «АРКОН».

Концепция создания КС ДЗЗ на базе КА «АРКОН» была принята к разработке только потому, что в её рамках за счёт вывода КА на высокую эллиптическую орбиту достигались конкурентоспособные возможности по периодичности наблюдения заданных районов и по производительности съёмки как в режиме съёмки отдельных участков, так и в площадном режиме съёмки земной поверхности. Это было обусловлено тем, что КА ДЗЗ на базе КА на традиционных, сравнительно низких круговых орбитах высотой от 200...300 км до 600...800 км в тот период вследствие низкой периодичности выхода на заданный район (от 2...3 до 5...10 суток) не обеспечивали возможность выполнения заданий на съёмку в сроки, интересующие потенциальных заказчиков материалов ДЗЗ, что делало их малоэффективными при решении задач информационного обеспечения государственных органов управления и контроля по оперативному освещению обстановки в районах катастроф природного и техногенного характера, а также задач по мониторингу районов локальных конфликтов, крупных террористических актов, исключительных экономических зон РФ.

Очевидно, что более высокие конкурентоспособные возможности по периодичности наблюдения и производительности съёмки могли быть получены при выводе КА ДЗЗ на более высокие орбиты. Однако выбор конкретной орбиты в этом плане представляет далеко не тривиальный характер. С этой целью в НПО имени С.А. Лавочкина были проведены интенсивные исследования, результаты которых позволили сформировать методику баллистического проектирования и определить рациональное орбитальное построение КС ДЗЗ на базе КА «АРКОН».

Выбор рациональной орбиты и баллистического построения КС ДЗЗ осуществлялся в соответствии с методикой, приведённой в (Лощенков В.И., Семункина В.И., 2008; Ефанов В.В., Семункина В.И., 2008). Задача состояла в обеспечении максимальной предельной производительности при допустимом ЛРМ.

В (Евтушенко Е.Н. и др., 2009; Ефанов В.В. и др., 2009) показано, что для получения частоты просмотра заданного участка земной поверхности одним КА не менее одного раза в сутки необходимо обеспечить вывод КА на орбиту высотой не менее 1500 км, как это следует из графика на рисунке 1.

С другой стороны, задача состояла в том, чтобы с использованием крупногабаритного ОЭТК обеспечить максимально возможную долю съёмок с приемлемым ЛРМ. Для выполнения этого требования без существенного снижения предельной производительности необходимо было расположить рабочие участки орбиты высотой в диапазоне 1800...2500 км над заданными районами. Это достигалось путём подбора аргумента перигея, снижения высоты апогея эллиптической орбиты или применения круговых орбит (см. таблицу), откуда следует, что рациональными в смысле используемых критериев периодичности и производительности съёмки являются эллиптические орбиты с высотой перигея 1500 км, высотой апогея 2800 км при аргументе перигея в диапазоне 313...360 градусов.



рисунок 1. Зависимость числа КА $N_{\rm KA}$ от высоты орбиты H и зенитного угла Z

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ На базе космического аппарата «Аркон»: к 20-летию первого запуска

№ варианта	параметры орбит (hπ×hα, тыс. км; ω, град)	производительность КА, усл. ед./сутки					
		ЛРМ, усл. ед.					HIDOHOHI HOR
		≤1,5	≤2	≤3	≤4	≤5	предельная
1	1,5×4,0 313	0	33	229	349	369	444
2	1,5×4,0 360	37	89	252	307	376	377
3	1,5×4,0 336	22	71	259	342	345	407
4	1,5×4,0 180	33	80	250	327	350	360
5	2170	10	163	254	260	275	299
6	2730	0	111	263	266	311	370
7	1,5×2,8 336	43	160	272	297	345	395
8	1,5×2,8 313	23	142	296	324	336	369
9	1650	112	170	200	210	_	210

таблица – Производительность КА с заданным решением для различных вариантов баллистического построения

В результате проведённых исследований и была принята концепция КС ДЗЗ на базе КА «АРКОН» в составе до трёх КА на эллиптической орбите высотой перигея 1500 км, высотой апогея 2800 км при наклонении 63,4 градуса и аргументе перигея 336 градусов. При этом динамические характеристики КА «АРКОН» позволяли за время потенциального «зависания» над заданным районом произвести съёмку одного и того же участка земной поверхности от 5 до 10 раз с требуемым ЛРМ.

Последующие события внесли коррективы в порядок развертывания орбитальной группировки: КС ДЗЗ реализована запуском только двух КА «АРКОН» (рисунок 2). Причём для КА «АРКОН» № 2 выбранная в соответствии с приведённой методикой эллиптическая орбита характеризовалась высотой перигея 1500 км, высотой апогея 1800 км и аргументом перигея 360 градусов.

Орбита КА типа «АРКОН» является суточнократной, или изомаршрутной, что позволяло получать изображения наилучшего качества по фиксированным районам земной поверхности. При этом благоприятные условия съёмки обеспечивались при отклонении угла визирования ОЭТК до 30 градусов от надира.

Однако съёмка могла вестись и при углах крена 30...45 градусов при некотором снижении качества съёмки. Для обеспечения условий для высококачественной съёмки таких районов предусматривалось проведение манёвра КА на орбите.

Поскольку орбита КА «АРКОН» не была солнечносинхронной, что типично для большинства КА ДЗЗ, в отдельные периоды полёта в течение 10...20 суток



рисунок 2. КА «АРКОН»



рисунок 3. КА «АРКОН-В»

возможности съёмки были ограничены из-за недостаточной освещённости. Вместе с тем, как отмечалось выше, за счёт принятых мер удалось обеспечить достаточно высокую светочувствительность ОЭТК, что позволило производить съёмку при нетрадиционных для КА ДЗЗ углах Солнца 10...3 градусов при минимальных углах визирования. Возможность съёмки в условиях низкой освещённости позволила сократить перерывы в работе, обусловленные низкой освещённостью, до 5...6 суток. Выбор высокоэллиптической орбиты обеспечивал проведение съёмки под произвольным углом к плоскости орбиты, а также съёмку заданного участка земной поверхности в течение десятков минут с разных витков и/или осуществлять сканирование достаточно больших районов земной поверхности.

Полученный в НПО имени С.А. Лавочкина совместно с коопераций предприятий практический опыт создания КС ДЗЗ на базе КА «АРКОН» вдохновил на продолжение работ по созданию КС ДЗЗ такого типа с улучшенными характеристиками. Так, уже в 1999 году в технических предложениях по модернизации предлагалось вдвое снизить массу КА на орбитах высотой 1000...1400 км при сохранении режима высокопериодической съёмки, а в 2000 году для беспропускного покрытия земной поверхности полосой обзора одного КА ДЗЗ «АРКОН-М» с высоким ЛРМ в надире и на краю полосы обзора в течение не менее двух суток была предложена орбита высотой 2050 км и наклонением 63,4 градуса.

В 2004 году в инициативном порядке был разработан проект КА «АРКОН-В» (рисунок 3), обладающего меньшей массой, повышенной производительностью. В проекте КА «АРКОН-В» реализованы повышенная динамика перенацеливания и уменьшение времени успокоения. Модульный принцип построения бортовой аппаратуры в негерметичном исполнении обеспечивал возможность сокращения сроков разработки КА, а также возможность дальнейшей его модернизации.

Проект КА «АРКОН-В» предусматривал использование в качестве научно-технического задела ОЭТК, разработанного для КА «АРКОН», а также комплектование служебными системами, разработанными для КА научного назначения «СПЕКТР», «ЭЛЕКТРО» путём адаптации универсальной кос-

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА БАЗЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АРКОН»: К 20-ЛЕТИЮ ПЕРВОГО ЗАПУСКА





мической платформы «НАВИГАТОР» (Автоматические..., 2010).

Проект предусматривал как максимальное использование уже имеющегося научно-технического задела, так и разработку новых конструкторских решений, обеспечивающих значительное улучшение характеристик КА «АРКОН» предшествующего поколения.

Концепция создания КА «АРКОН-В» иллюстрируется рисунком 4. Общий вид КА и его основные характеристики приведены на рисунках 5, 6, характеристика и вид ОЭТК – на рисунке 7.

Отличительной особенностью КА «АРКОН-В» является возможность функционирования на различных орбитах в широком диапазоне высот от 600 км до 2000 км. В качестве наиболее рациональных рассматривались орбиты со следующими характеристиками:

- круговая высотой 600...1250 км при наклонениях 64 градуса или 98..101 градуса;
- эллиптическая с высотой перигея 600 м, высотой апогея 1200 км при наклонении 64 или 99 радусов.

При этом обеспечивались полоса обзора шириной 1700...3000 км при зенитном угле съёмки 60 градусов и полоса захвата шириной не менее 15 км. Периодичность наблюдения в зависимости от широты наблюдаемого района составляет от 1 до 5 раз в сутки.

Для оценки расчётной производительности при коммерческих сделках введено понятие «базового

4.2017



рисунок 5. Общий вид космического аппарата



БСК – бортовой специальный комплекс; КП – космическая платформа.

рисунок 6. Основные характеристики космического аппарата

кадра» (БК), который охватывает сцену на земной поверхности размером 36000×36000 пикселей – дискретных элементов размером не менее 2 м, – снимаемой за время одного скана. Один БК может охватывать площадь 30×30 кв. км при съёмке в надир или 60×60 кв. км при съёмке на краю полосы обзора. При этом расчётная среднесуточная (определяется путём усреднения суточной производительности в течение года) производительность КА «АРКОН-В» составляет около 250 БК.

За счёт использования отработанных с положительными результатами конструкторского, аппаратного, программного, технологического и методологического заделов как по бортовой, так и наземной аппаратуре из состава КС ДЗЗ на базе КА «АРКОН» и из состава КА по проектам «СПЕКТР» и «ЭЛЕКТРО» обеспечивались минимальные технические риски, сроки и затраты на создание КС ДЗЗ на базе КА «АРКОН-В».

Конструктивное исполнение по схеме «летающего телескопа», модульный принцип построения бортовой аппаратуры в негерметичном исполнении – это «визитная карточка» КА «АРКОН-В», убедительно свидетельствующая о том, что проект и сегодня находится в створе общемировых тенденций. Принятая концепция комплектования КА «АРКОН-В» допуска-



рисунок 7. Оптико-электронный телескопический комплекс

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ На базе космического аппарата «Аркон»: к 20-летию первого запуска

ет использование суперОЭТК с апертурой диаметром до 2,5 м, что позволило бы реализовать физически предельное ЛРМ на высокоэллиптической орбите.

Предполагалось, что КС ДЗЗ на базе КА «АРКОН-В» смогла бы обеспечить решение широкого спектра задач высокопериодического ДЗЗ в интересах государственных органов управления и контроля, мониторинга районов чрезвычайных ситуаций, стихийных бедствий, исключительных экономических зон РФ, а также в интересах коммерческого использования и межгосударственного сотрудничества.

Следует отметить, что рождение проектов КА типа «АРКОН» происходило в то время, когда понятия «импортозамещение» ещё не существовало: эти проекты рождались на отечественной базе.

Замечательные, уникальные проекты канули «в Лету», стали достоянием истории. Однако они не потеряли своей актуальности и привлекательности и в наши дни.

Сегодня проекты КС ДЗЗ на базе типа «АРКОН» и их возможности находятся в тени концепции малых космических аппаратов (МКА) ДЗЗ. Однако уже более чем 25-летний период существования и практической реализации этой концепции свидетельствует о том, что МКА ДЗЗ нельзя рассматривать в качестве альтернативы КА «АРКОН». Современная концепция МКА ДЗЗ (Шестихин В.И. и др., 2015) базируется на приоритете решения задачи обеспечения постоянства и непрерывности наблюдения заданных локальных районов. Для этого предполагается оперативное развёртывание орбитальной группировки в составе 20-25 МКА, быстро изготавливаемых из коммерчески доступных комплектующих и электроннокомпонентной базы. Позитивный результат при этом может быть достигнут при снижении срока активного существования до 1 года и даже до полугода, а также при использовании нетрадиционно низких орбит для снижения требований к размеру апертуры оптической системы. За четверть века концепция МКА ДЗЗ так и не получила реального практического воплощения. За рубежом предпринимаемые усилия в этом направлении не оправдали ожидания заказчиков даже в плане решения отмеченной выше узкой частной задачи.

А как быть с другими многочисленными задачами Д33, решение которых МКА с ограниченными возможностями не представляется возможным?!

По своим возможностям и экономическим показателям проекты КС ДЗЗ на базе КА типа «АРКОН-В» и его модификаций следует рассматривать в качестве конкурентоспособной альтернативы проектам КС ДЗЗ на базе МКА.

В год 20-летия первого запуска КА «АРКОН» ещё рано сожалеть о том, что уникальный, необычайно эффектный проект, не имеющий по сей день анало-

гов, оказался несбывшейся мечтой его разработчиков. Диалектика развития КС ДЗЗ неумолима: все еще впереди?!

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-Принт, 2010. 660 с.

Аронов А.М., Данилов В.А., Никифоров В.О., Савицкий А.М. и др. Оптико-электронные системы для дистанционного зондирования Земли [Электронный ресурс]: презентация. Электрон. дан. СПб., 2007. 26 слайдов. URL: http://lomo-tech.ru/photos/lomo_ kosm_otkr.pdf (дата обращения: 13.05.2017). Системные требования: Adobe Acrobat Reader.

Евтушенко Е.Н., Лощенков В.И., Семункина В.И., Шостак С.В. Выбор орбит космических систем дистанционного зондирования Земли для решения задач различных потребителей // Актуальные проблемы российской космонавтики: материалы XXXIII академических чтений по космонавтике. М., 2009. С. 508-509.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. О научном потенциале НПО имени Семёна Алексеевича Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 73-76.

Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2008. № 3. С. 12-17.

Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В. Особенности баллистического проектирования КС ДЗЗ оптико-электронного наблюдения типа «АРКОН-1» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 46-52.

Лощенков В.И., Семункина В.И. Сравнительный анализ эффективности космических систем оптикоэлектронного наблюдения, построенных на орбитах различного типа // Материалы XXXII академических чтений по космонавтике. М., 2008. С. 455.

Полищук Г.М., Солодовников С.Н. Научный потенциал ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 5-9.

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

www.russianspaceweb.com.ARAKS.html. [Электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 13.05.2017 (дата обращения: 13.05.2017).

Статья поступила в редакцию 08.06.2017 г.
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЁТОМ ИХ РЕАЛЬНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ

NUMERICAL STUDY OF THE POWER EFFECTS OF SOLAR RADIATION ON SPACECRAFT SURFACES TAKING INTO ACCOUNT SOME OF THEIR REAL GEOMETRICAL FEATURES



С.И. Шматов¹, кандидат технических наук, shmatov_si@laspace.ru; S.I. Shmatov

Работа посвящена численному моделированию силового воздействия солнечного излучения на две типовые внешние поверхности космических аппаратов с учётом их реальных отклонений от номинальной формы. При этом отклонения имитировались двумя видами регулярных внешних неоднородностей. Представленные сравнения полученных силовых и моментных характеристик воздействия излучения на неоднородные поверхности с аналогичными характеристиками для номинальных поверхностей показывают, что возможны различия между соответствующими характеристиками как по абсолютной величине (до 90%), так и по знаку. Это свидетельствует о необходимости учёта подобного рода отличий реальных поверхностей космических аппаратов от номинальных для качественного проектирования и эксплуатации космических аппаратов.

Ключевые слова: космический аппарат; номинальная поверхность; регулярная поверхностная неоднородность; безразмерные силовые и моментные характеристики.

This work is devoted to numerical modeling of force action of solar radiation on two typical external spacecraft surfaces taking into account their real deviations from the nominal shape. These deviations were simulated by two types of regular external inhomogeneities. A comparison of the obtained power and torque characteristics of the effects of radiation on heterogeneous surface with similar characteristics to the nominal surfaces shows that the possible differences between the respective characteristics as in absolute value (up to 90%) and sign. This demonstrates the need of taking into account such differences of real spacecraft surfaces from nominal surfaces for high-quality design and operation of the spacecraft.

Key words: spacecraft; nominal surface; regular surface heterogeneity; the dimensionless force and moment characteristics.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ Космических аппаратов с учётом их реальных геометрических особенностей

введение

В связи с постоянно растущими требованиями к точности определения орбитальных параметров космических аппаратов (КА) и их ориентации на орбите, естественно, возрастают и требования к точности определения возмущающих факторов, действующих на КА (Кардашев Н.С. и др., 2016; Заславский Г.С. и др., 2016; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2016). Это, в свою очередь, означает, что при расчётном определении внешних воздействий на КА необходимо, чтобы используемая численная модель была как можно ближе к реальному объекту по определяющим геометрическим и физическим параметрам (в большей степени учитывала бы его реальные геометрические и физические параметры, отличные от соответствующих номинальных значений). Дело в том, что в реальности любой КА имеет отличия от номинального, в частности, по геометрической форме, размерам, физическим свойствам внешних поверхностей. При пренебрежении некоторыми из этих отличий можно получить заметные отклонения в значениях силовых и моментных характеристик рассчитываемых воздействий, что было отмечено в работе (Шматов С.И., Мордвинкин А.С., 2015), где представлены результаты начальных исследований изменения силовых и моментных характеристик воздействия солнечного излучения на некоторые типовые поверхности с внешней неоднородностью.

В настоящей работе представлены результаты более детальных исследований изменения силовых и моментных характеристик воздействия солнечного излучения на две типовые поверхности с регулярной внешней неоднородностью двух видов (волнистые и зубчатые поверхности).

В качестве вычислительного инструмента при численном моделировании использовался программный комплекс (ПК) AIRSOL (Финченко В.С., Шматов С.И., 2005; Шматов С.И., Мордвинкин А.С., 2013), удачно зарекомендовавший себя при определении силового воздействия солнечного излучения на КА в целом ряде успешно реализованных и реализуемых проектов. В частности, системы управления для КА «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-Р» были разработаны на основе баз данных возмущающих сил и моментов от солнечного излучения, полученных с помощью ПК AIRSOL.

1. Исследуемые поверхности и неоднородности

В качестве первой исследуемой поверхности была выбрана плоская пластина (рисунок 1а) с двумя видами регулярной неоднородности (рисунок 1б).

При этом в первом случае неоднородность моделируется слоем полуцилиндров, уложенных осевыми сечениями на гладкую поверхность впритык друг к другу и поперёк направления излучения (рисунок 2a).



6 – пластина с неоднородной поверхностью.

рисунок 1. Первая исследуемая поверхность



а – волнистая поверхность;
б – зубчатая поверхность.
рисунок 2. Виды поверхностных неоднородностей

Во втором случае неоднородность моделируется слоем прямых треугольных призм, основаниями которых являются равнобедренные прямоугольные треугольники. При этом призмы уложены на гладкую поверхность большими боковыми гранями также впритык друг к другу и поперёк направления излучения (рисунок 26).

Исходная гладкая пластина представляет собой прямоугольный параллелепипед с квадратными основаниями 1×1 м и толщиной 0.05 м.

Пластина с неоднородной поверхностью в первом случае (волнистая пластина) представляет собой описанный выше квадратный слой (1×1 м) из 10 полуцилиндров с радиусами оснований *r*=0.05 м.

Пластина с неоднородной поверхностью во втором случае (зубчатая пластина) представляет собой описанный выше квадратный слой (1×1 м) из 10 прямых призм, основаниями которых являются равнобедренные прямоугольные треугольники со сторонами 0.0707 м, 0.0707 м, 0.100 м.

В качестве второй исследуемой поверхности был выбран клин с углом полураствора 60° (рисунок 3а) с теми же двумя видами регулярной неоднородности (рисунок 2), что и у пластины (рисунок 3б).

При этом пластины, образующие гладкий клин, представляют собой прямоугольные параллелепипеды с квадратными основаниями 1×1 м и толщиной 0.05 м.

Пластины, образующие клин с неоднородной поверхностью, в первом случае (волнистый клин) представляют собой описанный выше квадратный слой $(1 \times 1 \text{ м})$ из 10 полуцилиндров с радиусами оснований r=0.05 м.



а – гладкий клин;
 б – клин с неоднородной поверхностью.
 рисунок 3. Вторая исследуемая поверхность

Пластины, образующие клин с неоднородной поверхностью, во втором случае (зубчатый клин) представляют собой описанный выше квадратный слой (1×1 м) из 10 прямых призм, основаниями которых являются равнобедренные прямоугольные треугольники со сторонами 0.0707 м, 0.0707 м, 0.100 м.

Ориентация исследуемых поверхностей относительно вектора потока излучения \vec{S} (Солнце – объект) определяется углом атаки α (рисунки 1 и 3). При этом сам вектор \vec{S} находится в плоскости соответствующих рисунков.

Отражательные свойства исследуемых поверхностей определяются термооптическими характеристиками ρ_s и β_s (ρ_s – коэффициент отражения лучистой энергии; β_s – интегральная доля (коэффициент) зеркальной составляющей в отражённом излучении).

2. Результаты численного моделирования

С помощью ПК AIRSOL были определены зависимости безразмерных силовых C_x , C_y , C_{xa} , C_{ya} и моментной характеристики m_z от угла атаки α для вышеуказанных двух поверхностей при трёх схемах взаимодействия излучения с материалом этих поверхностей: полностью зеркальной (ρ_s =1.0, β_s =1.0), полностью диффузной (ρ_s =1.0, β_s =0.0) и зеркальнодиффузной с термооптическими характеристиками (ρ_s =0.6 и β_s =0.25), как у большинства материалов экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ).

Здесь
$$C_x = \frac{F_x}{q_c \cdot S_m}$$
 – коэффициент продольной

силы; $C_y = \frac{F_y}{q_c \cdot S_m}$ – коэффициент поперечной (нор-

мальной) силы; $C_{xa} = \frac{F_{xa}}{q_c \cdot S_m}$ – коэффициент силы

сопротивления;
$$C_{ya} = \frac{F_{ya}}{q_c \cdot S_m} -$$
коэффициент подъ-

ёмной силы; $m_z = \frac{M_z}{q_c \cdot S_m \cdot S_l}$ – коэффициент по-

перечного момента (момента тангажа) относительно начала координат. Где, в свою очередь, F_x – продольная сила; F_y – поперечная сила; F_{xa} – сила сопротивления; F_{xa} – подъёмная сила; M_z – момент тангажа, S_m – характерная площадь (для пластины – это площадь самой пластины, для клина – максимальная площадь сечения, перпендикулярного вектору потока излучения \vec{S} и плоскости симметрии клина); S_l – характерный размер (для пластины – это её продольный размер, для клина – его габаритный размер по координате x); $q_c = \frac{Q}{2c}$ – «скоростной напор» излучения; Q – плотность потока лучистой энергии; $c=2.998 \cdot 10^8$ м/с – скорость света в вакууме.

Анализ полученных результатов показал, что наибольшие отличия в безразмерных характеристиках $C_x, C_y, C_{xa}, C_{ya}, m_{zo}$ для пластины и клина с волнистыми или зубчатыми покрытиями от соответствующих характеристик для гладких пластин и клиньев имеют место для полностью зеркальной схемы отражения. В частности, для Су при некоторых ориентациях разница может быть более 50%. Для диффузной схемы отражения разница заметно меньше (в частности, максимальная разница для C_v≈40%). Для зеркальнодифффузной схемы отражения указанные отличия, как и следовало ожидать, имеют промежуточные значения между соответствующими значениями для вышеуказанных предельных схем отражения. Это значит, что для реально используемых покрытий наличие указанных поверхностных неоднородностей может приводить к заметным расхождениям в значениях силовых и моментных характеристик по сравнению с их значениями для номинальных поверхностей.

Чтобы полностью проиллюстрировать вышесказанное, для всех трёх схем отражения потребуется представить 30 рисунков с соответствующими графическими зависимостями. В таком случае необходимый графический материал либо займёт слишком много места, либо графики будут иметь плохое разрешение и, соответственно, будут плохо читаемы.

Поэтому для чёткой иллюстрации полученных результатов были выбраны графики зависимостей $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$, $C_{xa}(\alpha)$, $C_{ya}(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ для зеркально-диффузной схемы с термооптическими характеристиками (ρ_s =0.6 и β_s =0.25), как у большинства материалов ЭВТИ.

Такой выбор предполагается наиболее целесообразным по двум причинам: во-первых, он отражает характерные особенности, присущие всем трём схе-

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ Космических аппаратов с учётом их реальных геометрических особенностей

мам, во-вторых, он наиболее близок к реально используемым на КА поверхностным материалам.

Исходя из этого, на рисунке 4 представлены графики указанных выше зависимостей для гладкой и неоднородных пластин, а на рисунке 5 – для гладкого и неоднородных клиньев. Из графиков, представленных на рисунке 4 следует, что значения наибольших отличий безразмерных силовых и моментных характеристик для пластины с волнистым или зубчатым покрытиями от соответствующих характеристик для гладкой пластины изменяются от 19% для C_v и m_z до 65% для C_x . То есть раз-





ница очень существенна и должна учитываться при наличии покрытий с подобного рода неоднородностями при проектировании и эксплуатации орбитальных КА. Что же касается коэффициента подъёмной силы C_{ya} , то, как видим, наличие неоднородностей существенно влияет не только на количественный, но и на качественный характер зависимостей $C_{ya}(\alpha)$ (рисунок 4г). Если для гладкой пластины $C_{ya}(\alpha)$ – чётная знакопостоянная функция, то для пластин с неоднородными поверхностями – это разной степени сложности нечётные функции. При этом расхождение абсолютных значений C_{ya} для гладкой и неоднородных



рисунок 5. Зависимости безразмерных силовых и моментных характеристик для гладкого и неоднородных клиньев

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ Космических аппаратов с учётом их реальных геометрических особенностей

пластин может составлять более 90%. Естественно, это обстоятельство также должно быть учтено при проектировании и эксплуатации орбитальных КА.

Из графиков, представленных на рисунке 5, следует, что значения наибольших отличий безразмерных силовых и моментных характеристик для клина с волнистым или зубчатым покрытиями от соответствующих характеристик для гладкого клина изменяются от 17% для m_z до 33% для C_x. То есть расхождения весьма существенные, и их, как и в случае с неоднородными пластинами, необходимо учитывать при проектировании и эксплуатации орбитальных КА. Что касается зависимости коэффициента подъёмной силы $C_{va}(\alpha)$, то наличие неоднородностей в этом случае не так кардинально сказывается на её качественном характере, как в случае с неоднородными пластинами. В то же время количественное расхождение по-прежнему очень велико (до 90% на отдельных ориентациях) и должно соответствующим образом учитываться при проектировании и эксплуатации орбитальных КА.

заключение

Представлены физическая постановка и численное решение задачи определения силового воздействия солнечного излучения на две типовые поверхности (плоская пластина и клин), используемые в конструкциях КА, с учётом их реальных отклонений от их номинальной формы. При этом реальные отклонения имитировались двумя видами регулярных внешних неоднородностей (волнистой и зубчатой поверхностями).

Представленные сравнения безразмерных характеристик силового и моментного воздействия C_x , C_y , C_{xa} , C_{ya} , m_z для номинальных и реальных конфигураций показывают, что расхождения в абсолютных значениях соответствующих характеристик могут составлять от 30% до 90%. Более того, наличие указанных отклонений (поверхностных неоднородностей) может вызывать существенное изменение не только количественного, но и качественного характера зависимостей $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$, $C_{xa}(\alpha)$, $C_{ya}(\alpha)$, $m_z(\alpha)$.

Это свидетельствует о том, что подобного рода отклонения поверхностей КА от номинальной формы должны обязательно учитываться при расчётах силового воздействия солнечного излучения на КА, по крайней мере, на завершающих стадиях проектирования и при эксплуатации КА. Причём такой учёт должен производиться в каждом конкретном случае.

К вышесказанному следует добавить, что рассматривались только отдельные регулярные неоднородности специального вида, что, конечно же, заметно упрощает задачу. В реальности же отклонения геометрических параметров не исчерпываются подобного рода регулярными неоднородностями и зачастую имеют более сложный, в том числе и вероятностный, характер (например, ЭВТИ-покрытия, абляционные покрытия). В таких случаях рассматриваемая задача, естественно, намного усложняется, поскольку, как правило, функция распределения неоднородностей заранее неизвестна, а её определение представляет дополнительную весьма непростую задачу. До настоящего времени автору не встречались работы, в которых бы предпринимались попытки решения указанной задачи для поверхностей со случайными неоднородностями. В то же время для более качественного проектирования и более надёжной эксплуатации современных КА такого рода исследования необходимы, несмотря на их несомненную сложность, трудоёмкость и большие вычислительные затраты.

список литературы

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 67-74.

Заславский Г.С., Захваткин М.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. и др. Баллистико-навигационное обеспечение управления полётом КА и выполнения научной программы проекта «РАДИОАСТРОН». 5 лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 25-37.

Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Андрианов А.С., Артюхов М.И. и др. «РАДИОАСТРОН»: итоги выполнения научной программы исследований за 5 лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 4-24.

Финченко В.С., Шматов С.И. Программный комплекс AIRSOL для расчёта аэродинамического и радиационного воздействия на космические летательные аппараты // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов / Под ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. Вып. 6. М.: НПО им. С.А. Лавочкина, Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2005. С. 394-401.

Шматов С.И., Мордвинкин А.С. Комплексный расчёт аэродинамического и радиационного силового воздействия на космические летательные аппараты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 2. С. 13-19.

Шматов С.И., Мордвинкин А.С. О влиянии некоторых реальных геометрических особенностей поверхностей космических летательных аппаратов на силовое воздействие на них со стороны солнечного излучения // Актуальные проблемы российской космонавтики: материалы XXXIX академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. 445 с.

Статья поступила в редакцию 25.07.2017 г.

К ВОПРОСУ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ СОЛНЕЧНЫХ ДАТЧИКОВ И ВОЗМОЖНЫЙ ПУТЬ ЕГО РЕШЕНИЯ

А.И. Гладышев¹, доиент, кандидат технических наук, tolya gladyshev@mail.ru; A.I. Gladyshev

А.О. Жуков¹, доиент. доктор технических наук, aozhukov@mail.ru; A.O. Zhukov

М.Е. Прохоров¹, доцент, доктор физикоматематических наук, mike@sai.msu.ru; **M.E. Prohorov**

В.К. Сысоев², доктор технических наук, sysoev@laspace.ru; V.K. Sysoev

THE QUESTION OF UPGRADE **OF HIGH-PRECISION** SOLAR SENSORS AND PRACTICABLE SOLUTION

А.И. Захаров¹, zakh@sai.msu.ru; A.I. Zacharov

И.В. Москатиньев², miv@laspace.ru; I.V. Moscatiniev

А.Е. Ширшаков², кандидат технических наук, yudin@laspace.ru; shirshakov@laspace.ru; A.E. Shirshakov

А.Д. Юдин², A.D. Yudin

Наиболее распространёнными солнечными датчиками ориентации сегодня являются щелевые солнечные датчики и датчики с объективом «рыбий глаз». Серийно выпускаемые приборы, как зарубежные, так и отечественные, имеют точность порядка 1 угл. с. Однако развитие космической отрасли требует перехода к величинам с большими точностями ориентации. Проблемы, возникающие при попытке сделать современные звёздные датчики более точными, обсуждаются в приведённой статье.

Ключевые слова: солнечный датчик; ориентация космического аппарата.

введение

Солнечные датчики устанавливаются практически на всех современных космических аппаратах (КА), за исключением части микро- и наноспутников (Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016; Заславский Г.С. и др., 2016; Казмерчук П.В. и др., 2016). Они определяют направление на Солнце в системе координат, связанной с самим датчиком. Поскольку нам известно, как солнечный датчик установлен на КА, то можно определить направление на Солнце относительно КА или любого из установленных на его борту приборов. Знать положение Солнца необходимо для решения целого ряда задач: для правильной ориентации солнечных батарей КА, для защиты целевой аппаратуры от попадания прямых солнечных лучей, для наблюдения самого Солнца, а также для целей навигации и ориентации. При этом перечисленные цели требуют определения направления на Солнце с различной

Today the most common-used solar sensors are slit solar sensors and sensors with the «fish eye» lens. The series-produced devices, both foreign and inhouse have the accuracy about 1 angular second. However, the progress of space industry requires magnitudes with higher orientation accuracy. This article covers the problems occurring at attempt to increase the accuracy of the available star sensors.

Keywords: solar sensor; spacecraft orientation.

точностью. Так, для наиболее эффективной работы солнечные батареи должны быть развёрнуты своими плоскостями к Солнцу, но отклонение в 10° снижает мощность батарей всего на 5%. Для зашиты целевой аппаратуры направление на Солнце надо знать с точностью порядка градуса. А вот наблюдения Солнца и навигация по нему требуют существенно более высоких точностей – не меньше секунд дуги.

Существует довольно много конструкций солнечных датчиков (Черемухин Г.С., 2004). Наиболее общей характеристикой их устройства является наличие подвижных механических частей, которое упрощает конструкцию, повышает надёжность и снижает потребление энергии.

Наиболее точными и одновременно самыми распространёнными сегодня являются щелевые солнечные датчики и датчики с объективом «рыбий глаз».

¹ Государственный Астрономический Институт имени П.К. Штернберга МГУ, Россия, г. Москва.

Sternberg Astronomical Institute Moscow University, Russia, Moscow.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

К ВОПРОСУ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ СОЛНЕЧНЫХ ДАТЧИКОВ И возможный путь его решения

Щелевые датчики имеют очень простое устройство. Первой обязательной частью датчика этого типа является непрозрачная оптическая маска, в которой сделана одна или несколько узких прямых щелей, пропускающих солнечное излучение. Второй частью является фокальная плоскость, в которой расположена светочувствительная линейка или матрица (рисунок 1). Перед оптической маской иногда устанавливают светофильтр для ослабления солнечного излучения.



- 1 оптическая маска;
- **2** V-образная щель;
- 3 линейный сенсор;
- 4 фокальная плоскость.

рисунок 1. Схема щелевого солнечного датчика с V-образной щелью и линейным фотоприёмником (красным показаны лучи Солнца)

Оптическая маска и фокальная плоскость параллельны друг другу и разделены расстоянием, которое условно можно назвать «фокусным расстоянием» солнечного датчика.

Оптическая маска создаёт на фокальной плоскости изображение в виде набора ярких прямых линий, каждая из которых соответствует щели в оптической маске. Положение этих линий на матрице или места пересечения линий со светочувствительной линейкой фиксируются.

При смещении Солнца в направлении щели изображение соответствующей ей яркой линии на фокальной плоскости не изменяется. Смещение Солнца под некоторым углом к направлению щели приводит к смещению её изображения на фокальной плоскости. Используя маску с несколькими непараллельными щелями (маска с V-образной щелью – две непараллельные щели, маски с N- и Z-образными щелями – три щели, крайние из которых параллельны друг другу и т.п.), можно определить обе угловые координаты положения Солнца в поле зрения датчика даже с помощью линейного приёмника излучения (*Ава*-



рисунок 2. Отечественный солнечный датчик ОСД (Оптический солнечный датчик, 2013)

несов Г.А. и др., 2009; Федосеев В.И., Колосов М.П., 2007). Внешний вид одного из промышленно выпускаемых солнечных датчиков показан на рисунке 2.

Частным случаем щелевого датчика можно считать камеру-обскуру, у которой в оптической матрице вместо щели сделано одно или несколько отверстий. Такой солнечный датчик может функционировать только с матричным приёмником излучения, на котором фиксируются положения ярких пятен от отверстий.

Щелевые датчики имеют достаточно высокую точность, порядка 1'.

Поскольку размеры фотоприёмников, устанавливаемых в фокальной плоскости щелевых солнечных датчиков, не бесконечны, этот тип датчика имеет принципиально ограниченную ширину поля зрения. Например, датчик, показанный на рисунке 2, имеет поле зрения $62^{\circ} \times 120^{\circ}$, он считается широкоугольным, но при этом его поле зрения охватывает только 1/3 полусферы (1/6 небесной сферы).

Можно расширить поле зрения солнечного датчика, если в один прибор установить несколько оптических масок и несколько приёмников излучения. Пример такого датчика показан на рисунке 3. Однако в таких датчиках есть зазоры между полями зрения, необходима их взаимная привязка и т.д.

Другой популярный сегодня тип солнечного датчика представляет собой камеру с матричным приёмником излучения и сверхширокоугольным объективом «рыбий глаз». Ширина поля зрения такого объектива может достигать 180° (2π стерадиан) и более. Если поле зрения датчика превышает 180° , его необходимо устанавливать на некоторой высоте над бортом КА (например, на вертикальной штанге), иначе края поля зрения объектива будут закрыты конструкциями КА. Солнечный датчик подобного типа отечественного производства показан на рисунке 4. Этот прибор имеет ширину поля зрения 180° и погрешность 1' в его пределах.



рисунок 3. Солнечный датчик БОКС-01 разработки НПП «Оптэкс» с двумя оптическими щелевыми масками и фотоприёмниками

1. Формулировка проблемы

Основное противоречие, которое необходимо преодолеть при создании высокоточных солнечных датчиков, вне зависимости от принципа их функционирования, может быть описано одной фразой «небо большое, а Солнце – маленькое». Конечно, надо дать пояснения.

Измерить направление на центр с точностью порядка угловой секунды или лучше очень легко. Для этого достаточно взять камеру (телескоп) с узким полем зрения порядка 1–2°. Если навести камеру на Солнце, то его изображение будет занимать существенную часть фотоприёмной матрицы. Положение центра Солнца по такому большому изображению можно найти с точностью до десятых и сотых долей пикселя несколькими способами, например как взвешенный фотоцентр изображения или как центр контура диска Солнца.

Солнечный датчик (СД) может функционировать только тогда, когда необходимое Солнце находится в его поле зрения (или в полях зрения, если у солнечного датчика несколько оптических головок). Упомянутая в предыдущем абзаце узкопольная камера требует для этого точного наведения на Солнце и постоянного сопровождения. Чтобы избежать необходимости слежения за Солнцем, т.е. сконструировать СД без подвижных частей, нужно иметь поле зрения до полусферы (2π стерадиан) или больше. Вопрос о возможности расширения полей зрения СД рассмотрен во введении.

Однако при увеличении поля зрения снижается разрешение получаемого изображения, т.к. увеличивается угловой размер проекции пикселя матричного фотоприёмника в проекции на небесную сферу. Ча-



рисунок 4. Солнечный датчик 347К (НПП «Геофизика-Космос») со сверхширокоугольным объективом «рыбий глаз»

стично это ухудшение можно компенсировать, используя ПЗС или КМОП-матрицы большого размера, но возможность увеличения размеров матрицы сильно ограничена. Одновременно при использовании больших матриц возникает целый букет проблем: наличие технических ограничений на размер матрицы, большие матрицы дольше считываются, для хранения изображений с них требуются большие объёмы памяти и т.д.

Таким образом, в широкопольную камеру Солнце попадает почти всегда, но размер его изображения мал, что определяет высокую погрешность определения направления на него. В узкопольной камере точность определения направления высока, но вероятность случайного попадания Солнца в её поле зрения практически равна нулю, необходима сложная и точная система наведения и сопровождения («гидирования») прибора.

2. Возможный вариант решения

Поскольку мы хотим получить универсальный высокоточный солнечный датчик, который будет работать на любом КА, а не только на аппарате, специальным образом ориентированном относительно Солнца, то более перспективной нам кажется такая его конструкция, в которой нет подвижных частей, а поле зрения охватывает почти полусферу, но ещё лучше – точно полусферу или даже больше. Наиболее близкими свойствами обладают СД с объективом «рыбий глаз», но в них изображение Солнца будет очень маленьким. Угловой размер полусферы составляет 180°, а видимый угловой размер Солнца около 0,5°. Тогда при размере матричного фотоприёмника 1024×1024 пкс изображение Солнца на нём будет за-

К ВОПРОСУ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ СОЛНЕЧНЫХ ДАТЧИКОВ И возможный путь его решения



- 1 блок электроники солнечного датчика;
- 2 матричный приёмник излучения;
- 3 широкоугольный объектив («рыбий глаз»);
- **4** мениск; **5** интерференционный фильтр;
- 6 матовая поверхность или рассеивающее покрытие;
- **7** отсекающий фильтр; **S** луч от Солнца.

рисунок 5. Схема устройства классического солнечного датчика с объективом «рыбий глаз» (**a**) и звёздного датчика с интерференционным мениском (**б**)

нимать 3×3 пкс. Это слишком мало для определения направления на центр Солнца с высокой точностью.

Решить возникающее противоречие можно, если оптическими методами преобразовать изображение Солнца таким образом, чтобы размеры его существенно увеличились при сохранении положения.

Нами предложена новая конструкция солнечного датчика (Захаров А.И. и др., 2015), сочетающая оба качества: широкое поле зрения и высокую (секундную) точность. В ней используется объектив типа «рыбий глаз» и матричный приёмник излучения с соответствующим блоком электроники для обработки изображений. Эта часть датчика подобна прибору 347К (рисунок 4), схематическое устройство которого показано на рисунке 5а.

В новой конструкции СД перед объективом устанавливается тонкий полусферический мениск, внутренняя поверхность которого матирована или на неё нанесено рассеивающее свет покрытие, а на внешнюю поверхность нанесён интерференционный фильтр, пропускающий свет в узком интервале длин волн. Объектив фокусируется не на бесконечность, а на внутреннюю поверхность мениска. Помимо этого между объективом и приёмником излучения установлен ещё один плоский светофильтр – отсекающий. Устройство нового СД показано на рисунке 5б.

Принцип действия прибора основан на смещении полосы пропускания интерференционного фильтра при изменении угла падения излучения (Котликов Е.Н. и др., 2009). На рисунке 6 показан пример смещения полосы пропускания (и изменения профиля пропускания) одного и того же фильтра при различных углах падения излучения. Видно, что при нормальном падении фильтр пропускает излучение с наибольшей длиной волны, а по мере увеличения угла падения максимум пропускания смещается в сторону более коротких волн. Одновременно с ростом угла падения полоса пропускания становится шире и меняет форму (в приведённом примере – теряет симметричность), однако можно выбрать несколько углов падения, для которых полосы пропускания будут хорошо разделены.

Если мениск освещается Солнцем, то в подсолнечной точке угол падения равен нулю, фильтр пропускает наиболее «красные» лучи. По мере удаления от этой точки угол падения растёт, и сквозь него начинают проходить все более «синие» лучи. Матовое покрытие на внутренней стороне мениска рассеивает пропущенное фильтром излучение, и его можно регистрировать из любой точки внутри мениска, например, из его центра. Центр кольца совпадает с положением Солнца, которое показано для наглядности. На самом деле, в кадре Солнце не видно (на рисунках 7а и 7в угловой размер Солнца увеличен в 10 раз).

Рассмотрим, как работает предложенный СД (рисунок 7).

На рисунке 7а показано изображение, создаваемое на матричном фотоприёмнике «обычным» СД с объективом «рыбий глаз». На квадратном (или прямоугольном) матричном фотоприёмнике объектив «рыбий глаз» создаёт изображение верхней полусферы неба в виде круга, который целиком помещается в пределах фотоприёмника, т.е. диаметр которого меньше сторон матрицы. За пределы этого круга свет не попадает, т.е. сигнал там равен нулю (регистрируются только шумы фотоприёмника).

В некоторой точке внутри круга будет располагаться изображение Солнца. Оно невелико и занимает всего несколько пикселей (см. выше). Для наглядности на рисунке 7а угловой размер Солнца был увеличен в 10 раз (до 5°).

Яркость изображения неба в пределах круга зависит от уровня фона неба: в космосе он почти равен нулю, при наблюдениях с Земли – существенно выше. Дополнительный вклад в регистрируемый сигнал вносит излучение, рассеянное объективом. Поэтому изображение неба на рисунке 7а показано серым цветом. В любом случае сигнал в изображении Солнца будет во много раз выше.

Если мы теперь установим перед объективом мениск так, чтобы объектив оказался в его центре, и «посмотрим» на внутреннюю поверхность мениска, то увидим изображение, показанное на рисунке 76 (объектив сфокусирован на внутреннюю рассеивающую поверхность мениска). Как и в предыдущем случае, изображение имеет вид круга, который целиком помещается в пределах матричного фотоприёмника. Солнце на этом изображении не видно. Часть поверх-



рисунок 6. Пример изменения полосы пропускания узкополосного интерференционного фильтра с ростом угла падения излучения

ности мениска не освещена – это чёрный полумесяц на стороне, противоположной Солнцу. На освещённой части мениска наблюдается градиент длин волн («цвета») пропущенного излучения – в направлении на Солнце (в подсолнечной точке, где излучение падает на мениск по нормали к поверхности) проходит наиболее длинноволновое излучение, а по мере отклонения от этого направления фильтр пропускает все более коротковолновое излучение (рисунок 76).

Теперь добавим в конструкцию СД отсекающий светофильтр, который пропускает узкую полосу излучения с длиной волны, соответствующей пропусканию фильтра на мениске при углах падения в 30–50° (т.е. зелёному цвету на рисунке 7б). После добавления отсекающего светофильтра изображение на матрице примет вид, показанный на рисунке 7в. Изображение принимает вид монохроматического яркого кольца на тёмном фоне. Если дальняя от центра кадра часть кольца выйдет за пределы кругового изображения, создаваемого объективом, то в кадре будет видно не кольцо, а дуга большей или меньшей протяжённости. На небесной сфере это кольцо представляет собой правильный круг, точно в центре которого находится Солнце.

3. Особенности солнечного датчика с интерференционным мениском

Дисторсия объектива искажает форму кольца, его изображение занимает намного большее число пикселей, чем изображение Солнца, построенное непосредственно объективом «рыбий глаз», что обязательно нужно учитывать при определении центра кольца, т.е. направления на Солнце (на рисунке 7в положение Солнца отмечено для наглядности, хотя в реальном кадре изображения Солнца внутри яркого кольца нет).

Приведём эти оценки. Пусть изображение строится на КМОП-матрице размером 1024×1024 пкс, объектив «рыбий глаз» строит изображение верхней полусферы на этой матрице в виде полукруга диаметром 1000 пкс. При пикселях с геометрическим размером 5–6 мкм (широко распространённые значения у современных оптических матриц) ёмкость пикселя составляет около 8000 электронов. Приведённые здесь значения параметром КМОП достаточно типичны и пригодны для получения оценок.

Если в поле зрения объектива попадает вся верхняя полусфера, то средний угловой размер проекции пикселя на небо при приведённых выше параметрах будет



а – обычный датчик с объективом «рыбий глаз»: серый круг – изображение верхней полусферы, создаваемое круговым «рыбьим глазом», жёлтый кружок – Солнце;
 б – вид внутренней поверхности мениска из его центра: чёрный серп – неосвещённая часть мениска, наиболее красная точка в центре градиента соответствует направлению на Солнце (которое не видно);
 в – изображение после отсекающего фильтра: кадр тёмный, за исключением кольца, длина излучения в котором пропускается отсекающим фильтром.

рисунок 7. Изображения Солнца в солнечных датчиках

К ВОПРОСУ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ СОЛНЕЧНЫХ ДАТЧИКОВ И возможный путь его решения

составлять θ =180/1000=0,18° \approx 11′ \approx 650″. Так как видимый угловой размер Солнца примерно равен 32′, то его изображение на матрице будет занимать 3×3 пкс.

Пусть длительность экспозиции выбирается таким образом, чтобы пиксели, полностью занятые изображением Солнца, заполнялись наполовину максимальной ёмкости, т.е. до 4000 электронов. В полном изображении Солнца будет содержаться $N_1=3\times3\times4000=36000$ фотоэлектронов. Солнце очень яркий источник, следовательно, необходимая экспозиция будет очень короткой, а вклад темновых токов в зарегистрированный сигнал – пренебрежимо малым. Накопление квантов света подчиняется статистике Пуассона, соответственно, отношение сигнала к шуму в изображении Солнца будет составлять $SNR_1=N_1^{1/2}\approx190$. Отсюда положение центра изображения Солнца мы сможем определить со следующей случайной ошибкой:

 $\Delta_1 = \theta / SNR_1 \approx 3.5''$.

Погрешность современных промышленных солнечных датчиков составляет ~1' (как у 347К, т.е. примерно в 20 раз больше), это связано с систематическими ошибками приборов.

Рассмотрим теперь солнечный датчик с интерференционным мениском. Пусть он использует ту же матрицу и объектив «рыбий глаз», что и рассмотренный выше датчик. Пусть параметры фильтра на мениске и отсекающего фильтра выбраны так, что изображение Солнца имеет вид кольца с угловым диаметром 60°. На матрице оно примет вид вытянутого кольца с диаметром 300 пкс, длина контура составит соответственно около 1000 пкс. Пусть в датчике используются фильтры с узкими полосами пропускания, тогда толщина кольца будет определяться угловым размером Солнца и составит те же минимальные 3 пкс. В этом случае кольцо будет занимать на матрице около 3000 пкс. При том же 50% от максимального заполнении пикселей в изображении будет накоплено N₂=3000×4000=12 000 фотоэлектронов. Аналогично, отношение сигнала к шуму составит $SNR_2 = N_2^{1/2} \approx 3500$, а случайная ошибка положения центра кольца

 $\Delta_2 = \theta / SNR_2 \approx 0,2$ ",

что примерно в 20 раз меньше, чем просто для объектива «рыбий глаз». Если фильтры будут более широкими, толщина кольца может превысить минимальные 3 пкс, величины N_2 и SNR_2 возрастут, а случайная погрешность направления на Солнце уменьшится.

заключение

Предложенный прибор имеет поле зрения, заметно превышающее 180°. Так, если Солнце расположено на 90° от оси прибора (на условном «горизонте»), то в кадре будет присутствовать половина кольца. Это

увеличит случайную погрешность определения направления на Солнце примерно в 1,4 раза, но прибор будет вполне работоспособен. При угловом радиусе кольца, равном 60° , прибор сможет работать, пока в кадре будет присутствовать заметная часть кольца, т.е. пока угол между осью прибора и Солнцем не превышает примерно 135° (примерно на 45° ниже условного «горизонта» прибора). Это соответствует полю зрения $270 \times 270^{\circ}$. Конечно, поле шириной более 180° будет реализовано, только если Солнце не будет экранироваться корпусом КА. Для этого, например, солнечный датчик можно установить на штанге. Установка двух противоположно ориентированных солнечных датчиков на разных сторонах КА позволит охватить всю небесную сферу.

список литературы

Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Зарецкая Е.В., Куделин М.И. и др. Оптический солнечный датчик. Особенности конструкции и испытательного оборудования // Механика, управление и информатика. 2009. № 1. С. 78-89.

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-9.

Заславский Г.С., Захваткин М.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. и др. Баллистико-навигационное обеспечение управления полётом КА и выполнения научной программы проекта «РАДИОАСТРОН». 5 лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 25-37.

Захаров А.И., Прохоров М.Е., Жуков А.О. Способ измерения угловых координат Солнца и реализующее его устройство // Патент RU 2555216. 10.07.2015. (в печати).

Оптический солнечный датчик // Сайт отдела оптико-физических исследований Института космических исследований Российской академии наук. Дата обновления: 28.06.2013. [Электронный ресурс]. URL: http://ofo.ikiweb.ru/osd.php (дата обращения: 19.06.2017).

Казмерчук П.В., Мартынов М.В., Москатиньев И.В., Сысоев В.К. и др. Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9-19.

Котликов Е.Н., Варфоломеев Г.А., Лавровская Н.П., Тропин А.Н. и др. Проектирование, изготовление и исследование интерференционных покрытий. СПб.: ГУАП, 2009. 189 с.

Федосеев В.И., Колосов М.П. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов. М.: Логос, 2007. 248 с.

Черемухин Г.С. Приборы ориентации на Солнце для космических аппаратов. М.: Воентехиниздат, 2004. 384 с.

Статья поступила в редакцию 20.06.2017 г.

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ. РЕШЕНИЕ ТЕСТОВЫХ ЗАДАЧ

THE METHOD OF LINEARIZATION IN OPTIMIZATION PROBLEMS OF LOW THRUST SPACECRAFT TRAJECTORIES. TEST PROBLEM SOLVING



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

В работе с помощью модифицированного метода линеаризации решается ряд тестовых задач, на которых демонстрируются основные возможности модифицированного метода линеаризации и его особенности.

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

введение

В предыдущих работах (Казмерчук П.В., Усачов В.Е., 2011; Казмерчук П.В., 2015; Казмерчук П.В. Метод... Вычислительные аспекты, 2016; Казмерчук П.В. Метод... Детали реализации, 2016) были рассмотрены подробности реализации модифицированного метода линеаризации (ММЛ), который позволяет решать довольно широкий класс нелинейных оптимизационных задач, возникающих при оптимизации траекторий космического аппарата (КА) с малой тягой (Ефанов В.В., Семункина В.И., 2008). Рассмотрим ряд тестовых задач, чтобы продемонстрировать возможности ММЛ и его основные особенности.

1. Минимизация нелинейной функции при наличии нелинейных ограничений

В работе (*Химмельблау Д.*, 1975) для сравнения алгоритмов нелинейной оптимизации предлагается следующая нелинейная задача. Целевая функция имеет вид In article presents a number of test problems which are solved with the help of the modified method of a linearization demonstrating the main opportunities of the modified method of a linearization and its features.

Keyword: linearization method; low thrust; nonlinear optimization.

$$f(\mathbf{x}) = -\begin{bmatrix} B_1 + B_2 x_1 + B_3 x_1^2 + B_4 x_1^3 + B_5 x_1^4 + B_6 x_2 + \\ + B_7 x_1 x_2 + B_8 x_1^2 x_2 + B_9 x_1^3 x_2 + B_{10} x_1^4 x_2 + \\ + B_{11} x_2^2 + B_{12} x_2^3 + B_{13} x_2^4 + B_{14} \left(\frac{1}{x_2 + 1}\right) + \\ + B_{15} x_1^2 x_2^2 + B_{16} x_1^3 x_2^2 + B_{17} x_1^3 x_2^3 + \\ + B_{18} x_1 x_2^2 + B_{19} x_1 x_2^3 + B_{20} e^{0.005 x_1 x_2} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где	$B_1 = 75.1963666677$,	$B_2 = -3.8112755343$,
, ,	$B_3 = 0.1269366345$,	$B_4 = -0.002056765,$
	$B_5 = 0.0000103450,$	$B_6 = -6.83065667613$,
	$B_7 = 0.0302344793,$	$B_8 = -0.0012813448,$
	$B_9 = 0.0000352559,$	B_{10} =-0.0000002266,
	$B_{11}=0.2564581253,$	B_{12} =-0.0034604030,
	B_{13} =0.0000135139,	B_{14} =-28.1064434908,
	B_{15} =-0.0000052375,	B_{16} =-0.000000063,
	B_{17} =0.0000000007,	$B_{18}=0.0003405462,$
	B_{19} =-0.0000016638,	$B_{20} = -2.8673112392.$

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

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

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ Космического аппарата с малой тягой. Решение тестовых задач

Линии уровня данной функции представлены на рисунке 1.



рисунок 1. Целевая функция

Один из локальных минимумов этой функции находится в точке x_1 =81.154841, x_2 =69.135588. Значение функции в этой точке $f(x_1, x_2)$ =61.9059345. В окрестности этого минимума строится набор ограничений. Отличие тестовых задач заключается в различных наборах ограничений. В допустимой области так же находится седловая точка. Все расчёты начинаются из недопустимой точки **x**=(95, 10)^{*T*}.

Задача 1

Определить минимум функции (1) при следующих ограничениях:

1. $x_1 - 75 \le 0;$ 2. $x_1 - 65 \le 0;$ 3. $5(x_1 - 55) - (x_2 - 50)^2 \le 0;$ 4. $5\left(\frac{x_1}{25}\right)^2 - x_2 \le 0;$ 5. $700 - x_1 x_2 \le 0.$

Стоит заметить, при таком наборе ограничений задача не совсем корректна, в том смысле, что в допустимой области существуют два локальных минимума: на пересечении ограничений 1, 2 и в окрестности седловой точки на ограничении 5 (см. рисунок 2). Поскольку тестируемые в работе (Химмельблау Д., 1975) методы не предназначены для поиска глобального минимума, выбор бимодальной функции для их проверки не совсем понятен. Более того, делается вывод о невозможности решения данной задачи некоторыми методами, которые завершают свою работу вблизи седловой точки. Хотя очевидно, что это связано с неудачным сочетанием начальной точки, из которой начинается поиск, и начального шага метода, в результате чего алгоритм «сваливается» в область притяжения локального минимума.

ММЛ также предназначен только для решения унимодальных задач, однако было интересно посмотреть, как в такой ситуации поведёт себя процедура автоматического определения шага (области допустимых вариаций), описанная в (*Казмерчук П.В.* Метод... Детали реализации, 2016). Если начальный шаг окажется слишком большим, то алгоритм ММЛ с высокой вероятностью сойдётся к локальному минимуму в окрестности седловой точки.

Задача решалась при заданной точности выполнения ограничений 10⁻³. Производные для линеаризации вычислялись с помощью автоматического дифференцирования (см. *Казмерчук П.В.* Метод... Вычислительные аспекты, 2016). Поиск прекращался при выполнении следующего условия:

 $\max[\Delta f^{(i)}, \max(\Delta x_1^{(i)}, \Delta x_2^{(i)})] \leq \varepsilon,$

где, $\Delta f^{(i)} = |f(\mathbf{x}^{(i)}) - f(\mathbf{x}^{(i-1)})|$, $\Delta x_1^{(i)} = |\Delta x_1^{(i)} - \Delta x_1^{(i-1)}|$, $\Delta x_2^{(i)} = |\Delta x_2^{(i)} - \Delta x_2^{(i-1)}|$. Верхний индекс в скобках – номер итерации. В расчётах использовалось значение $\varepsilon = 0.001$.

Работа процедуры автоматического определения шага оказалась удовлетворительной. Для достижения допустимой области потребовалось две итерации. «Сваливания» в окрестность локального минимума не произошло. Решение \mathbf{x} =(75.0, 65.0)^{*T*} было получено за 9 итераций. Траектория спуска представлена на рисунке 2.



рисунок 2. Траектория спуска к минимуму в задаче 1

Задача 2

Задача 2 отличалась от задачи 1 тем, что третье ограничение было взято в виде равенства $5(x_1-55)-(x_2-50)^2=0$. Решение **х**= $(75.0, 60.0)^T$ было получено за 12 итераций. Траектория спуска представлена на рисунке 3.



рисунок 3. Траектория спуска к минимуму в задаче 2

Задача 3

Задача 3 отличалась от задачи 1 тем, что было добавлено дополнительное ограничение $54-x_1 \le 0$, которое существенно сужает допустимую область на траектории движения к минимуму. Решение **x**=(75.0, $65.0)^T$ было получено за 10 итераций. Траектория спуска представлена на рисунке 4.



рисунок 4. Траектория спуска к минимуму в задаче 3

Задача 4

Задача 4 отличалась от задачи 1 тем, что ограничения были «раздвинуты» так, чтобы точка минимума целевой функции оказалась внутри допустимой области. Решение $\mathbf{x} = (81.1557, 69.1362)^T$ было получено за 35 итераций. Траектория спуска представлена на рисунке 5.



рисунок 5. Траектория спуска к минимуму в задаче 4

В целом ММЛ показал удовлетворительные результаты, особенно в случаях, когда минимум находится на границе допустимой области. Отмечено некоторое ухудшение сходимости в окрестности минимума целевой функции в связи с вырождением производных, что характерно для методов первого порядка.

2. Задача с фазовым ограничением и разрывом фазовой траектории

Следующая модельная задача, выбранная для тестирования ММЛ – задача с фазовым ограничением и разрывом фазовой траектории. Основные трудности численного решения данной задачи связаны с построением аналогов δ-функций в управлении и наличием фазового ограничения, которое выгодно нарушить с точки зрения минимизации критерия.

Постановка задачи. Траектория динамической системы описывается дифференциальным уравнением вида

$$\frac{dx}{dt} = u(t). \tag{2}$$

При начальных условиях

 $x(t_0)=0, t_0=0.$ (3)

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ. РЕШЕНИЕ ТЕСТОВЫХ ЗАДАЧ

Необходимо определить управление $u(t), t \in [0, 2],$ доставляющее минимум критерию

$$J_0[u(\cdot)] = \int_0^2 x^2(t) dt.$$
 (4)

При ограничениях

 $x(t_k)=0, t_k=2, x(t)\geq 1, 0.5\leq t\leq 1.5$ (5)

>

точное решение задачи (2)–(5) имеет вид

$$u(t) = \delta(t - 0.5) - \delta(t - 1.5),$$

$$x(t) = \begin{cases} 0, \text{ при } t \notin [0.5, 1.5]; \\ 1, \text{ при } t \in [0.5, 1.5]. \end{cases}$$

Решение 1. Перепишем ограничения в следующем эквивалентном виде:

 $J_1[u(\cdot)] \equiv x(2) = 0, J_2[u(\cdot)] \equiv 1 - x(t) \le 0, 0.5 \le t \le 1.5.$

Для аппроксимации фазового ограничения разобьём интервал [0.5, 1.5] на 10 участков. В момент окончания *k*-го участка вычисляется терминальный функционал.

 $J_{k+2}[u(\cdot)] \equiv 1 - x(\tau_{k+2}) \le 0, \tau_{k+2} = 0.5 + 0.1k, k = 0...10.$

Аппроксимируем управление на интервале [0.5, 1.5] кусочно-постоянной функцией с шагом, равным шагу аппроксимации фазового ограничения. На всём оставшемся интервале времени с шагом 0.02.

В таблице 1 показан ход итерационного процесса, значения критерия и ограничений для некоторых итераций (*i* – номер итерации). На рисунке 6 представлена фазовая траектория на соответствующих итерациях поиска.

Алгоритм уже на пятой итерации попадает в допустимую область. Далее идёт собственно процесс оптимизации. Сходимость очень медленная, поскольку управление достаточно быстро стабилизируется в окрестности нуля и уменьшение критерия идёт в основном за счёт изменения управления на узком интервале в окрестности точек разрыва (рисунок 7).

Как видно, такое прямое решение задачи не очень эффективно, однако его можно существенно улучшить, воспользовавшись возможностями ММЛ, а именно:

- возможностью оптимизации составной динамической системы, с помощью которой удобно моделировать разрывы первого рода управления (б-функции) и фазового вектора;
- наличие управляемых параметров, с помощью которых можно оптимизировать положение и величину разрыва.

Решение 2. Проанализировав условия задачи, можно отметить несколько особенностей. Во-первых, исследуя структуру фазового ограничения (5), на траектории можно выделить три участка: 1-й *t*∈[0, 0.5], 2-й *t*∈[0.5, 1.5], 3-й *t*∈[1.5, 2].

Во-вторых, из анализа критерия и фазового ограничения видно, что на участке, где фазовое ограничение активно (2-й участок) оптимальное решение будет находиться на границе $x(t)=1, 0.5 \le t \le 1.5$. Т.к. фазовое ограничение линейно, достаточно аппроксимировать его одним терминальным ограничением в точке t=1.5, а управление на этом участке выбрать нулевым.

В-третьих, в моменты выхода и схода с фазового ограничения возможны разрывы траектории и управления (это только предположение, т.к. исходим из того, что решение неизвестно). Если разрыв есть, то его конкретная величина должна быть определена в процессе оптимизации.

В соответствии с вышесказанным разобьём траекторию на три участка N=3. На каждом участке уравнения движения идентичны и соответствуют (2). Начальные условия движения составной системы будут иметь следующий вид (см. обозначения в Казмерчук П.В., 2015):

$$t_0^{1} = \tau^1(\mathbf{p}^0) = 0,$$

 $x^1(t_0^{1}) = \phi^1(\mathbf{p}^0, t_0^{1}) = 0.$

таблица 1 – Значения критерия в	и ограничений в процессе решения 1
--	------------------------------------

i	1	5	10	25	50	100	572
J_0	0.4406	1.0754	1.0471	1.0319	1.0271	1.023	1.014
J_1	0.8999	1.58e-12	4.7e-13	-1.1e-13	-7.2e-13	5.7e-13	7.8e-15
J_2	0.45	3.33e-16	-8.8e-16	6.6e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0
J_3	0.45	3.33e-16	-8.8e-16	6.6e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0
J_4	0.45	4.44e-16	-8.8e-16	6.6e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0
J_5	0.45	2.22e-16	-6.6e-16	6.6e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0
J_6	0.45	1.11e-16	-6.6e-16	6.6e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0
J_7	0.45	4.44e-16	-6.6e-16	6.6e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0
J_8	0.45	4.44e-16	-6.6e-16	6.6e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0
J_9	0.45	3.33e-16	-4.4e-16	5.5e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0
J_{10}	0.45	1.11e-16	-4.4e-16	5.5e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0
J_{11}	0.45	1.11e-16	-2.2e-16	5.5e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0
J_{12}	0.45	-2.2e-16	-2.2e-16	5.5e-16	4.4e-16	-2.2e-16	0



рисунок 6. Фазовая траектория на различных итерациях





Так как левый конец траектории не варьируется (неподвижный по условию задачи), вектор параметров \mathbf{p}^0 отсутствует.

По условию задачи, независимая переменная (время) не претерпевает никаких преобразований, тогда функции $\tau^{i}[\mathbf{x}^{i-1}(t_{k}^{i-1}), \mathbf{p}^{i-1}, t_{k}^{i-1}]; i=2,3$ будут иметь вид $\tau^{2}=t_{k}^{1}=0.5, \tau^{3}=t_{k}^{2}=1.5.$

Напомним, что окончание участка определяется моментом достижения нуля функцией μ^i . В нашем случае они будут иметь следующий вид:

 $\mu^1 = t^1 - 0.5, \ \mu^2 = t^2 - 1.5, \ \mu^3 = t^3 - 2.$

В моменты перехода между участками допустимы разрывы первого рода управления и траектории. Для реализации этой возможности предусмотрены

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ Космического аппарата с малой тягой. Решение тестовых задач



рисунок 8. Фазовая траектория для решения 2

функции ϕ^i . В соответствии с ММЛ величина разрыва может являться оптимизируемым параметром. Для этого используются управляющие параметры **р**. В нашем случае вектор параметров на участке одномерный, а функции ϕ^i будут иметь вид

 $x^{2}(t_{0}^{2}) = \phi^{2}[x^{1}(t_{k}^{1}), p^{1}, t_{k}^{1}] = x^{1}(t_{k}^{1}) + p^{1},$

 $x^{3}(t_{0}^{3}) = \phi^{3}[x^{2}(t_{k}^{2}), p^{2}, t_{k}^{2}] = x^{2}(t_{k}^{2}) + p^{2}.$

Теперь рассмотрим вопрос об аппроксимации управления на первом и последнем участках. Здесь можно рассмотреть две стратегии. Первая заключается в решении задачи с довольно точной аппроксимацией (с мелким шагом), анализе полученного решения и выработкой приемлемого шага. Например, решив задачу в предыдущем варианте, можно видеть, что решение на первом и последнем участках колеблется около нуля в довольно небольшом диапазоне. В этом случае логично предположить постоянство управления и аппроксимировать его одним интервалом. Вторая стратегия состоит в постепенном уменьшении шага аппроксимации, начиная с шага, равного длине интервала, и в сравнении получаемых решений.

В таблице 2 и на рисунке 8 представлено решение, в котором управление на первом и последнем участке выбрано постоянным, величина его является оптимизируемой, а шаг аппроксимации равен длине участка.

таблица 2 – Значения критерия и ограничений в процессе решения 2

i	J_0	J_1	J_2
1	1.03077	-8.99997e-06	4.5e-06
5	1.00045	1.07842e-12	1.69642e-13
10	1.00003	-4.60164e-13	8.44214e-13
12	1.000011	-4.81445e-13	6.95110e-13

выводы

В работе на ряде тестовых задач продемонстрированы основные особенности ММЛ. В целом метод показал высокою стабильность и надёжность при решении предложенных задач. Наиболее эффективные решения получены при использовании ключевых возможностей ММЛ (оптимизация составных динамических систем, наличие управляемых параметров и др.), а также в тех задачах, в которых экстремум находится на границе допустимой области.

список литературы

Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Полет. 2008. № 3. С. 12-17.

Казмерчук П.В., Усачов В.Е. Вычисление производных Фреше в задачах оптимизации сложных траекторий КА с малой тягой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 4. С. 44-54.

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

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

Казмерчук П.В. Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой. Детали реализации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 61-66.

Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. М.: Мир, 1975. 534 с.

Статья поступила в редакцию 04.05.2017 г.

ВОЗМОЖНОСТЬ НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ СО СПУТНИКОВ «АРКТИКА-М» ТОНКИХ СТЕНОК ПОВЫШЕННОЙ ПЛОТНОСТИ ПЛАЗМЫ В ВЫСОКОШИРОТНОЙ ИОНОСФЕРЕ





Н.П. Данилкин¹, профессор, доктор физикоматематических наук, nickdanilkin88@yandex.ru; N.P. Danilkin

Г.А. Жбанков², кандидат физикоматематических наук, zhbankov_ga@rambler.ru; G.A. Zhbankov

Новый структурный элемент ионосферы Арктики – квазивертикальные стенки повышенной плотности плазмы – были обнаружены по данным внешнего зондирования ионосферы. Отмечена важность изучения этого явления для геофизики и практики распространения радиоволн в высоких широтах. Для его изучения предложено использовать гидрометеорологический космический комплекс «АРКТИКА-М» с бортовым ионозондом. Показана возможность наблюдения и анализ всех фаз жизненного цикла этой ионосферной неоднородности.

Ключевые слова: ионосфера; мониторинг ионосферы; Арктика; «АРКТИКА-М»; трансионосферное зондирование.

введение

С 5 мая по 20 июня 1987 года на ледоколе «Сибирь» при его движении по маршруту Мурманск – Северный полюс – Диксон – север моря Лаптевых – Мурманск проводились учащённые сеансы внешнего (ВнЗ) и трансионосферного (ТИЗ) радиозондирования. Эти измерения велись в режиме непрерывной передачи

CONTINUOUS OBSERVATION POSSIBILITY OF THIN EXTRA PLASMA DENSITY WALLS IN THE HIGH-LATITUDE IONOSPHERE FROM THE «ARKTIKA-M» SATELLITES



В.Б. Лапшин¹, профессор, доктор физикоматематических наук, director@ipg.geospace.ru; **V.B. Lapshin**



М.Ю. Филиппов¹, acnupaнm, mm.grif@gmail.com; **М.Ү. Filippov**

New structure element of the Arctic ionosphere – quasivertical walls of extra p lasma density – was detected from the data of topside sounding. The importance of studying this phenomenon for geophysics and the practice of radio waves propagation in high latitudes was noted. For its study, it was proposed to use «ARKTIKA-M» hydrometeorological space complex with an onboard ionosonde. The observation and analysis possibility of all life cycle phases of this ionospheric disturbance is shown.

Key words: ionosphere; ionosphere monitoring; Arctic; «ARCTICA-M»; transionospheric radiosounding.

с борта ИСЗ «КОСМОС-1809» на борт ледокола, что резко улучшило качество полученных высокоширотных ионограмм в сравнении с ионограммами, записанными в режиме запоминания только части информации, получаемой в арктическом регионе. Уникальность этой серии наблюдений, которая про-

Southern Federal University, Russia, Rostov-on-Don

¹ Институт прикладной геофизики им. академика Е.К. Федорова, Россия, г. Москва.

Institute of applied geophysics named after academician E.K. Fedorov, Russia, Moscow.

² Южный федеральный университет, Россия, г. Ростов-на-Дону.

ВОЗМОЖНОСТЬ НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ СО СПУТНИКОВ «АРКТИКА-М» Тонких стенок повышенной плотности плазмы в высокоширотной ионосфере

должалась всего 42 дня, очевидна, так как, несмотря на исключительный интерес к ионосфере Арктики, ни в РФ, ни за рубежом за истекшие 30 лет новых измерений проведено не было. Результаты широко опубликованы (*Ахмедшин Р.Л. и др.*, 1990; *Данилкин Н.П. и др.*, 1991; *Данилкин Н.П. и др.*, 1995; *Danilkin N.P.*, 1996; *Danilkin N.P.*, 1997; *Данилкин Н.П. и др.*, 2012), как в отечественных, так и в зарубежных научных журналах, доложены на отечественных и международных конференциях. Однако полной ясности в ситуации с ионосферными образованиями, которые были впервые обнаружены в этом рейсе, нет и до настоящего времени.

В частности, анализ результатов показал наличие нескольких циклов серий характерных отражений и рассеяний радиоволн. Одна из ионограмм этого цикла показана на рисунке 1. На ней на фоне стандартной ионограммы внешнего зондирования наблюдается очень характерный след отражённых или рассеянных от неизвестной неоднородности радиосигналов многих частот (выделено красным). В цикле наблюдается около десятка подобных ионограмм, на которых описываемая деталь последовательно перемещается вдоль шкалы действующих высот. Известно, что в диаграмме излучения зондирующих ионосферу сигналов ионозонда наличествуют, в том числе, и горизонтальные по отношению к поверхности Земли лучи. Описываемая особенность интерпретируется как приближение ИСЗ с ионозондом к квазивертикальной неоднородности в ионосферной плазме (видимо к стенке или занавесу), прохождение её насквозь (внутри стенки наблюдается около двух-трёх ионограмм) и последующее удаление от стенки вплоть до полного исчезновения указанной особенности.



рисунок 1. Ионограмма с наличием сигналов (выделено красным овалом), которые интерпретируются как отражение от квазивертикальной стенки плазмы

Подобные образования на одиночных ионограммах без указания на существование последовательности ионограмм были описаны ранее (*Danilkin N.P.*, 1997) по экспериментальным данным ИСЗ «АЛУЭТТ-1»

вблизи экватора. Однако в арктической зоне подобных явлений обнаружено не было. Природа возникновения, время существования и диссипация этих квазивертикальных стенок ионизации до настоящего времени остаётся неясной.

Первоначальный анализ опубликованных материалов экспедиции с описанием впервые обнаруженных в Арктике последовательностей стенок или полотен ионизации дал следующие результаты:

 ИСЗ именно пронизывает стенку насквозь (рисунок 2). Было зафиксировано по крайней мере пять случаев чётко обнаруживаемых стенок, и все они были пронизаны спутником;



рисунок 2. Геометрия взаимного расположения ИСЗ и стенки, обуславливающая условия формирования отражения. Спутник проходит сквозь стенку справа налево (*Данилкин Н.П.*, 2014)

- образующими этих полотен плазмы являются силовые линии магнитного поля, угол между слоем и вертикалью соответствует наклонению магнитного поля на высотах ~1000 км (наклонение ≈80°±4°);
- верхняя граница отражающего плазменного образования находится на высоте около 1200 км;
- толщина стенки ориентировочно 200 км;
- относительно времени жизни исследуемых ионосферных образований можно судить, например, по тому обстоятельству, что из пяти указанных случаев прохождения ИСЗ сквозь вертикальную неоднородность плазмы во время 42-дневного похода ледокола «Сибирь» к Северному полюсу лишь в одном из них обнаруженная ранее стенка была снова зафиксирована на следующем витке спутника, ориентировочно через полтора часа.

Более тонкий последующий анализ (Данилкин Н.П. и др., 2012) показал (см. рисунок 3), что обыкновенные (на рисунке отклоняются вправо) и необыкно-



рисунок 3. Сравнение экспериментальной и вычисленной ионограммы (Данилкин Н.П. и др., 2012). Слева вверху чёрными точками указаны вычисленные групповые глубины для обыкновенного луча и жёлтыми точками – для необыкновенного. Групповая дальность от стенки – красные кружки, а необыкновенного – синие. Внизу и слева – соответствие между вычисленными траекториями (справа) и точками на экспериментальной ионограмме

венные (влево) лучи, распространяющиеся в плоскости магнитного меридиана, легко обращаются для получения соответствующего Nh-профиля. Лучи, отражённые от стенки, распространяются в плоскости, содержащей спутник и перпендикулярной к стенке. Они скользят по ней в соответствии с движением спутника на последовательности ионограмм (ионограммы в последовательности приведены в (Данилкин Н.П., 2014), что позволяет оценить плотность плазмы вокруг и внутри стенки, а также толщину стенки. Обращает на себя внимание, что в диапазоне частот приблизительно от двух до 5 МГц вычисленные дальности находятся на тех же местах ионограммы, что и соответствующие глубины.

1. Формулировка задачи

Роль полярных стенок в распространении радиоволн практически всех используемых диапазонов ввиду того, что плазменная частота внутри стенок в два или три раза выше окружающей плазмы, несомненно велика, следовательно, эти стенки имеют существенное значение для организации линий радиосвязи, радиолокации и радионавигации. Этого достаточно для того, чтобы вернуться к исследованию рассматриваемого явления на основании новых возможностей, которые появились в XXI веке.

Речь идёт о проекте «АРКТИКА-М» для исследования арктической ионосферы на высокоапогейных ИСЗ (Асташкин А.А. и др., 2015, Назаров А.Е., 2015, Данилкин Н.П. и др., 2017). В этом проекте один оборот ИСЗ происходит в течение 12 часов, а спутник находится над Арктикой около 8 часов. Можно ожидать, что этого времени вполне достаточно для того, чтобы в деталях рассмотреть все фазы возникновения, развития и исчезновения стенок. Действительно, по измерениям на «КОСМОСЕ-1809» из пяти зафиксированных случаев существования стенок только в одном из них стенка просуществовала более одного витка спутника, т.е. около полутора часов.

Однако ситуация с радиозондированием стенки со спутника, который находится на высокоэллиптической орбите, отличается от случая, представленного на рисунках 1, 2 и 3. Спутник не проходит сквозь стенку. Лучи радиозондирующего веера падают на стенку под углами, которые близки к вертикальным углам. В этом случае важно убедиться, что радиозондирование с высот расположения такого спутника столь же эффективно, как и радиозондирование с высот круговых спутников, одним из которых и был спутник «КОСМОС-1809», зафиксировавший наличие стенок.

2. Вычислительный эксперимент

Для того чтобы оценить возможность диагностики неоднородностей типа стенки с высокоэллиптических орбит, поставим следующий вычислительный эксперимент:

ВОЗМОЖНОСТЬ НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ СО СПУТНИКОВ «АРКТИКА-М» Тонких стенок повышенной плотности плазмы в высокоширотной ионосфере



рисунок 4. Карта распределения foF2 в районе Северного полюса по модели SIMP-1. Цветовой переход от красного к синему показывает переход от высоких величин foF2 к низким. Цифрами представлены плазменные частоты в МГц. Вертикальная линия показывает положение нулевого меридиана. Окружности соответствуют параллелям географических широт (градусы с 50 по 80, шаг 10). Синий ромб – положение спутника, его высота над поверхностью Земли 32701 км. Координаты спутника: 56.11 с.ш., 87.59 в.д. Светло-зелёная звёздочка – расположения приёмной станции. Приёмная станция расположена в пункте с координатами 70.75 с.ш., 93.61 в.д. Сгущение красных линий показывает расположение стенки

1. Смоделируем стенку с параметрами, близкими к тем, которые были зафиксированы при наблюдении кругового ИСЗ «КОСМОС-1809» и описаны в (Данилкин Н.П. и др., 2012), и поставим её в Северном полушарии на широте 75 градусов. Приёмная станция для приёма лучей, исследующих поставленную описанным выше образом стенку, расположена ориентировочно на широте 70 градусов (этому условию удовлетворяют ионосферные обсерватории в Мурманске, на Диксоне или в Тикси).

2. В этом случае, чтобы исследующие ионосферу лучи проходили сквозь регионы Арктики, например через полярную шапку или полярный овал, передатчик сигналов должен располагаться на спутнике в Западном полушарии.

3. В связи с тем, что полярные стенки расположены вертикально или квазивертикально, высота расположения многочастотного передатчика ионозонда играет важную роль в возможности определения наличия стенки и динамики её изменения. Для исследования разных вариантов взаимодействия излучения и стенки выберем разные высоты расположения спутника. Именно – вблизи высот в 10000 км, 20000 км и 30000 км.

4. Неоднородные структуры будем моделировать набором эллипсов между высотами 100–1200 км. То есть ионосфера в общем случае задаётся как $N=N_0$ ·(1+ ΔN_1), где ΔN_1 – часть, создаваемая неоднородностями

$$\Delta N_{1} = \sum_{i} dN_{i} \exp\left\{-\left(\frac{x-x_{0i}}{Lx_{i}}\right)^{2} - \left(\frac{z-z_{0i}}{Lz_{i}}\right)^{2}\right\}$$

с центрами в точке (x_{0i}, z_{0i}) и масштабами (Lx_i, Lz_i) . dN_i – коэффициенты, отвечающие за относительное превышение электронной концентрации в центре неоднородности над невозмущённой частью.

5. В качестве модели ионосферы вблизи Полюса выбирается модель SIMP-1 для того времени, когда, по данным эксперимента, было зафиксировано наличие стенки (21.02.2014, 2:00 UT). Эта модель разработана в ИПГ, она наиболее качественно описывает состояние ионосферы арктической области (Лапшин В.Б. и др., 2016) (рисунок 4).



рисунок 5. Распределение плазменных частот и траектории лучей для радиозондирования с высоты. Здесь красным обозначены о-лучи, приходящие в точку наблюдения, зелёным – аналогичные х-лучи. Для сравнения розовым цветом приведено несколько произвольных о-лучей, которые не возвращаются на спутник

6. Проведём расчёты трансионограмм при излучении ионозонда ИСЗ «АРКТИКА-М» в пяти точках траектории с временными интервалами в 2 часа. Моделирование трансионограмм производится на основе траекторных расчетов при решении граничной задачи типа «точка–точка». При этом для построения модельных траекторий используется метод характеристик (как наиболее точно учитывающий все возможные особенности околоземной плазмы). Общие принципы проведения таких расчётов описаны в работе (*Лукин Д.С., Спиридонов Ю.Г.*, 1971).

7. Учтём пространственное ослабление всех лучей, формирующих трансионограмму. Для этого необходимо решать систему расширенных характеристических дифференциальных уравнений, которая получается из системы, используемой для расчёта траектории, путём её дифференцирования по лучевым координатам. Для упрощения будем рассматривать расходимость лучей в изотропной горизонтально-неоднородной ионосфере (*Лапиин В.Б. и др.*, 2016). В этом случае ослабление определяется через эффективную длину пути $S_e:(L_s=20lgS_e)$ Численно величина S_e определяется как $S_e^2 = \frac{q_1}{q_2}$, где q_1 – сечение заданного конуса излучения на единичном расстоянии от источника; q_2 – сечение того же пучка вблизи пункта приёма. Если выразить q_1 и q_2 через Δ_0 , D, R_3 ,

то при условии сферически-симметричной ионосферы получим

$$L_s = 10 \lg \left(R_3 \sin \frac{D}{R_3} \lg \Delta_0 \left| \frac{dD(\Delta_0, f)}{d\Delta_0} \right| \right).$$

Здесь Δ_0 – угол вылета; D – длина трассы вдоль дуги большого круга; R_3 – радиус Земли; $\frac{dD(\Delta_0, f)}{d\Delta_0}$ – производная дальности по углу места или расходи-

мость лучей. При наличии горизонтального градиента электронной концентрации вдоль трассы, формула преобразуется к виду

$$L_s = 10 \lg \left| R_3 \sin \frac{D}{R_3} \frac{\sin \Delta_2}{\cos \Delta_1} \frac{dD(\Delta, f)}{d\Delta} \right|,$$

где Δ_1 – угол излучения; Δ_2 – угол прихода луча на поверхности Земли.

Предполагается, что ионозонд на многочасовой траектории над Арктикой будет работать (так же, как и на круговых спутниках) в режиме непрерывного зондирования (не менее одной ионограммы в минуту). Последнее означает, что ионосферная неоднородность может быть изучена с разных сторон, под разными углами и на всех высотах вдоль её длины в течение всего времени её возникновения, существования и распада. Отметим также, что при перемещении спутника по его орбите происходит просве-

ВОЗМОЖНОСТЬ НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ СО СПУТНИКОВ «АРКТИКА-М» Тонких стенок повышенной плотности плазмы в высокоширотной ионосфере

чивание насквозь не только самой неоднородности в стенке, но и плазмы окружающего неоднородность пространства. При этом следует иметь в виду, что важную роль начинают играть лучи, которые отражаются от стенки и от Земли.

3. Результаты вычислительного эксперимента

Вычислительный эксперимент проводился в соответствии с условиями, описанными в предыдущем разделе. Из траекторий спутников «АРКТИКА-М» для излучения ионозонда выбраны части траекторий, при излучении с которых радиоволны при прямом трансионосферном зондировании, будучи излученными с высот ориентировочно 10000, 20000 и 30000 км, достигают Земли в районах северных ионосферных станций России (ориентировочно Мурманск, Тикси, Диксон). В этом случае радиоволны будут пересекать исследуемые области полярной ионосферы – полярную шапку, овал и провал в широтном распределении плазмы ионосферы в диапазонах высот 100–1000 км.

На рисунке 5 представлены в качестве примера результаты расчётов при расположении спутника на высоте 32701 км.

Конкретно были выбраны пять точек на траектории спутника «АРКТИКА-М» через каждые два часа и использованы соответствующие модели ионосферы в Арктике для этих времен. Неоднородность типа «стенка» расположена на 500 км севернее станции и описывается сильно вытянутым эллипсом с превышением электронной концентрации в центре над фоном, что соответствует данным реального эксперимента.

Положение спутника в пяти указанных выше точках траектории «АРКТИКА-М» представлено в таблице.

таблица –	Выбранные	положения	спутника
«АРКТИК	A-M»		

время UT, ч	02:00	04:00	06:00	08:00	10:00
с.ш., град	43.3	58.6	62.7	60.5	49.8
в.д., град	-86.0	-87.6	-89.1	-90.4	-92.5
высота, км	21465	35146	39878	39791	30194

При анализе ситуации на рисунке 5 прежде всего, отметим, что (априори это не было очевидно) большая высота спутника даже приносит определённые преимущества для диагностики стенок, кроме тех, которые были очевидны – длительность пролёта спутника над Арктикой. Именно появляется второй веер лучей, которые, будучи отражёнными от стенки и от Земли, изучают не только неоднородность, но и плазму окружающего неоднородность пространства. При этом сама



а −2:00 UT, угол прихода – 10 град; б – 4:00 UT, угол прихода – 31 град; в – 6:00 UT, угол прихода – 36 град; г – 8:00 UT, угол прихода – 33 град; д – 10:00 UT, угол прихода – 19 град.

рисунок 6. Последовательность трансионограмм, вычисленных по данным таблицы. По оси ординат – действующая глубина в км

стенка будет своеобразным зеркалом, которое просвечивает плазменную структуру на некотором расстоянии от стенки, что хорошо видно на рисунке 5.

Расчёт энергетических потерь, связанных с пространственным ослаблением, показал практически одинаковые результаты для односкачковых и двухскачковых трасс для всех точек (в первой точке была зафиксирована односкачковая трасса). Это распространяет на зондирование с высокоэллиптических ИСЗ ранее высказанное для круговых спутников утверждение о необходимости учёта лучей, переотражённых от Земли, при анализе результатов трансионосферного радиозондирования и моделировании трансионограмм.

Для выбранных пяти точек на траектории спутника вычислены и на рисунке 6 представлены трансионограммы. Красными точками отмечены односкачковые о-лучи, розовыми – двухскачковые о-лучи, тёмно-зелёным – односкачковые Х-лучи, светло-зелёным – двухскачковые Х-лучи.

заключение

1. Наличие плазменной стенки по данным высокоэллиптического спутника («АРКТИКА-М» и др.), как и по данным ИСЗ «КОСМОС-1809», уверенно определяется.

2. Во всех случаях (исключая первую точку 2:UT) при высокоэллиптическом зондировании возникает отлично наблюдаемый двухскачковый многочастотный след. Наличие стенки и плазменная частота внутри стенки уверенно определяются. Спектр лучей второй моды фокусируется на высоте максимума ионосферы.

3. Данные зондирования с высокоэллиптического спутника могут быть основой для построения модели распределения концентрации электронов между стенкой и вертикалью, которая проходит через точку фокусирования лучей второй моды.

Исследование выполнено при поддержке гранта «РФФИ 15-29-06052» и гранта «ЮФУ БЧ0110-11/2017-40».

список литературы

Асташкин А.А., Комиссарова И.Н., Маркелова Т.С., Наговицина Н.В. и др. Информационное обеспечение исследования арктического региона с использованием гидрометеороологической системы «АРКТИКА-М» // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 6 (85). С. 11-19.

Ахмедшин Р.Л., Данилкин Н.П., Журавлев С.В., Киселев Г.Н. и др. Результаты первой научной экспедиции в приполюсном районе на атомном ледоколе «Сибирь» // Сборник трудов. Л.: Гидрометеоиздат, 1990. С. 100-135. Данилкин Н.П., Журавлев С.В., Котонаева Н.Г., Анишин М.М. и др. Моделирование эксперимента по радиозондированию ионосферы с ИСЗ «КОСМОС-1809» при наличии вертикальных неоднородностей электронной плотности в арктическом регионе // Геомагнетизм и аэрономия. 2012. Т. 52, № 2. С. 245-250.

Данилкин Н.П., Журавлев С.В., Морозова Л.П., Погорелов В.И. и др. Тонкие стенки неоднородностей ионизации в полярной ионосфере, обнаруживаемые методом спутникового радиозондирования // Геомагнетизм и аэрономия. 1991. Т. 31, № 1. С. 137-142.

Данилкин Н.П., Журавлев С.В., Морозова Л.П., Погорелов В.И. Поперечное сечение неоднородностей ионизации типа «стенок» в высокоширотной ионосфере // Геомагнетизм и аэрономия. 1995. Т. 35, № 4. С. 173-175.

Данилкин Н.П. Радиозондирование ионосферы бортовыми и наземными ионозондами // Труды Института прикладной геофизики. 2014. Вып. 91. 308 с.

Данилкин Н.П., Журавлёв С.В., Котонаева Н.Г., Лапшин В.Б. и др. Радиозондирование высокоширотной ионосферы с гидрометеорологического комплекса «АРКТИКА-М» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 103-109.

Лапшин В.Б., Михайлов А.В., Данилов А.Д., Деминов М.Г. и др. Модель SIMP как новый государственный стандарт распределения концентрации электронов в ионосфере (ГОСТ 25645.146) // Труды XXV Всероссийской открытой научной конференции «Распространение радиоволн». Т.І. Томск, 2016. С. 51-57.

Лукин Д.С., Спиридонов Ю.Г. Применение метода характеристик для решения на ЭВМ задач распространения электромагнитных волн в неоднородных анизотропных средах // Лучевое приближение и вопросы распространения радиоволн. М.: Наука, 1971. С. 265-279.

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

Danilkin N.P. Transionospherical propagation at the boundary of radio transparency range: results of Russian space experiments and plans for low orbiting pilot space station // Conference Publication № 436. Edinburgh, UK, 14-17 April 1997. P. 2-31.

Danilkin N.P. Transionospherical radiosounding results of past experiments and plans for the MIR inhabited space station // Abstracts of the XXVth GA of the URSI. August 28–September 5, 1996. Lille–France. P. 353.

Статья поступила в редакцию 27.04.2017 г.

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ РАБОТЫ УЗЛОВ РАСКРЫТИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОТЛОЖЕННЫМ СРАБАТЫВАНИЕМ

A.O. Штокал¹, кандидат технических наук, cuauthemoc1@yandex.ru; A.O. Shtokal

Т.А. Говорун^{1, 2}, *Glancet@yandex.ru;* **Т.А. Govorun** **Е.В.** Рыков¹, *rik@laspace.ru;* **E.V. Rykov**

В.К. Шаталов², доцент, доктор технических наук, vkshatalov@yandex.ru; **V.K. Shatalov**

Обоснована необходимость предотвращения холодной сварки контактирующих поверхностей узлов раскрытия космических аппаратов с отложенным срабатыванием. Проанализированы сведения о нештатных ситуациях в системах космических аппаратов, возникших в результате холодной сварки. Проведён анализ опубликованных данных о работе покрытий на конструкционных материалах в условиях фреттинг-износа в вакууме. Выполнен эксперимент по имитации воздействия нагрузок, возникающих при выведении ракетойносителем космического аппарата на целевую орбиту, на распорный элемент узла раскрытия. По результатам эксперимента предложены

конструктивно-технологические мероприятия по повышению стойкости деталей узла раскрытия к фреттинг-износу.

Ключевые слова: узел раскрытия;

отложенное срабатывание; холодная сварка; фреттинг-износ; твёрдое смазочное покрытие; МДО-покрытие; алюминиевые сплавы.

введение

Узлы раскрытия широко используются для снижения габаритов космических аппаратов (КА) в транспортном положении для того, чтобы расположить под обтекатель ракеты-носителя космический аппарат с максимально возможной функциональностью. В настоящее время актуальной задачей является повышение надёжности их работы на целевой орбите, т.к. на узлах раскрытия устанавливают оборудование, обеспечивающее штатное функционирование КА:

WAYS OF DEPENDABILITY ENHANCEMENT OF SPACECRAFT DEPLOYMENT UNITS WITH SUSPENDED ACTUATION OPERATING

К.Б. Добросовестнов¹, *dkb@laspace.ru;* К.В. Dobrosovestnov

В.А. Богачёв³, tribolab@laspace.ru; **V.A. Bogachyov**

The necessity of avoidance of cold welding of spacecraft deployment units with suspended actuation contacting surfaces is proved. The emergency situations data of spacecraft systems resulted from cold welding are analysed. The analysis of the published data about coatings usage on structural materials in conditions of fretting wear in vacuum is done. The experiment on simulation of loads action occurring during spacecraft injection into target orbit on deployment unit counterforce element is performed. Structural and technologic measures for fretting durability increasing for deployment unit parts based on the experiment results are proposed.

Key words: deployment unit; suspended actuation; cold welding; fretting wear; lubricant solid film; MAO-coating; aluminium alloys.

- панели батарей солнечных, обеспечивающих выработку электроэнергии КА;
- остронаправленные и малонаправленные антенны для приёма и передачи данных на Землю;
- магнитометры и особо чувствительные к электромагнитному излучению приборы;
- полезную нагрузку КА.

Особое внимание должно уделяться узлам раскрытия с отложенным срабатыванием, которые расчеко-

¹ Филиал AO «НПО Лавочкина», Россия, г. Калуга. Affiliate of Lavochkin Association, Russia, Kaluga.

² Калужский филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Калуга.

Bauman Moscow State Technical University (Kaluga Branch), Russia, Kaluga.

³ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

вываются только спустя определённое время пребывания в космическом пространстве. Это связано со следующими условиями функционирования КА:

- необходимостью резервирования ряда критических для работы КА служебных систем, которые располагаются на узлах раскрытия;
- установкой на борт КА полезной нагрузки, которая должна начать функционировать через определённый промежуток времени либо по команде с Земли;
- перелётом автоматических межпланетных станций (AMC) к другим телам Солнечной системы, длительность которого может составлять месяцы и годы (*Мартынов М.Б. и др.*, 2016);
- посадкой АМС на небесные тела Солнечной системы, запуском ряда научных и служебных систем (Горовцов В.В. и др., 2016) и, при необходимости, взлётом с небесного тела для отправки возвращаемого модуля на Землю.

Длительное нахождение узла раскрытия КА в условиях открытого космоса приводит к ряду специфических воздействий на поверхности деталей данного узла, что может привести к потере работоспособности узла раскрытия и должно обязательно быть учтено при его проектировании.

Узлы раскрытия снабжены элементами, которые при упоре в опорную площадку с заданным усилием придают необходимую жёсткость раскрываемой конструкции в течение транспортирования КА до целевой орбиты, где происходит раскрытие. Это надёжно позиционирует конструкцию в процессе транспортирования, где КА подвергается интенсивным вибрационным нагрузкам, что приводит к снижению микроперемещений контактирующих поверхностей относительно друг друга и повышает собственную резонансную частоту конструкции. Но всегда следует учитывать, что в данном элементе имеет место контакт двух поверхностей (упора и площадки), причём даже затяжка упора с необходимым моментом уже способна повредить неизносостойкое тонкое покрытие и создать тем самым условия для холодной сварки в вакууме. Конструктивно данный элемент узла раскрытия состоит из упора, площадки, кронштейна упора и гайки, предотвращающей самоотвинчивание упора (рисунок 1).

Исследователи НАСА проводили эксперименты, чтобы установить, как воздействуют на различные металлы условия космического пространства, в частности глубокий вакуум. Образцы исследуемых материалов помещали в вакуумную камеру с давлением, соответствующим разрежению на высоте 800 км над Землей. Эти опыты показали, что металлы, плотно прижатые друг к другу, в безвоздушной среде за несколько дней прочно свариваются (*Meзенин H.A.*, 1972). В вакууме происходит десорбция



рисунок 1. Типовой элемент, обеспечивающий распор механизма раскрытия

поглощённых поверхностным слоем металла газов и примесей, которые в обычных условиях мешают взаимодействию между атомами металла. Некоторые металлы, например, цинк и кадмий, широко применяемые в технике в качестве защитных покрытий при длительной эксплуатации в наземных условиях, испаряются в глубоком вакууме.

Возникновение адгезии связано с физико-механическими свойствами материалов. Экспериментальные данные указывают на то, что адгезия минимальна, когда контактирующие материалы имеют высокую твёрдость, высокий модуль упругости и низкую пластичность (*Pattee H.E., Monroe R.E.*, 1966).

Оксидирование и фосфатирование металлов, приводящие к созданию на поверхности изделий плотных и стабильных в глубоком вакууме плёнок, затрудняют процесс образования ювенильных поверхностей металлов и тем самым предотвращают холодную сварку.

В настоящее время на изделиях НПО им. С.А. Лавочкина для предотвращения холодной сварки контактирующих поверхностей деталей КА широко распространено применение твёрдосмазочных покрытий (ТСП) на основе дисульфида молибдена (Хопин П.Н., 2016) типа ВНИИ НП-230. Необходимо подтвердить работоспособность и надёжность данного метода предотвращения холодной сварки для узлов раскрытия с отложенным срабатыванием, а также предложить более перспективные конструктивно-технологические подходы к повышению надёжности их работы.

1. Нештатные ситуации в системах космических аппаратов, возникшие в результате холодной сварки

В истории космонавтики известен ряд случаев, когда холодная сварка контактирующих поверхностей в условиях космического пространства приводила к выходу из строя отдельных систем космических аппаратов и даже ставила под угрозу выполнение полётной программы. В целом же причина отказа механизмов именно вследствие вакуумной диффузии на орбите трудно диагностируема в процессе эксплуатации КА, к тому же, лишь небольшой процент автоматических КА имеет механизмы с длительным ожиданием срабатывания.

Во время работы AMC «SURVEYOR I» на лунной поверхности потенциометр, который использовался для обозначения положения оси азимута, показал признаки неисправности после работы в течение 100 часов из-за проблемы со смазочными материалами. В 1961 году ВВС США попытались вывести на орбиту 50 фунтов игл из тонкой медной проволоки в ходе эксперимента West Ford. Эксперимент не был успешным, по одной из версий иглы оказались приваренными друг к другу из-за адгезии в вакууме. Во время полёта космического корабля «GEMINI 4» люк для выхода астронавтов в открытый космос заклинило. Заклинивание могло быть вызвано холодной сваркой петель люка. Один шарнирный элемент был выполнен из титана, для другого элемента использовался алюминиевый сплав. Сухая смазка наносилась на трущиеся поверхности, чтобы предотвратить схватывание. Было доказано, что слой смазочного материала был непреднамеренно удалён перед запуском, вследствие чего возникла адгезия элементов петель люка (*Pattee H.E., Monroe R.E.*, 1966).

Отказ из-за холодной сварки после фреттинга произошёл на КА «GALILEO» в 1991 году, когда антенна с высоким коэффициентом усиления не смогла полностью раскрыться. Элементы антенны, зафиксированные в транспортном положении, не смогли раскрыться после 1,5 лет пребывания в космосе. Исследования показали, что фреттинг-износ в элементах раскрытия антенны во время транспортировки КА к космодрому и выведения ракетой-носителем на перелётную орбиту способствовал возникновению холодной сварки (*Johnson M.R.*, 1994).

Вероятно, при раскрытии через короткий временной промежуток (например, при раскрытии сразу после вывода на орбиту) времени для протекания диффузионных процессов, приводящих к надёжному схватыванию контактирующих поверхностей, недостаточно. Имеются данные о раскрытии резервного комплекта батареи солнечной изделия 73Д6 после 1,5 лет эксплуатации в условиях околоземной орбиты. Но необходимо учитывать, что на раскрываемость механизмов КА после длительной выдержки в условиях открытого космоса в каждом конкретном случае влияет большое число факторов, таких как:

- усилие, которое создается в точке контакта поверхностей узлов раскрытия;
- давление в зоне контакта, создаваемое упором;
- материалы упора и площадки;
- шероховатости поверхностей упора и площадки;
- площадь пятен контакта поверхностей упора и площадки;
- факторы космического пространства целевой орбиты.

Все перечисленные выше факторы, а также длительную выдержку в глубоком вакууме крайне сложно смоделировать при испытаниях в земных условиях в рамках одного эксперимента, поэтому целесообразно произвести выбор таких материалов контактирующих поверхностей, свойства которых будут гарантировать отсутствие эффекта холодной сварки при длительном нахождении в контакте под давлением в условиях космического пространства.

2. Обзор экспериментальных данных о работе покрытий конструкционных материалов в условиях фреттинг-износа в вакууме

Были изучены данные учёных из Европейского космического агентства (ЕКА) (Merstallinger A. et al., 2009) (рисунки 2-4), которые исследовали силу адгезии, возникающую в результате фреттинг-нагружения, между различными защитными покрытиями на конструкционных материалах. Данные исследования были направлены на воспроизведение процесса фреттинга, которому подвергаются отдельные механизмы, узлы и конструкции КА на этапах его наземного транспортирования, а также при выведении на целевую орбиту. Исследования показывают, что твёрдые смазочные покрытия плохо сохраняются в условиях фреттинг-износа, а повреждённое покрытие неэффективно в предотвращении адгезии контактирующих поверхностей, особенно при длительном контакте, который имеет место быть при полёте к другим планетам Солнечной системы, а также при отложенном раскрытии конструкций КА на земной орбите.

Имеются сведения (*Merstallinger A. et al.*, 2009) об исследованиях керамических покрытий в качестве способа предотвращения схватывания контактирующих поверхностей металлов (рисунки 3, 4). На поверхности металлов вентильной группы, к которым относятся алюминиевые, магниевые, титановые и циркониевые сплавы, можно сформировать керамический слой при помощи микродугового оксидиро-



SS17-7PH, SS17 - нержавеющая сталь SS17-7PH (стандарт AISI, США); ТіС – износостойкое покрытие на основе карбида титана; MoS2 – твёрдое смазочное покрытие на основе дисульфида молибдена MoS₂; Nitr – азотирование; LB9 – бронза LB9, содержащая свинец; 52100 – шарикоподшипниковая сталь AISI 52100 (США); DLC - алмазоподобное покрытие; 440C, SS440C коррозионно-стойкая хромистая подшипниковая сталь AISI 440С (США); bray - низкотемпературная антикоррозийная консистентная смазка Braycote 601; EL – предел упругости контактирующих материалов. В целом покрытия снижают адгезию. Для стали SS17-7РН нет испытанного покрытия, способного существенно снизить адгезию (TiC, MoS₂ или азотирование). Следует избегать контакта сталей AISI 440С и SS17-7PH (TiC). Эффективность смазки Braycote 601 невысока для стали AISI 440С при контакте с такой же сталью, а эффективность покрытия MoS₂ при фреттинге ограничена низкой износостойкостью.

рисунок 2. Сила адгезии покрытий на стали в условиях удара (I) и фреттинга (F)

вания, называемый европейцами Керонит (подробности см. в (*Shrestha S. et al.*, 2003) и (*Shrestha S., Dunn B.D.*, 2007)). Достаточно толстый оксидный слой на алюминиевых и титановых сплавах, по данным ЕКА, обеспечивает надёжную защиту от адгезии при фреттинг-нагружении (рисунки 3, 4).

Известно (Люшинский А.В., 2006), что диффузионная сварка керамических материалов без применения металлических промежуточных слоёв происходит только в контролируемой среде (в космосе роль контролируемой атмосферы играет вакуум) и при температуре около 1600°С, что гораздо выше температур, при которых эксплуатируются механизмы КА. Поэтому возможность адгезии контактирующих керамических поверхностей в процессе эксплуатации механизмов КА исключена. Остаётся экспериментально подтвердить сохраняемость и отсутствие повреждений керамических поверхностей на всю их глубину



Аl7075 – высокопрочный алюминиевый деформируемый сплав AA7075 (стандарт ANSI, США); anod – твёрдое анодирование; SS15-5 – ферритная нержавеющая сталь SS15-5PH (стандарт AISI, США); alod – двухкомпонентный химический состав для формирования защитного покрытия на алюминиевых поверхностях Alodine 1200; CrNi – хромоникелевая плакировка; Al2219 – алюминиевый деформируемый сплав AA2219 (стандарт ANSI, США); kero – Керонит, МДО-покрытие. Адгезия между алюминиевыми деталями сильно снижается при помощи твёрдого анодирования, хромоникелевой плакировки, адгезия отсутствует для толстого Керонита. Однослойное покрытие Alodine 1200 не эффективно в предупреждении холодной сварки из-за его малой толщины (менее 1 мкм).

рисунок 3. Сила адгезии покрытий на алюминии в условиях удара (I) и фреттинга (F)



ТібAV – титановый деформируемый сплав Ті-бAl-4V (стандарт JIS, Япония); dicronite DL5 – твёрдое смазочное покрытие Dicronite DL5 на основе дисульфида вольфрама WS₂; dicronite + – износостойкое покрытие Dicronite+; Balinite A – износостойкое покрытие Balinite A на основе нитрида титана; Balinite B – износостойкое покрытие Balinite B; Ni-PTFE – антифрикционное композиционное покрытие Ni-ПТФЭ (политетрафторэтилен); keronite – Керонит, МДО-покрытие.

Под действием удара твёрдые покрытия предотвращают холодную сварку, но под действием фреттинга все покрытия разрушаются. Самые низкие силы адгезии были обнаружены на сплаве Ti-6Al-4V с тонкими (около 6 мкм) покрытиями Balinite B и Керонит.

рисунок 4. Сила адгезии покрытий на сплаве Ti-6Al-4V в условиях удара (I) и фреттинга (F)

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ РАБОТЫ УЗЛОВ РАСКРЫТИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОТЛОЖЕННЫМ СРАБАТЫВАНИЕМ

под действием фреттинг-износа и нагрузок, возникающих в процессе транспортирования КА, чтобы гарантировать, что контактирующие поверхности не сварятся и узлы раскрытия будут функциональны при длительной выдержке в условиях космического пространства в зачекованном состоянии.

Наиболее перспективным методом формирования керамического слоя на поверхности контактирующих деталей из алюминиевых, магниевых или титановых сплавов представляется микродуговое оксидирование (МДО) (Шаталов В.К. и др., 2013; Шаталов В.К. и др., 2014; Штокал А.О. и др., 2016).

3. Определение стойкости твёрдого смазочного покрытия на поверхности нержавеющей стали 12Х18Н10Т и МДО-покрытия на поверхности алюминиевого сплава АМг6 к фреттинг-износу

Был проведён эксперимент по определению сохраняемости твёрдого смазочного покрытия на упоре из нержавеющей стали, а также МДО-покрытия на пластине из алюминиевого сплава АМг6 при условии их контакта на вибрационных режимах, соответствующих выведению КА ракетой-носителем, при



рисунок 6. Пластина-образец с МДО-покрытием (рабочий слой) толщиной 170–200 мкм

помощи специально спроектированного приспособления (рисунок 5). Алюминиевый сплав АМг6 был выбран из соображений его технологичности и широкого распространения в изделиях ракетно-космической техники.

Твёрдое смазочное покрытие на основе дисульфида молибдена ВНИИ НП-230 ТУ 38-101558-75 толщиной (15±5) мкм нанесено по У7-5843ТУ на поверх-





1 – упор; 2 – груз; 3 – пластина-образец; 4 – пластина нижняя; 5 – пластина верхняя; 6 – болт; 7 – вибростенд. рисунок 5. Приспособление для виброиспытаний

ность сферы упора 1 (рисунок 5) из нержавеющей стали 12X18H10Т. Диаметр сферы упора 18 мм.

Для эксперимента была изготовлена пластина-образец из алюминиевого сплава АМг6 толщиной 2 мм с размерами 35×130 мм.

На пластине-образце в ванне с электролитом было сформировано МДО-покрытие с толщиной рабочего слоя 170–200 мкм (рисунок 6). Режимы формирования, состав электролита, а также некоторые свойства МДО-покрытия представлены в таблице 1.

таблица 1 – Режимы формирования и свойства МДО-
покрытия пластины-образца из алюминиевого сплава
AMr6

параметр	значение
толщина покрытия, мкм	260–275
время экспозиции, мин	480
напряжение мгновенное, В (начало–конец)	450-850
напряжение среднее, В (начало-конец)	318–601
плотность тока, А/дм ²	10
состав электролита	2 г/л КОН + 9 г/л Na ₂ SiO ₃
микротвёрдость HV, МПа	1830–1840
пористость сквозная, %	6,8–7,0



рисунок 7. ТСП на основе дисульфида молибдена ВНИИ НП-230 ТУ 38-101558-75 на поверхности упора из нержавеющей стали 12Х18Н10Т после виброиспытаний

Режимы вибрационного нагружения, соответствующие выведению КА ракетой-носителем, приведены в таблице 2. Испытывался рабочий слой МДО-покрытия (общая толщина покрытия 170–200 мкм) и технологический слой МДО-покрытия (общая толщина покрытия 260–275 мкм). Расчётное усилие прижима упора к платине-образцу – 527,5 H, собственная частота системы – 25,7 Гц, направление действия нагрузок относительно плоскости крепления.



Слева рабочий слой (общая толщина покрытия 170–200 мкм), справа технологический слой (общая толщина покрытия 260–275 мкм).

рисунок 8. МДО-покрытие на поверхности пластины-образца из алюминиевого сплава АМг6 после виброиспытаний

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ РАБОТЫ УЗЛОВ РАСКРЫТИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОТЛОЖЕННЫМ СРАБАТЫВАНИЕМ



АМг6 – алюминиевый сплав АМг6; МДО – МДО-покрытие.

Слева рабочий слой (общая толщина покрытия 170–200 мкм), справа технологический слой (общая толщина покрытия 260–275 мкм).

рисунок 9. Поперечные микрошлифы МДО-покрытий на поверхности пластины-образца из алюминиевого сплава АМг6 после виброиспытаний

таблица 2 – Режимы вибрационного нагружения, соответствующие выведению КА ракетой-носителем

вид нагрузки	частота, Гц	уровень		
синусоидальная вибрация	5–10 10–20 20–100	±10 мм от ±4 до ±		
случайная вибрация	20–100 100–300 300–360 360–1000 1000–2000	+9 дБ/окт 0,2 <i>g</i> ² /Гц -12 дБ/окт 0,1 <i>g</i> ² /Гц -12 дБ/окт		
среднеквадратическое значение ускорения, м/с ² (g)	118,58 (12,1)			
Примечание: g=9,81 м/c ² – ускорение свободного падения.				

После проведения виброиспытаний изучали износ контактировавших поверхностей. Фотография износа ТСП на основе дисульфида молибдена ВНИИ НП-230 ТУ 38-101558-75 на поверхности упора из нержавеющей стали 12Х18Н10Т представлена на рисунке 7. Можно видеть, что в пределах пятна контакта диаметром около 4 мм ТСП полностью стёрлось до металла.

Фотографии рабочего и технологического слоёв МДО-покрытия на поверхности пластины-образца из алюминиевого сплава АМг6 приведены на рисунке 8. Для определения глубины износа МДО-покрытия поперечные микрошлифы МДО-покрытия на поверхности пластины-образца изучали на инвертированном металлографическом микроскопе отражённого света Carl Zeiss Axiovert 40 МАТ. Фотографии микрошлифов приведены на рисунке 9. На них видно, что и двухслойное, и трёхслойное МДО-покрытия также стёрты до металлической подложки.

заключение

В результате проведения эксперимента было установлено:

1. Твёрдое смазочное покрытие на основе дисульфида молибдена типа ВНИИ НП-230 ТУ 38-101558-75 истирается на всю глубину в результате фреттинг-износа, возникающего в процессе выведения КА ракетой-носителем на целевую орбиту. Поэтому существует опасность адгезии контактирующих поверхностей в процессе длительного нахождения узлов раскрытия в условиях космического пространства. Из этого можно заключить, что нанесение ТСП на контактирующие поверхности не является надёжным методом предотвращения адгезии контактирующих поверхностей узлов раскрытия и применение его при длительных сроках нахождения узла раскрытия в условиях открытого космоса в зачекованном состоянии крайне рискованно.

2. МДО-покрытие, сформированное на поверхности алюминиевого сплава АМг6 по режимам, приведённым в таблице 1, также не выдерживает фреттинг-износа, возникающего в процессе выведе-

ния КА ракетой-носителем на целевую орбиту. Тот факт, что после воздействия фреттинг-износа на образцы из алюминиевых сплавов АА2219, АА7075 (отечественные аналоги – Д16, В95 соответственно) с большим пределом текучести, чем исследованный нами алюминиевый сплав АМг6, разрушения покрытий не произошло (кроме сверхтонкого покрытия Alodine 1200) (рисунок 3), свидетельствует о том, что стойкость МДО-покрытия связана с пределом текучести алюминиевой основы. МДО-покрытие работает как тонкая жёсткая мембрана, передающая оказанное на неё усилие на алюминиевую подложку. Подложка, в свою очередь, деформируется, достигая в определённый момент предела текучести, и уже не восстанавливается в прежний размер. В результате возвращающееся в исходное состояние МДО-покрытие начинает работать на отрыв от алюминиевой подложки. Сам отрыв приводит к тому, что МДО-покрытие вместо работы на сжатие начинает работать на изгиб, что ведёт к его скорому выходу из строя. Также объёмная пористость МДО-покрытия (составляет около 15%) снижает его прочностные свойства.

Таким образом, недопустимо применять в узлах раскрытия КА, работающих под нагрузкой, детали из алюминиевого сплава АМг6 с МДО-покрытием для предотвращения сварки контактирующих поверхностей.

Предложены следующие пути решения проблемы повреждения керамических покрытий в результате фреттинг-износа в процессе воздействия нагрузок при выведении КА.

1. Выбор алюминиевой подложки с бо́льшим пределом текучести.

2. Подбор таких режимов формирования МДОпокрытия, которые обеспечат наименьшую объёмную пористость.

3. Увеличение радиуса сферы упора, с тем чтобы расширить площадь пятна контакта поверхностей упора и площадки и снизить, таким образом, возникающие в материале площадки напряжения.

список литературы

Горовцов В.В., Жиряков А.В., Телепнев П.П., Петров Ю.А. и др. Исследование динамики и решение задачи проектирования трансформируемых конструкций посадочного модуля КА «ЭКЗОМАРС» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 75-80.

Люшинский А.В. Диффузионная сварка разнородных материалов: учебное пособие для студентов высших учебных заведений. М.: Академия, 2006. 42 с.

Мартынов М.Б., Меркулов П.В., Ломакин И.В., Вятлев П.А. и др. Перспективный российский проект «ЛАПЛАС-П» для исследований планетной системы Юпитера: цели научной миссии и её особенности. Схема полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 3-10.

Мезенин Н.А. Занимательно о железе. М.: Металлургия, 1972. С. 117-119.

Хопин П.Н. Оценка работоспособности пар трения с твёрдосмазочными покрытиями в условиях вакуума // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 85-90.

Шаталов В.К., Лысенко Л.В., Минаев А.Н., Сулина О.В. и др. Способы микродугового оксидирования поверхностей деталей из титановых сплавов // Наука и образование. 2013. № 7. С. 1-18. DOI: 10.7463/0713.0583316. URL: http://technomag.bmstu. ru/doc/583316.html (дата обращения: 19.06.2017).

Шаталов В.К., Штокал А.О., Рыков Е.В., Добросовестнов К.Б. Применение методов микродугового оксидирования при создании конструктивных элементов космических аппаратов // Наука и образование. 2014. № 6.С. 183-192. DOI: 10.7463/0614.0712840. URL: http://technomag.bmstu.ru/doc/712840.html (дата обращения: 19.06.2017).

Штокал А.О., Рыков Е.В., Добросовестнов К.Б., Говорун Т.А. и др. Многофункциональный метод изготовления прецизионных узлов космического телескопа // Электромагнитные волны и электронные системы. 2016. Т. 21, № 1. С. 27-41.

Johnson M.R. The Galileo High Gain Antenna Deployment Anomaly. NASA Jet Propulsion Laboratory, 1994. 20 p.

Merstallinger A., Sales M., Semerad E., Dunn B.D. Assessment of Cold Welding between Separable Contact Surfaces due to Impact and Fretting under Vacuum (ESA STM-279 November 2009). ESA Communication Production Office, 2009. 57 p.

Pattee H.E., Monroe R.E. Adhesion in the space environment. Battelle Memorial Institute Columbus Laboratories, 1966. 137 p.

Shrestha S., Dunn B.D. Advanced Plasma Electrolytic Oxidation Treatment for Protection of Lightweight Materials and Structures in Space Environment. Surface World, November, 2007. P. 40-44.

Shrestha S., Merstallinger A., Sickert D., Dunn B.D. Some Preliminary Evaluations of Black Coating on Aluminium AA2219 Alloy Produced by Plasma Electrolytic Oxidation (PEO) Process for Space Applications // Proc. 9th International Symposium on Materials in Space Environment (ISMSE), ESTEC, Nordwijk, the Netherlands. 2003. P. 57-65.

Статья поступила в редакцию 22.06.2017 г.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА



A.Ю. Истратов¹, кандидат технических наук, aistratov@hse.ru; **A.Yu. Istratov**



A.B. Погодин², tror1@yandex.ru; **A.V. Pogodin**

Рассматривается подход к прогнозированию температурных показателей оборудования космического аппарата (КА) в ходе выполнения научной программы для предотвращения перегрева. Предлагаются алгоритмы обработки данных, накопленных в ходе эксплуатации КА для определения температурных значений компонентов КА в указанные моменты времени. Представляется реализация программного комплекса. Проведённые эксперименты подтвердили возможность выявления аномальных тепловых режимов эксплуатации КА.

Ключевые слова: нейронная сеть; тепловой режим; прогнозирование; космический annapam; машинное обучение.

введение

Космическая обсерватория «СПЕКТР-Р» (рисунок 1), запущенная на орбиту 18 июля 2011 года, — уникальный во многих отношениях космический аппарат. Он предназначен для исследования удалённых космических объектов (ядер галактик, чёрных дыр, нейтронных звёзд и т.д.) в качестве космического плеча радиоинтерферометра (*Кардашев Н.С.*, 2016) со сверхдлинной базой — самого большого и мощного научного инструмента для исследования космоса из созданных до сих пор человечеством (*Заславский Г.С. и др.*, 2016).

FORECASTING OF THE THERMAL MODES OF THE SPACECRAFT EQUIPMENT



И.И. Хоменко¹, khomenkoilya@gmail.com; I.I. Khomenko



A.C. Привезенцев², tror1@yandex.ru; A.S. Privezentsev

The article covers the approach to the forecasting of temperature parameters to avoid the spacecraft (SC) equipment overheating during the scientific program implementation. The processing algorithms are proposed for the data accumulated during SC operation to determine the temperature values of SC components at the specified instant time. The software is provided. The conducted experiments proved the ability to detect anomaly situations.

Keywords: neural network; thermal mode; forecasting; spacecraft; machine learning.

Оборудование аппарата включает бортовой комплекс научной аппаратуры для сбора информации, в который входит космический радиотелескоп (КРТ), и базовую платформу «Навигатор» для управления обсерваторией и передачи информации (*Кардашев Н.С.*, 2009).

Для передачи накопленных данных наземным станциям используется остронаправленная антенна (OHA), установленная на двухступенчатом механическом приводе (*Кардашев Н.С.*, 2009).

¹ Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики», Россия, г. Москва.

National Research University «Higher School of Economics», Russia, Moscow.

 $^{^{2}}$ AO «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.



рисунок 1. Общий вид КА «СПЕКТР-Р»

Обеспечение бесперебойного и, возможно, более долгого проведения космическим аппаратом научных наблюдений имеет огромное значение для мирового научного сообщества. Однако во время эксплуатации КА возможны ситуации, когда некоторые компоненты его оборудования, в зависимости от внешних условий, могут подвергаться перегреву (иногда значительному), что в итоге приводит к выходу их из строя.

Нагрев элементов КА может вызываться поглощением как прямого солнечного излучения, так и многократно переотражённого, что объясняется нерегулярностью внешней поверхности КРТ, покрытой слоем экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) с зеркальной наружной поверхностью (рисунок 2).

Температурный режим бортовых и служебных систем контролируется по показаниям датчиков температуры, размещённых в различных местах КА.

В процессе лётных испытаний исследовались зоны, наиболее подверженные температурным аномалиям. Было выявлено, что соблюдение теплового режима КА в целом определяется температурным режимом двухступенчатого привода ОНА и термостабилизированного основания приборов петли фазовой синхронизации (ТСО ПФС). ТСО ПФС установлено на внешней стороне ОНА и обращено в сторону рефлектора КРТ. Внешняя сторона ОНА также покрыта ЭВТИ. Далее будут рассматриваться температурные показатели именно этих фрагментов КА – привод ОНА и ТСО ПФС.

КА оснащён тремя датчиками, позволяющими отслеживать температурные значения на ТСО ПФС и на неподвижной и подвижной ступенях привода. Однако в процессе сеансов научных наблюдений показатели датчиков недоступны, что делает невозможным определение нарушения теплового режима в режиме реального времени и оперативную реакцию на это событие. Превышение температурных показателей оборудования в зоне привода ОНА не только может привести к выходу из строя самого привода и/или приборов ПФС, но и служит косвенным признаком аномальности теплового режима космической обсерватории в целом.

1. Постановка задачи

Управление КА осуществляется посредством сеансов связи, в промежутках между которыми в автономном режиме происходят переориентации с целью наведения научной аппаратуры на источник на небесной сфере и проведения измерений. Изменение ориентации приводит к изменению характера



рисунок 2. КА «СПЕКТР-Р» в сборочном цехе НПО им. С.А. Лавочкина

падения солнечных лучей на поверхность КА и их переотражения от элементов конструкции. Также на характер переотражения влияет положение ОНА, определяемое углами поворота привода. Между научными наблюдениями КА ориентируется наиболее благоприятным образом для поддержания температурного режима.

Для обеспечения надёжной работы систем КА необходимо прогнозировать изменение температур систем и элементов конструкций КА в зависимости от принимаемых ориентаций.

Ориентация КА (рисунок 3) характеризуется двумя углами: углом α между осью КРТ КА и направлением «КА – Солнце» и углом β «выхода» направления «КА – Солнце» из плоскости XZ, связанной с КА системы координат {X, Y, Z}.

Так как площадь ОНА достаточно большая, она тоже является одним из основных источников потребления, затенения и переотражения солнечных лучей. Поэтому её ориентация по отношению к КА и Солнцу (рисунок 4), которая характеризуется углами θ и ψ (где θ – угол поворота привода вокруг оси z_{np} привода; угол ψ – угол поворота вокруг оси y_{np} привода), также влияет на тепловой режим КА (*Война-ков С.М. и др.*, 2014).



 \vec{S} – ориентир направления на Солнце; \vec{S}_{xz} – проекция \vec{S} на плоскость XZ; \vec{S}_{yz} – проекция \vec{S} на плоскость YZ; α – угол между X и \vec{S}_{xz} ; β – угол между \vec{S}_{yz} и плоскостью XZ. **рисунок 3.** Ориентация КА в пространстве


 θ – угол поворота привода вокруг оси $z_{\rm np}$; ψ – угол поворота привода вокруг оси $y_{\rm np}$.

рисунок 4. Ориентация привода остронаправленной антенны

Допустимые ориентации КА координируются Центром управления полётами (ЦУП) исходя из следующих условий:

- в процессе наблюдений необходимо поддерживать связь с наземными станциями приёма научной информации;
- необходимо поддерживать бесперебойную работу системы электроснабжения;
- необходимо поддерживать заданный температурный режим служебных и научных систем.

В ходе лётных испытаний КА «СПЕКТР-Р» было выяснено, что для соблюдения теплового режима КА в целом достаточно поддерживать в заданном диапазоне показатели температуры на ТСО ПФС и на неподвижной и подвижной ступенях привода ОНА: датчики T239, T624 и T625.

Все показатели теплового режима оборудования ОНА КА (α , β , θ , ψ , T239, T624, T625) известны в процессе проведения сеанса управления, но неизвестны между сеансами. В то же время между сеансами управления априорно известны принимаемые ориентации КА и привода ОНА (α , β , θ , ψ).

При этом длительность нахождения КА в каждой отдельной ориентации *time* может продолжаться от 1 до 4 и более часов, и поэтому этот параметр также влияет на конечные температурные значения.

Таким образом, формулировку задачи, рассматриваемой в данной работе, можно представить в следующем виде: при известных значениях α , β , θ , ψ , T239(t_0), T624(t_0), T625(t_0) в начальный момент времени t_0 , определить значения T239(t_k), T624(t_k), T625(t_k) на некоторый заданный момент времени t_k , а также их градиенты Δ T239, Δ T624, Δ T625 (т.е. скорость изменения) на интервале $time=t_k-t_0$.

2. Подход к решению

Допустимой, с точки зрения температурного режима, является ориентация, обеспечивающая приемлемые градиенты изменения температур. При наличии адекватной тепловой модели решить задачу определения допустимости каждой конкретной ориентации не составляет большого труда. Однако эксплуатация космической обсерватории показала, что разработанная тепловая модель не может гарантированно предсказывать изменение температур, чему есть простое объяснение: привод ОНА и ТСО ПФС размещены между двумя зеркальными поверхностями – внешними сторонами ОНА и рефлектора КРТ (рисунок 1), причём последняя имеет существенно нерегулярную форму (рисунок 2).

Произвести описание этой формы не представляется возможным, поскольку после дегазации ЭВТИ в космосе её внешняя поверхность должна существенно измениться.

Многократное переотражение солнечных лучей между зеркальными внешними поверхностями рефлектора КРТ (с нерегулярной и неизвестной формой поверхности) и ОНА, при том, что привод ОНА и ТСО ПФС размещены между ними, делают задачу разработки адекватной модели традиционными аналитическими методами практически невыполнимой.

Подобная проблема привела к необходимости крайне осторожно выбирать ориентации КА и внимательно следить за их исполнением, т.е. контролировать температуры, показываемые датчиками: T239, T624 и T625. За истекшие шесть лет с момента пуска КА была накоплена большая база данных об изменении температур на указанных датчиках в зависимости от ориентаций КА (см. таблицу).

Вместе с тем, имеющаяся информация не позволяет уверенно прогнозировать изменения температур, особенно в случаях, когда сочетание углов α, β, θ и ψ ранее не встречалось.

Учитывая накопленную информацию (см. таблицу), поставленную в работе задачу предлагается решать с использованием аппарата искусственных нейронных сетей. Упрощённо суть подхода состоит в следующем:

- остроить математическую модель нейронной сети;
- обучить её, используя базу накопленных примеров «вход выход» (см. таблицу);
- протестировать модель, предлагая различные варианты известных входных и выходных параметров;
- реализовать её в виде программного продукта для выполнения текущих расчётов.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

входные данные					выходные данные								
time, c	α, град	β, град	θ, град	Ψ, град	<i>t</i> 239 ₀ , °C	<i>t</i> 624 ₀ , °C	<i>t</i> 625 ₀ , °C	<i>t</i> 239 _к , °С	<i>t</i> 624 _к , °С	<i>t</i> 625 _к , °С	Δ <i>t</i> 239, °C	Δ <i>t</i> 624, °C	Δ <i>t</i> 625, °C
4550,4	92,392	-0,056	24,08	23,57	23,86	29,04	32,3	34,04	16,57	29,82	8,056	-9,868	1,963
27421,2	158,08	-1,889	-4,93	-65,09	35,54	23,43	31,68	20,57	20,93	21,74	-1,965	-0,328	-1,305
11041,2	157,80	-2,19	-4,93	-65,09	20,57	20,93	21,74	19,67	20,93	21,74	-0,293	0	0
3398,4	109,00	0,029	-42,39	50,38	19,08	29,04	26,71	30,75	11,58	31,68	12,366	-18,502	5,267
3780	157,89	-1,869	-5	-65,09	30,75	26,54	35,41	27,75	24,67	29,82	-2,857	-1,781	-5,324
3402	105,96	0	43,64	22,71	27,75	31,53	33,54	34,64	35,27	30,44	7,288	3,956	-3,279
4140	157,90	-1,811	-4,96	-65,07	35,54	37,76	33,54	30,45	30,28	27,95	-4,426	-6,504	-4,861
3412,8	104,43	-0,077	14,49	0,55	30,45	33,4	31,68	37,33	29,04	35,41	7,259	-4,6	3,936
4575,6	105,36	0,009	17,75	34,56	24,46	32,15	29,2	38,23	16,57	24,23	10,836	-12,26	-3,911
13590	157,11	-1,851	-5	-65,15	38,23	16,57	24,23	18,18	27,17	27,33	-5,311	2,808	0,821
4593,6	100,18	-0,044	18,3	31,06	18,18	27,17	27,33	32,84	7,21	21,12	11,491	-15,645	-4,868
4381,2	158,05	-1,826	-4,99	-70,14	35,24	21,56	26,71	30,15	27,17	28,57	-4,184	4,611	1,529
4586,4	156,61	0,017	23,41	-20,08	30,15	27,17	28,57	34,04	5,96	4,97	3,054	-16,649	-18,525
7498,8	158,07	-1,84	-4,98	-70,11	34,04	5,96	4,97	26,86	29,04	27,33	-3,446	11,078	10,733

таблица –	Фрагмент	накопленных	данных
-----------	----------	-------------	--------

Выбор такого подхода объясняется тем, что большое количество нелинейных преобразований в сети позволяет ей запомнить такие закономерности обстановки, определяемой входными данными, которые аналитически невозможно ни описать, ни предусмотреть.

3. Предобработка данных

Прежде чем приступать к построению модели нейронной сети, необходимо проанализировать имеющиеся данные. Во-первых, следует исключить одинаковые или очень похожие примеры «вход – выход», так как они не привнесут в сеть новых знаний, а только увеличат время процесса обучения и, возможно, размерность нейросетевой модели (НСМ). Во-вторых, используемые данные характеризуют различные физические величины и изменяются в разных физических диапазонах, например, T239 \in (-50°C; 60°C), $\alpha \in$ (90°; 159°), а *time* \in (1800 с; 15000 с), поэтому их требуется масштабировать, т.е. привести к одному интервалу (формату) измерения.

Для исключения «похожих» примеров «вход – выход» использовался метод главных компонент

(Bishop C.M., 2006), который предоставляет возможность отбрасывать сильно коррелирующие примеры, оставляя из них один. Применение этого метода позволило уменьшить количество примеров с 10553 до 8137.

Масштабирование данных осуществлялось с помощью алгоритма «Min – Max» (*Bishop C.M.*, 2006), который позволяет, учитывая диапазон изменения физической величины *y*, преобразовать её по следующему принципу:

$$y_{new} = \frac{y_{old} - y_{\min}}{y_{\max} - y_{\min}},$$
(1)

где *y*_{old} – текущее значение физической величины;

у_{new} – отмасштабированное значение физической величины;

 y_{\min} и y_{\max} – минимальное и максимальное значения физической величины, соответственно.

Учитывая эксплуатационные характеристики оборудования КА, были приняты следующие диапазоны изменения:

$$\alpha_{min}=90^{\circ}, \alpha_{max}=159^{\circ};$$

 $\beta_{min}=-10^{\circ}, \beta_{max}=10^{\circ};$
 $\theta_{min}=-90^{\circ}, \theta_{max}=90^{\circ};$

$$\begin{split} \psi_{\min} &= -77^{\circ}, \psi_{\max} = 90^{\circ}; \\ T239_{\min} &= -50^{\circ}\text{C}, T239_{\max} = 60^{\circ}\text{C}; \\ T624_{\min} &= -50^{\circ}\text{C}, T624_{\max} = 60^{\circ}\text{C}; \\ T625_{\min} &= -50^{\circ}\text{C}, T625_{\max} = 60^{\circ}\text{C}; \\ \Delta T239_{\min} &= -50^{\circ}\text{C}, \Delta T239_{\max} = 60^{\circ}\text{C}; \\ \Delta T624_{\min} &= -50^{\circ}\text{C}, \Delta T624_{\max} = 60^{\circ}\text{C}; \\ \Delta T625_{\min} &= -50^{\circ}\text{C}, \Delta T625_{\max} = 60^{\circ}\text{C}; \\ time_{\min} = 1800 \text{ c}, time_{\max} = 15000 \text{ c}. \end{split}$$

Все входные и выходные данные из 8137 примеров были преобразованы в значения в диапазоне [0; 1] в соответствии с выражением (1).

4. Построение нейросетевой модели

Построение HCM для решения любой задачи – достаточно трудоёмкая процедура, связанная с большим количеством экспериментальных исследований, предполагающая выбор нейросетевой парадигмы, подбор параметров (количество слоёв, количество нейронов в слоях и др.) выбранной нейронной сети и её обучение.

Среди большого количества нейросетевых парадигм (>80) авторы остановились на радиально-базисной сети. Выбор обосновывается простотой её реализации и обучения, но ни в коем случае не исключает продолжения исследований с другими нейронными сетями.

Радиально-базисные сети относятся к типу сетей прямого распространения сигнала (*Haykin S.*, 2008). Они включают три слоя: входной (вырожденный), скрытый и выходной (рисунок 5).

В качестве входа сети используется масштабированный вектор \vec{x} со следующими координатами $\vec{x} = (\alpha, \beta, \theta, \psi, T239_0, T624_0, T625_0, time)^T$ в качестве выхода – вектор $\vec{y} = (T239_k, T624_k, T625_k, \Delta T239, \Delta T624, \Delta T625)^T$, т.е. контролируемые температурные показатели соответствующих датчиков в конце рассматриваемого интервала *time* и их градиенты на этом интервале для заданной ориентации. Поэтому количество нейронов в вырожденном слое N=8, количество нейронов в выходном слое K=6. Количе-



рисунок 5. Структура радиально-базисной сети

ство нейронов в скрытом слое *M*, исходя из теоретических предпосылок (*Blanzieri E.*, 1998), обычно выбирается из соотношения количества примеров для обучения и способности сети обучаться до заданной точности ε.

Вырожденный слой нейронов HCM используется для распространения входного сигнала на все *M* нейронов скрытого слоя.

Каждый нейрон скрытого слоя вычисляет расстояние $E_i(\vec{x})$ между входным вектором \vec{x} и своим центром $\vec{c}_i(i = 1, ..., M)$:

$$E_i(\vec{x}) = \|\vec{x} - \vec{c}_i\|,\tag{2}$$

где || || – евклидова норма и осуществляет нелинейное преобразование с помощью гауссовского вида функции активации (*Haykin S.*, 2008):

$$\varphi_i(\vec{x}) = \exp\left(-\alpha_i \cdot E_i(\vec{x})^2\right),\tag{3}$$

Каждый *j*-й нейрон (*j*=1,...,*K*) выходного слоя вычисляет линейную комбинацию выходов всех нейронов скрытого слоя $\varphi_i(\vec{x})$ умноженных на соответствующий весовой коэффициент w_{ij} :

$$y_{j}(\vec{x}) = \sum_{i=1}^{M} w_{ij} \cdot \varphi_{i}(\vec{x}).$$
(4)

Из (2)–(4) видно, что для эффективной эксплуатации НСМ необходимо определить параметры M, $\vec{c}_i = (c_{i1},...,c_{iN})^T (i=1,...,M)$, $\alpha_i (i=1,...,M)$ и $w_{ij} (i=1,...,M)$, (j=1,...,K), которые рассчитываются в процессе обучения НСМ.

5. Обучение нейросетевой модели

Обучение НСМ – важный этап в её разработке. Цель этого этапа заключается в нахождении параметров НСМ, доставляющих минимум функционалу:

$$\varepsilon = \frac{1}{2P} \sum_{j=1}^{P} \sum_{i=1}^{K} \left(\hat{y}_{i}^{j} - y_{i}^{j} \right)^{2},$$
(5)

где \hat{y}_{i}^{j} – желаемое значение выхода *i*-го нейрона выходного слоя для примера *j*;

 y_i^j – реальное значение выхода *i*-го нейрона выходного слоя для примера *j*;

Р – количество примеров для обучения.

Начальные значения w_{ij} (i=1,...,M), (j=1,...,K) выбираются случайным образом из интервала [0; 1].

Перед началом обучения все имеющиеся примеры (8137) были разделены на две части (~80%:20%): примеры для обучения (*P*=6400) и примеры для тестирования (*T*=1737).

Обучение нейронов скрытого слоя и определение их количества M производились предварительно. Сначала рассматривались входные данные первого примера из обучающего множества – \vec{x}^1 . В качестве \vec{c}_1 первого нейрона выбирался вектор, равный \vec{x}^1 , т.е. $\vec{c}_1 = \vec{x}^1$. Далее анализировался второй пример из обучающего множества \vec{x}^2 . Рассчитывалась евклидова норма $d = \|\vec{x}^2 - \vec{c}_1\|$. Если d оказывался меньше 0,1 (выбрано экспериментально), то образования ещё одного нейрона в скрытом слое не требовалось, но \vec{c}_1 изменялся по правилу $\vec{c}_1 = (\vec{x}^2 + \vec{c}_1)/2$. Если d > 0,1, то в скрытом слое создавался новый нейрон с центром $\vec{c}_2 = \vec{x}^2$. Третий пример из обучающего множества подвергался преобразованиям $d = \|\vec{x}^3 - \vec{c}_1\|$ либо $d = \|\vec{x}^3 - \vec{c}_1\|$ и $d = \|\vec{x}^3 - \vec{c}_2\|$. Если одна из полученных величин d > 0,1, то создавался третий нейрон с $\vec{c}_3 = \vec{x}^3$, в противном случае осуществлялась корректировка центров существующих нейронов $\vec{c}_1 = (\vec{x}^3 + \vec{c}_1)/2$ либо $\vec{c}_2 = (\vec{x}^3 + \vec{c}_2)/2$.

Эта процедура продолжается до тех пор, пока не будут рассмотрены все примеры P из обучающего множества. В результате её выполнения были сформированы M=5188 нейронов скрытого слоя с центрами $\vec{c_i}(i=1,...,M)$.

Определение ширины функции активации *i*-го нейрона скрытого слоя α_i осуществляется по методу *K*-ближайших соседей (*Bishop C.M.*, 2006). При этом α_i устанавливается равной среднему арифметическому евклидовых расстояний до десяти ближайших соседей, т.е. $\alpha_i = \frac{1}{10} \sum_{j=1}^{10} \vec{c}_j$, где ближайшие десять \vec{c}_j определяются сортировкой по возрастанию величин $\|\vec{c}_k - \vec{c}_i\|(k = 1, ..., M; k \neq i)$.

Для определения изменения весовых коэффициентов $w_{ij}(i=1,...,M)$, (j=1,...,K) выходов нейронов скрытого слоя к выходному, минимизирующих функционал (5), использовалась итерационная процедура градиентного спуска (*Blanzieri E.*, 1998):

$$w_{ij} = w_{ij} - \eta \frac{\partial E}{\partial w_{ii}},$$

где η=0,1 – коэффициент (шаг) обучения.

Изменение $w_{ij}(i=1,...,M)$, (j=1,...,K) продолжается до тех пор, пока значение ε не станет меньше 0,001.

6. Программная реализация

Для проведения экспериментальных исследований был разработан программный комплекс (ПК) на языке Java.

ПК включает:

- интерфейс для обучения НСМ, позволяющий настраивать параметры обучения (желаемая точность обучения, количество нейронов в скрытом слое, выбор первоначальных значений параметров НСМ и коэффициентов), а также производить обучение (рисунок 6);
- интерфейс для использования уже обученной НСМ, позволяющий вводить параметры ориентации КА, текущие значения температурных параметров и длительность передачи вручную или

с помощью файлов и рассчитывать температурные значения и их градиенты на конец заданного интервала времени (рисунок 7);

- программные модули для обучения HCM и её эксплуатации.

7. Экспериментальные результаты

Для обучения НСМ использовалась выборка в количестве 10553 примеров, которые были получены из данных, накопленных за время эксплуатации обсерватории «СПЕКТР-Р» с 18.07.2011 до 27.05.2016. Немаловажную роль в этой выборке играют аномальные ситуации, которые приводили к нагреву оборудования КА.

	Окно обучения	
Файл для обучения: 📵	берите *.csv файл Выбрать	Статистика
	Теремешать	
Размерность входа:	8	Датчик 239
Размерность выхода:	6	Датчик 624
	08	Датчик 625
Допустимая ошибка:	Пример: 0.005	
Начальная расстановка с	ентров: Случайным образом	•
	Depart for	
Фаил отчета:	Reportate	
Прошло времени:		
Текущая ошибка:	· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	
	Процесс обучения	
Пуск		Выход

рисунок 6. Интерфейс для обучения НСМ



рисунок 7. Интерфейс для использования НСМ



зелёный цвет – значения температуры на датчике T239; красный цвет – выход сети; жёлтый цвет – график ошибки сети. **рисунок 8.** Результаты работы на тестовой выборке

Предобработка данных позволила снизить объём выборки до 8137 примеров и отмасштабировать их в интервал [0; 1].

Выборка разбивалась на две части: обучающее множество и тестовое множество.

Время обучения НСМ на обучающей выборке до ошибки 0,001 на масштабированных данных составило ~2 часа.

При проверке обученной HCM на тестовом множестве T ошибка в результатах не превышала 6°C (рисунок 8). При эксплуатации HCM на данных, полученных после 27.02.2016, погрешность выхода также не превышала допустимой ошибки (максимальная ошибка была 8°C).

В ходе уже непосредственного тестирования программного комплекса для прогнозирования значений температур на более актуальных данных следует отметить, что 25.03.2016 была зафиксирована внештатная ситуация в ходе сеанса, в которой показания некоторых температурных датчиков ОНА КА превысили допустимые значения. НСМ определила значения выходных параметров на конец предполагаемого сеанса научных наблюдений с точностью, достаточной для того, чтобы полученную ситуацию трактовать как опасную и не давать разрешение на сеанс.

заключение

Предложена и реализована в составе программного комплекса нейросетевая модель, позволяющая по текущим температурным показателям на начало сеанса КА определять их значения на конец сеанса. Экспериментальные исследования подтвердили возможность использования разработанного комплекса в качестве эксперта. Представляемый подход к решению подобных задач показал свою целесообразность и перспективность. Вместе с тем недостаточная «надёжность» решения задачи не позволяет использовать его в качестве единственного средства прогнозирования температурных параметров КА. Это приводит к необходимости проведения новых исследований по разработке дополнительных инструментов для решения данной задачи.

список литературы

Войнаков С.М., Филиппова Е.Н., Шейхет А.И., Якимов В.Е. Функциональные ограничения на ориентацию бортовых и наземных средств в проекте «РАДИОАСТРОН» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 85-90.

Заславский Г.С., Захваткин М.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. и др. Баллистико-навигационное обеспечение управления полётом КА и выполнения научной программы проекта «РАДИОАСТРОН». 5 лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 25-37.

Кардашев Н.С. РАДИОАСТРОН – радиотелескоп много больше Земли. Научная программа // УФН. 2009. Т 179, № 11. С. 1191-1202.

Кардашев Н.С. и др. «РАДИОАСТРОН»: итоги выполнения научной программы исследований за 5 лет полета // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 4-24.

Bishop C.M. Information Science and Statistics. New York: Springer, 2006. 738 p.

Haykin S. Neural Networks and Learning Machines. Third Edition. Pearson Education. Prentice Hall, 2008. 889 p.

Blanzieri E. Learning Algorithms for Radial Basis Function Networks: Synthesis, Experiments and Cognitive Modelling. Center of Cognitive Science University and Polytechnic of Turin, 1998. 120 p.

Статья поступила в редакцию 29.05.2017 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ФЕРМЕННОЙ СЕКЦИИ НА НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ И ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КАРКАСА КОСМИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

RESEARCH OF INFLUENCE OF TRUSS SECTION PARAMETERS ON THE STRESS-STRAIN STATE AND DYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE SOLAR ARRAYS FRAME



В.В. Синявский¹, профессор, доктор технических наук, viktor.sinyavsky@rsce.ru; V.V. Sinyavsky



A.A. Смердов¹, аспирант, alexsmerdov@mail.ru; A.A. Smerdov



C.C. Лаврищев¹, sergey_lavrishchev@mail.ru; S.S. Lavrishchev

Рассматривается проект космической солнечной электростанции одного из перспективных экологически чистых источников энергии. Сборка станции осуществляется на низкой орбите, после чего происходит транспортировка на более высокую орбиту. Исследовано влияние длины секции фермы и характеристик стержней на жёсткостные и прочностные характеристики фермы. Проведён анализ переходного процесса, возникающего при воздействии двигателя на ферму при транспортировке.

Ключевые слова: напряжённо-деформированное состояние; ферменные конструкции; конечно-элементное моделирование; динамическое нагружение; солнечные батареи.

введение

Программы отдалённой перспективы освоения и практического использования космического пространства предусматривают создание околоземной инфраструктуры для решения ряда задач, в том числе и решения такой глобальной проблемы, как энергоснабжение Земли из космоса от космических солнечOne of the most promising sources of clean energy is space solar power stations. This article considers a project of a space solar power station to be assembled on LEO and to be transported to a higher orbit. The influence of the frame section length and rod's characteristics on the stiffness and strength characteristics of the frame is covered. The analysis is performed of the transition process resulted from the engine influence the frame during transportation.

Key words: stress-strain state; truss structures; finite-element modeling; dynamic loading; solar panels.

ных электростанций (Коротеев А.С., Семенов Ю.П., Семенов В.Ф., Сизенцев Г.А. и др., 2006). Однако их масштабное применение, связанное с развёртыванием на околоземных орбитах огромных конструкций, ограничивается, по крайней мере, двумя техническими проблемами:

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

1. Необходимостью обеспечения огромного грузопотока по направлению Земля – космос. Данная проблема может быть решена за счёт привлечения лунных ресурсов (Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы, 2011; Грибков А.С., Романов С.Ю., Севастьянов Н.Н., Синявский В.В., 2007; Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016). Однако развёртывание полномасштабной системы энергоснабжения Земли из космоса с использованием лунных ресурсов станет возможным только после отработки технологии космических электростанций, что невозможно без создания демонстрационных (пилотных) образцов системы умеренной мощности.

2. Необходимостью сборки огромных конструкций с помощью специальных сборочно-монтажных космических орбитальных станций с участием космонавтов-монтажников или роботизированными системами. Это означает, что сборка в космосе с участием человека должна проводиться на орбитах ниже первого радиационного пояса Земли, т.е. не выше 400–500 км. Возможно, более рациональным будет использование роботизированных сборочно-монтажных комплексов без непосредственного участия человека, в этом случае сборка может проводиться на оптимальных орбитах, в том числе более высоких.

После сборки крупногабаритные конструкции должны транспортироваться на рабочие орбиты. Однако такие собранные из блоков или модулей космические электростанции во избежание появления колебаний и разрушения собранная крупногабаритная конструкция с монтажно-сборочной орбиты на орбиту функционирования может транспортироваться только транспортным средством с двигательной установкой малой тяги. Среди таких двигательных установок наилучшими характеристиками обладают электроракетные транспортные аппараты, т.е. электроракетные межорбитальные буксиры на основе как солнечной, так и ядерной энергии (Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Легостаев В.П., Лопота В.А. и др., 2009; Ерофеев А.И., Никифоров А.П., Попов Г.А., Суворов М.О. и др., 2016; Хамии И.И., Филиппов И.М., Бурылов Л.С., Тененбаум С.М. и др., 2017).

При создании таких систем важным моментом является этапность, связанная с технико-экономическими ограничениями реального времени. Так, в (Коротеев А.С., Семенов В.Ф., Акимов В.Н., Кувшинова Е.Ю. и др., 2009) предлагается начать разработку космических электростанций с создания опытной электростанции электрической мощностью 5–15 МВт, функционирующей на солнечно-синхронной орбите высотой порядка 1700 км. При этом подчеркивается необходимость после сборки доставку на орбиту функционирования осуществлять только электроракетными двигателями. Однако и при использовании двигательных установок малой тяги спроектированная крупногабаритная конструкция должна обладать необходимой прочностью.

В настоящей работе рассматривается одна из проблем проектирования крупногабаритной ферменной конструкции с точки зрения обеспечения динамической устойчивости и прочности.

1. Описание конструкции

Рассматривается конструкция для солнечной батареи мощностью 10 МВт, представляющая собой многосекционную ферменную конструкцию, в центре которой находится электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ), создающая тягу. На ферме закреплены солнечные батареи. Предполагается сборка такой конструкции на низкой орбите с дальнейшей транспортировкой на более высокую орбиту при помощи ЭРДУ.

При удельной поверхностной энерговооружённости батарей 540 Вт/м² (*Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы*, 2011) их суммарная площадь составит около 0,02 км². Данной площади соответствует круг диаметром 160 м. Удельная масса батарей – 1,5 кг/м² (*Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы*, 2011). Таким образом, суммарная масса батарей 30000 кг.

Оптимальная тяга ЭРДУ, выводимой перспективной РН, около *F*=50 Н. Масса такой установки – 13 т (*Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы*, 2011).

2. Описание проблем проектирования

Напряжения при динамическом нагружении от воздействия двигателя можно описать переходным процессом, возникающим под воздействием сосредоточенной силы, переменной во времени. При этом напряжения в конструкции будут зависеть от прочностных и жёсткостных свойств конструкции, что определяется геометрией фермы и характеристиками сечения – диаметром стержня и толщиной. Для определения влияния данных параметров на характеристики фермы, а также с целью нахождения оптимальных значений параметров необходимо проведение параметрического анализа (Грабин Б.В., Давыдов О.И., Давыдов В.И., Жихарев В.И. и др., 1991; Баничук Н.В., Карпов И.И., Климов Д.М. и др., 1997; Баничук Н.В., 1986). Помимо этого, также возникает задача установления влияния длины стержня на динамические характеристики фермы.

3. Описание расчётной модели

Расчёт собственных частот и определение напряжений при вынужденных колебаниях, вызванных тягой двигателя, моделировались методом конечных элементов в комплексе Ansys15.0 (*Thomas C.J., Hilary Bart-Smith, Martin M., Judith W.*, 2007).

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ФЕРМЕННОЙ СЕКЦИИ НА НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ Состояние и динамические характеристики каркаса космических солнечных батарей

Для проведения данного моделирования была создана балочная модель с закреплёнными в узлах стержней массами, имитирующими ЭРДУ и солнечные батареи. Масса, имитирующая ЭРДУ, была закреплена в центре фермы. Центр фермы имеет ограничение на перемещения по всем степеням свободы, кроме перемещений по оси Z – оси, перпендикулярной плоскости фермы. Тяга F также прикладывалась к центру фермы в направлении Z. Расчётная модель изображена на рисунке 1.

Солнечные батареи в данном случае представляют собой плёнку и очевидно поэтому не вносят вклад в жёсткость фермы. Для моделирования влияния массы солнечных батарей на динамические характеристики фермы была рассчитана общая масса батарей, затем данное значение поделено на количество узлов. Таким образом, была рассчитана масса, которую необходимо закрепить в каждом узле фермы, чтобы смоделировать влияние батарей на динамические характеристики фермы. Все расчёты проводились для стержней, выполненных из алюминиевого сплава АМг6.



рисунок 1. Расчётная модель

4. Определение влияния длины стержня

На рисунке 2 представлен вид ферм с секциями различной длины. Форма колебаний, соответствующая первой собственной частоте, для секции длиной 20 м и 5 м представлена на рисунке 3.

С целью определения зависимости между динамическими характеристиками и длиной секции был проведён параметрический анализ. Зависимость между первой собственной частотой и длиной секции приведена на рисунке 4. Данный анализ проводился при постоянном значении массы фермы и диаметра стержней. Таким образом, с увеличением количества секций уменьшалась толщина стержней.

Результаты расчёта показали, что при уменьшении длины стержня и, как следствие, увеличении количества секций, динамические характеристики фермы улучшаются. Из рисунка 3 видно, что первая собственная частота f_1 при большой длине секции (рисунок 3а) фермы соответствует колебаниям диа-



рисунок 2. Вид фермы с секциями различной длины

гональных частей фермы относительно центра. Это объясняется тем, что в направлении X и Y ферма имеет большую жёсткость, чем в диагональном направлении. При уменьшении длины секции (рисунок 3б) количество секций увеличивается и жёсткость в диагональном направлении становится сопоставимой с жёсткостью фермы в направлениях X и Y. Поэтому, начиная с определённой длины секции, форма колебаний, соответствующая первой собственной частоте, меняется и становится осесимметричной. При этом увеличивается значение первой собственной частоты.



рисунок 3. Форма колебаний, соответствующая первой собственной частоте для фермы с секцией длиной 20 м (**a**) и 5 м (**б**)



рисунок 4. Зависимость первой собственной частоты свободных колебаний от длины секции при постоянных массе фермы и диаметре стержней

Таким образом, варьирование количества секций с уменьшением длины секции при проектировании крупногабаритной многосекционной фермы повышает динамические характеристики.

5. Определение влияния структурных параметров стержней на динамические характеристики

В качестве параметров варьирования принимались диаметр стержня и масса фермы. Значение массы фермы варьировалось от 200 кг до 1000 кг, диаметр – от 10 мм до 50 мм. Зависимость первой собственной частоты от данных параметров представлена на рисунке 5. Поскольку диаметр, толщина стержня и масса фермы однозначно связаны между собой, на рисунке 5 значение массы пропорционально значению толщины стержня.

Из рисунка 5 видно, что увеличение допустимой массы фермы, т.е. толщины стержней, как и диаметра стержней приводит к улучшению динамических характеристик. Поэтому увеличение обеих данных характеристик может быть эффективным способом повышения собственной частоты конструкции фермы.

6. Анализ прочности фермы

Прочность каркаса солнечных батарей при данной постановке задачи будет определяться следующими переходными процессами.

1. Достижение тягой двигателя номинального значения. Устанавливаются затухающие колебания. Максимальная амплитуда соответствует амплитуде первого периода колебаний.

2. Отключение двигателя. Устанавливаются затухающие колебания относительно начального положения.

Из анализа прочности фермы при указанных случаях нагружения следует, что наиболее опасным яв-



рисунок 5. Зависимость первой собственной частоты от диаметра и массы фермы

ляется первый случай нагружения. Данный процесс определяется максимальным значением тяги ЭРДУ и зависимостью тяги от времени. Для ЭРДУ характерно линейное изменение тяги. На рисунке 6 приведена зависимость тяги от времени при достижении тягой двигателя номинального значения.

7. Определение прочности фермы

При расчёте переходного процесса задавался коэффициент конструкционного демпфирования со значением 0,05. При достижении тягой двигателя номинального значения максимальные напряжения возникают в момент максимального отклонения фермы от начального положения. Напряжённое состояние фермы для данного момента времени представлено на рисунке 7 (толщина стержней отображена в масштабе 30:1), зависимость эквивалентных напряжений о_{экв} от времени на рисунке 8.



рисунок 6. Зависимость тяги ЭРДУ от времени

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ФЕРМЕННОЙ СЕКЦИИ НА НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ Состояние и динамические характеристики каркаса космических солнечных батарей



рисунок 7. Максимальные эквивалентные напряжения в ферме при переходном процессе, Па

Из рисунка 8 видно, что напряжения будут максимальными на первом периоде колебаний.

С целью определения влияния характеристик стержней на прочностные характеристики фермы был выполнен параметрический анализ, в ходе которого проводился расчёт переходного процесса для фермы с длиной секции 10 м, а также варьирование диаметра стержней от 5 мм до 55 мм и массы фермы от 200 кг до 2200 кг. Зависимость эквивалентных напряжений от варьируемых параметров приведена на рисунке 9.

Из анализа рисунка 9 видно, что поверхность, описывающую фермы с различными характеристиками стержней, можно условно разделить на две зоны. Зона 1 начинается с минимальных значений диаметров стержней и массы фермы. При увеличении этих характеристик напряжения в ферме уменьшаются. Однако после определённых значений этих параметров значения напряжений вырастают фактически скачкообразно (зона 2). При дальнейшем увеличении значений варьируемых параметров напряжения снова уменьшаются. Такой характер изменения напряжений объясняется изменением характера отклика конструкции при переходном процессе. На рисунках 10 и 11 изображено деформированное состоя-



рисунок 8. Зависимость эквивалентных напряжений от времени



рисунок 9. Зависимость напряжений от диаметра стержней и массы фермы

ние ферм, параметры которых находятся в зоне 1 и 2 соответственно.

При малых значениях диаметра стержня и массы фермы стержни имеют малую изгибную жёсткость, и после того как тяга достигает номинального значения, центр фермы остается в деформированном состоянии и колебания не возникают. Соответственно при больших значениях параметров жёсткость стержней достаточна для возникновения колебания и, таким образом, возникают колебания фермы между положениями, приведёнными на рисунках 11а и 11б.

Таким образом, из рисунка 9 видно, что для любых проектов фермы отношение предела прочности алюминиевого сплава АМг6 к действующим напряжениям будет больше единицы. Это говорит о том, что прочность фермы может быть обеспечена даже при малых значениях диаметра стержня и массы фермы, однако в таком случае поверхность солнечных батарей будет находиться в деформированном состоянии всё время транспортировки на более высокую орбиту.



рисунок 10. Деформированное состояние фермы с малыми значениями диаметра стержня и массы фермы





а – максимальное отклонение от начального положения;
 б – минимальное отклонение от начального положения.
 рисунок 11. Деформированное состояние фермы

с большими значениями диаметра стержня и массы фермы

выводы

Оптимальная ферма для крупногабаритных солнечных батарей должна обладать минимальной длиной секции. Из результатов расчёта видно, что, помимо толщины, на динамические и прочностные характеристики в значительной мере влияет диаметр стержней. Отсюда следует, что оптимизация характеристик сечения стержня при проектировании фермы является необходимой процедурой, позволяющей, помимо снижения массы, также добиться повышения динамических и прочностных характеристик фермы.

Из анализа полученных результатов также видно, что при переходном процессе в конструкции максимальные напряжения возникают в центре конструкции, а остальная часть является слабонагруженной. Из этого следует, что оптимальный каркас солнечных батарей должен состоять из стержней нескольких типоразмеров. Определение оптимального количества типоразмеров стержней и их параметров – предмет дальнейших исследований.

Были проведены расчёты и показано, что представляется возможным создание ферменной конструкции для солнечной батареи мощностью 10 МВт, выводимой ЭРДУ тягой 50 Н. Масса такой фермы составляет менее 1000 кг.

список литературы

Баничук Н.В. Введение в оптимизацию конструкций. М.: Наука, 1986. 304 с.

Баничук Н.В., Карпов И.И., Климов Д.М. и др. Механика больших космических конструкций. М.: Издво «Факториал», 1997. 302 с.

Грабин Б.В., Давыдов О.И., Давыдов В.И., Жихарев В.И. и др. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: учеб. для студентов втузов / Под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. М.: Машиностроение, 1991. 416 с.

Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Легостаев В.П., Лопота В.А. и др. Электроракетный транспортный аппарат для обеспечения больших грузопотоков в космосе // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2009. № 2. С. 101-111.

Грибков А.С., Романов С.Ю., Севастьянов Н.Н., Синявский В.В. Лунный добывающе-перерабатывающий комплекс на базе атомной теплоэлектростанции // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2007. № 3. С. 22-34.

Ерофеев А.И., Никифоров А.П., Попов Г.А., Суворов М.О. и др. Разработка воздушного прямоточного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 104-110

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-9.

Коротеев А.С., Семенов В.Ф., Акимов В.Н., Кувшинова Е.Ю. и др. Космическая система энергоснабжения Земли: эффективность, проблемы создания и применения // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2009. № 4. С. 3-20.

Коротеев А.С., Семенов Ю.П., Семенов В.Ф., Сизенцев Г.А. и др. Космическая техника и космонавтика в решении экологических проблем мировой энергетики XXI века // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2006. № 1. С. 142-155.

Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Науч. ред. В.П. Легостаев и В.А. Лопота. М.: РКК «Энергия». 2011. 550 с.

Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурылов Л.С., Тененбаум С.М. и др. Концепция перспективной космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального буксира // Космическая техника и технологии. 2017. № 1 (16). С. 32-40.

Thomas C.J., Hilary Bart-Smith, Martin M., Judith W. Finite element modeling and analysis of large pretensioned space structures // Journal of spacecraft and rockets. V. 44, No 1, January–February 2007. P. 183-193.

Статья поступила в редакцию 02.08.2017 г.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРЕТЬЕЙ КООРДИНАТЫ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ В ТЕХНОЛОГИИ РАДИОЛОКАЦИИ С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ

THE DETERMINATION OF THE THIRD COORDINATE OF RADAR IMAGE IN THE SYNTHETIC APERTURE RADAR TECHNOLOGY



А.Е. Евграфов¹, eae@laspace.ru; **А.Е. Evgrafov**



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



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

Анализируются системные принципы определения третьей координаты синтезированного изображения, рассматриваемой как высота над общеземным эллипсоидом в точке наблюдаемой поверхности. Даётся оценка необходимой точности измерений и её связи с системными параметрами мониторинга.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли; радиолокация с синтезированной апертурой; радиолокационный интерферометр; цифровая модель рельефа.

введение

Дистанционное зондирование Земли в оптическом диапазоне давно заняло своё прочное место в практике космического мониторинга. (Ефанов В.В., Семункина В.И., 2008). Вслед за ним широкое развитие получили системы радиолокационного космического наблюдения, входящие в арсенал средств наблюдения земной поверхности (Верба В.С. и др., 2010). Однако до недавних лет радиолокационные изображения (РЛИ), получаемые с космических аппаратов (КА) в ходе мониторинга по технологии радиолокации с синтезированием апертуры (РСА), были двумерными (Реутов А.П. и др., 1970; Буренин Н.И., 1972). Они были, по существу, некоторым аналогом и дополнением плановых фотосъёмок наблюдаемой поверхности Земли. Однако со временем появилось The system concept of determining the third coordinate in the synthesized image, considered as heights above the all-earth ellipsoid at the point of the observed surface. The assessment of the required measurement accuracy and its relationship to system parameters monitoring is presented.

Key words: remote Earth observations; synthetic aperture radar; radar interferometer; digital elevation model.

понимание того, что фазовая информация, содержащаяся в синтезированных РЛИ, в принципе позволяет определять рельеф наблюдаемой поверхности. Практические работы с использованием РСА для измерения земного рельефа с орбиты в последнее десятилетие интенсивно ведутся, и за рубежом уже достигнуты определённые и заметные результаты. Тем не менее, в литературе ощущается недостаток методической информации в указанной области. Сегодня на очереди стоит задача практического освоения подобной технологии и в России. Поэтому представляет интерес рассмотреть задачу определения рельефа в общей и системной постановке.

В литературе описывается (Krieger G. et al., 2010; Занин К.А., 2015; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2014)

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

общий принцип использования пары измерений наклонной дальности до одной и той же точки наблюдаемого объекта, полученных двумя КА. Эти измерения производятся по двум синтезированным РЛИ одного и того же парциального элемента разрешения (ПЭР) объекта, полученного при наблюдениях поверхности двумя РСА, находящимися на орбите низковысотных КА. Показано, что разность этих дальностей позволяет определить относительную высоту в точке наблюдаемого рельефа по некоторой геометрической схеме, описывающей эту пару измерений. При этом Земля обычно предполагается плоской или сферической, а геометрическая схема определения высоты рассматривалась только в одной плоскости. В известных источниках (Maurer E. et al., 2012) кооперированный полёт двух КА рассматривался в приближённой постановке полёта носителей РЛС по кеплеровой орбите. Однако в реальности пара КА составляет в пространстве интерферометрическую базу общего положения, а низковысотная орбита КА, используемая при наблюдениях, в действительности заметно отклоняется от кеплеровой (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2016, Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2017).

Внимательный анализ данных, сообщаемых в доступной литературе, приводит к выводу о том, что для измерений рельефа в целях практического применения к навигационному обеспечению КА должны предъявляться весьма высокие требования. Тот же анализ показывает, что имеющиеся материалы оставляют много открытых вопросов как методического плана, так и в отношении практических рекомендаций. Поэтому представляется целесообразным обратиться к рассмотрению системных принципов реализации технологии РСА в данном конкретном применении и уточнению методических оснований радиолокационного определения рельефа местности.

Измерения рельефа участка местности по наблюдениям с двух КА предполагают решение двух основных операций, а именно:

- использование практически приемлемого алгоритма определения высот в выбранных точках местности;
- организацию совместного полёта двух космических носителей РСА в конфигурации, обеспечивающей измерения высот выбранных точек зондируемой поверхности с заданным качеством.

Ниже предлагается рассмотрение первой из указанных операций, проведённое применительно к наиболее простой однопроходной схеме космической интерферометрии, реализуемой в тандемном полёте двух КА.

1. Навигационное обеспечение космической съёмки рельефа

Из самого существа схемы измерения рельефа по наблюдениям с двух КА следует, что она основана на корректно формализованных геометрических соотношениях между тремя точками. Этими точками являются два КА и точка наблюдаемой поверхности (рельефа). Отсюда следует, что прежде всего необходимо иметь текущие положения носителей КА, определённые в той или иной системе координат. Далее необходимо отправляться от определённого местонахождения конкретной точки наблюдаемого рельефа. В качестве такой точки служат радиолокационные изображения ПЭР объекта. Этот элемент также должен иметь привязку к некоторой системе координат (Занин К.А., 2013).

В случае космической съёмки координаты КА поставляются службой навигационно-баллистического обеспечения полёта КА. В практике космического мониторинга Земли для описания траекторий космических аппаратов используется геоцентрическая связанная (гринвичская) система прямоугольных координат (ГССПК).

Что же касается точки рельефа, то, поскольку она является парциальным элементом (пикселем) РЛИ участка поверхности Земли, то такое изображение может быть представлено в различных системах координат. С точки зрения пользователя обычно РЛИ представляет собой разновидность карт, составлением которых занимается геодезия. Геодезическая практика традиционно использует свои собственные системы координат, описывающие фигуру Земли, на поверхности которой отображается двумерная карта той или иной местности. В геодезии фигура Земли представляется эллипсоидом вращения с полярным сжатием (так называемым общеземным эллипсоидом – ОЗЭ). На ОЗЭ вводится система специальных координат, называемых геодезическими. Двумерная поверхность ОЗЭ представляет собой так называемую поверхность относимости, рассматриваемую как начало отсчёта, относительно которого определяется рельеф местности, и возвышение отдельных точек отображается над этой поверхностью. Система геодезических координат, вводимых на ОЗЭ, наглядна и хорошо представляет рельеф поверхности участков Земли. Поэтому она широко используется при составлении различных карт, а радиолокационное изображение в конечном счёте может представляться в том или ином варианте конкретной разновидности геодезических координат. Однако геодезические координаты на ОЗЭ в математических описаниях довольно сложны и громоздки, поэтому при операциях с отдельными точками рельефа в геодезии на равных правах используются и прямоугольные геоцентрические координаты. Примером может служить использование ГССПК при задании координат астропунктов, топографических знаков и измерительных пунктов в системах космических траекторных измерений.

Любые геометрические соотношения, касающихся трёх точек (а в нашем случае – это два КА и ПЭР), должны формулироваться в единой системе коор-

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРЕТЬЕЙ КООРДИНАТЫ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ В ТЕХНОЛОГИИ РАДИОЛОКАЦИИ С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ

динат. Поэтому возникает необходимость выбора единой системы координат, в которой должны задаваться исходные данные для определения высот, впоследствии изображаемых на участках ОЗЭ. Математические преобразования, использующие координатное представление тех или иных объектов в прямоугольной системе координат, прозрачнее и реализуются гораздо проще. Это обстоятельство определяет выбор ГССПК как единой основы, в которой и решается основная задача – определение высоты рельефа поверхности Земли по космическим измерениям наклонных дальностей. При необходимости полученные представления пересчитываются в другие используемые системы координат.

Поэтому далее положение любых точек РЛИ, связанных с ОЗЭ, как и самих КА, будет описываться в той же ГССПК, которая используется в системе навигационно-баллистического обеспечения полёта КА. Поскольку полёт КА – динамический объект, то ГССПК должна дополняться системой единого времени, составляя в совокупности с ней единую систему координатно-временного обеспечения. Примером такой системы служат отечественная система (ЕС КВО) ГЛОНАСС и её зарубежные аналоги, обеспечивающие полное координатно-временное описание любых динамических событий.

В геодезии и картографии возвышение любой точки рельефа принято определять по нормали к поверхности относимости, в качестве которой служит поверхность ОЗЭ. Поэтому измерение рельефа местности представляет собой разность измерений координат точки рельефа и лежащей под ней точки поверхности самого ОЗЭ. Последняя точка, в свою очередь, как точка привязки РЛИ ПЭР к ОЗЭ должна сопровождать каждый пиксель в матрице ПЭР синтезированного изображения (*Евграфов А.Е., Поль В.Г.*, 2015).

2. Принцип и схема измерения высоты рельефа

Рассмотрим схему измерений рельефа местности с использованием двух КА, измеряющих наклонные дальности до одного и того же текущего РЛИ ПЭР над поверхностью относимости. Так как в матрице пикселей РЛИ все координаты каждого элемента определены и известны, то поиск соответствующей пары измерений наклонной дальности в принципе затруднений не вызывает. Разность полученных дальностей несёт в себе информацию о третьей относительной координате рельефа, отсчитываемой по нормали к поверхности ОЗЭ.

Применительно же к рассматриваемой схеме будем считать, что сами КА (носители РСА), поверхность ОЗЭ и координаты пикселей РЛИ определяются во вспомогательной (локальной) текущей общей ГССПК, получаемой из стандартной ГССПК поворотами (рисунок). Ось *Z* направлена к середине текущего положе-

ния базы, образуемой КА 1 и КА 2, и играет роль местной вертикали. Ось *X* направлена по вектору скорости центра базы, а плоскость *ZY* является траверсной.

Пиксель РЛИ ПЭР находится над поверхностью ОЗЭ, расположен в плоскости YZ, и его привязка к поверхности ОЗЭ по оси Y задана координатой L. Измеряемый рельеф представляется точкой h, лежащей на нормали n_0 к ОЗЭ, проведённой через точку привязки РЛИ ПЭР. Угол, составляемый нормалью n_0 к ОЗЭ с осью Z (направление которой обозначено линией h_0), обозначен символом σ , проекции точки рельефа с высотой h на оси координат YZ обозначены соответственно h_y и h_z .

В соответствии со схемой, показанной на рисунке, будем считать, что координаты пары КА и ПЭР в ГССПК известны. Пара КА составляет измерительную базу, имеющую ориентацию общего положения относительно осей вспомогательной координатной системы. При этом сами координаты обоих КА и ПЭР будут отсчитываться относительно середины базы в осях ГССПК. Тогда координаты КА 1 и 2 будут равны

 $(dx_1, -dy_1, H-dz_1)$ и $(-dx_2, dy_2, H+dz_2)$.

Ясно, что относительные координаты концов базы равны по модулю, а длина базы

d=2[(dx₁+dx₂)²+(dy₁+dy₂)²+(dz₁+dz₂)²)^{0.5}.



Положение определяемого рельефа в ГССПК, а именно точки привязки РЛИ к поверхности ОЗЭ, от которой определяется высота, представлено координатами (0, L, 0) Точка рельефа h над точкой привязки обозначена координатами $(0, L+h_y, h_z)$, где координаты точки h также отсчитываются по осям введённого варианта ГССПК.

Тогда расстояние R от точек базы до поверхности относимости и точки рельефа определяется известной формулой $R=\sum[(x_{iKA}-x_{i\Pi \text{-P}})^2]^{0.5}$. Опорное расстояние от центра базы до точки привязки рельефа на поверхности относимости определяется как наклонная дальность R_0 , равная $R_0=(L^2+H^2)^{0.5}$. Расстояния от самих КА 1, 2 до точки рельефа h выражаются очевидными формулами

$$R_{1} = [(dx_{1})^{2} + (-dy_{1} - L - hy)^{2} + (H - dz_{1} - h_{z})^{2}]^{0.5};$$

$$R_{2} = [(-dx_{2})^{2} + (dy_{2} - L - hy)^{2} + (H + dz_{2} - h_{z})^{2}]^{0.5}.$$

Тогда, проведя очевидные преобразования, вынося величину R_0^2 из под радикала и используя первое приближение для квадратного корня вида $(1+\varepsilon)^{0.5} \approx (1+0.5\varepsilon)$, получим выражения для двух измеренных наклонных дальностей от КА 1, 2 до точки рельефа *h* в локальной ГССПК

$$\begin{split} &R_{1h} \approx R_0 \{ [R_0^2 + 0.5d^2 + (Ldy_1 - Hdz_1) + 0.5h^2 - Hh_z + h_z dz_1 + \\ &+ Lh_y + dy_1 h_y] / R_0^2 \}; \\ &R_{2h} \approx R_0 \{ [R_0^2 + 0.5d^2 - (Ldy_2 - Hdz_2) + 0.5h^2 - Hh_z - h_z dz_2 + \\ &+ Lh_y - dy_2 h_y] / R_0^2 \}. \end{split}$$

Для первой разности дальностей, $dR_{21h}=R_2-R_1$, введя для удобства альтернативные обозначения

 $dx_1 = dx_2 = dx, dy_1 = dy_2 = dy$ и $dz_1 = dz_2 = dz,$

найдём, что первая разность dR_{21h} наклонных дальностей $(R_{2h}-R_{1h})$ до точки h равна $dR_{21h}=[2(Ldy-Hdz)+2h_zdz+2h_ydy]/R_0$.

Отметим, что в этом выражении член 2(Ldy-Hdz)не зависит от величины h и лишь отражает общий случай ориентации базы в плоскости YZ. В частности, можно показать, что если проекция базы на плоскость YZ ортогональна направлению (центр базы – ПЭР), то этот член равен нулю.

Запишем разность dR_{21h} первых наклонных дальностей dR_{2h} , dR_{1h} для самой точки h, и такой же разности dR_{21h0} до точки её привязки на поверхности ОЗЭ (положив в последнем случае в выражениях для разностей dR_{2h} , dR_{1h} значение h=0). Затем определим вторую разность dR_h первых разностей дальности dR_{21h} и dR_{21h0} , а потом и саму величину h. Вторая разность dR_h разностей дальностей dR_{21h} , dR_{210} записывается как

$$dR_{h} = dR_{21h} - dR_{210} = (h_{y}2dy + h_{z}2dz)/R_{0} = (\mathbf{h}_{yz} \cdot \mathbf{d}_{yz})/R_{0}.$$
 (1)

Видно, что величина dR_h определяется скалярным произведением векторов $\mathbf{h}_{yz}(h_y, h_z)$ и $\mathbf{d}_{yz}(2dy, 2dz)$, где вектор \mathbf{d}_{yz} – проекция самой базы на плоскость YZ. В развёрнутом виде правую часть выражения скалярного произведения в (1) по его определению можно записать как

$$dR_h = |\mathbf{h}_{yz}| \cdot |\mathbf{d}_{yz}| \cos(\theta) / R_0, \qquad (2)$$

где угол θ – угол между векторами \mathbf{h}_{yz} и \mathbf{d}_{yz} (см. рисунок). Угол вектора \mathbf{d}_{yz} , отсчитанный от оси Z (по часам), определяется проекциями dx_2 , dy_2 половины базы d, а угол σ вектора высоты \mathbf{h} к ОЗЭ, отсчитанный от оси Z (в том же направлении), есть угол радиус-вектора точки привязки измеряемой высоты, отсчитанный относительно оси Z (по часам). Разность этих двух углов определяет угол θ . Строго говоря, определяя θ , следовало бы учесть поправку на различие между географической и геодезической широтами. Однако погрешность в значении самого угла σ невелика, она равна нулю при X=Y=0 и не превышает максимальной разности, равной $\approx 12'$ на широте 45° (*Абалакин В.К.*, 1981), поэтому ею можно пренебречь.

Тогда, определив угол θ , сразу из выражения (2) можно окончательно определить высоту рельефа h как модуль $|\mathbf{h}_{yz}|$ вектора \mathbf{h}_{yz}

$$\mathbf{h}_{yz} = (dR_h | R_0 |) / (|\mathbf{d}_{yz} | \cos(\theta)).$$
(3)

Модуль вектора $|\mathbf{d}_{yz}|\cos(\theta)$ (т.е. проекция вектора \mathbf{d}_{yz} на вектор \mathbf{h}_{yz}) можно называть эффективной базой, и далее его удобно обозначать просто как d_Z . Таким образом, высота h ГССК определяется разностью наклонных дальностей dR_h , до одного и того же пикселя, наклонной дальностью пикселя R_0 относительно центра базы и эффективной базой d_Z . Заметим, что если точка привязки рельефа не лежит в траверсной плоскости (её координата: $\mathbf{h}_{xyz}=(h_x, h_y, h_z)$), то нетрудно, действуя как и выше, показать, что выражение (1) уточняется и принимает вид

$$dR_h = dR_{21h} - dR_{210} = (h_x 2dz + h_y 2dy + h_z 2dz)/R_0 = (\mathbf{h}_{xyz} \cdot \mathbf{d}_{xyz})/R_0.$$

Общий ход анализа остаётся прежним.

Полученные выражения (1)–(3) для точки привязки, расположенной на траверсе, можно упростить. Примем во внимание, что угол σ для геометрии радиолокационного мониторинга с низковысотной орбиты вообще мал, и по величине не может превышать $\approx 10^{\circ}$. Так как h_z является проекцией вектора высоты \mathbf{h}_{xyz} на ось Z, а значение $\cos(10^{\circ})=0.985$ (близко к единице), то практически всегда для самой высоты h можно принять $h\approx h_z$. При этом эффективная база d_Z просто равна удвоенной проекции dz. Тогда выражения (1), (3) приобретают простой вид

$$dR_h = h(d_Z/R_0); \tag{4}$$

$$h = dR_h(R_0/d_7). \tag{5}$$

Именно эти выражения и встречаются в цитируемой литературе.

3. Об особенностях измерения высоты рельефа

Итак, оказывается, что для определения высоты рельефа над ОЗЭ необходимо, во-первых, иметь две разности двух измерений наклонных дальностей. Первая разность представляет собой разницу реаль-

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРЕТЬЕЙ КООРДИНАТЫ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ В технологии радиолокации с синтезированием апертуры

ных измерений наклонных дальностей от двух КА, составляющих базу d, до пикселя, представляющего точку определяемого рельефа. Вторая же разность представляет собой разницу виртуальных измерений наклонных дальностей до точки привязки пикселя, высота h которого измеряется. Эти виртуальные измерения должны находиться соответствующим расчётом, поскольку для их определения все необходимые данные (координаты обоих КА и точки привязки пикселя, математическое описание поверхности относимости) имеются.

Во-вторых, из (5) видно, что определяемая высота рельефа h есть вторая разность дальностей dR_h , но умноженная на коэффициент (R_0/d_z), который, как следует из геометрии наблюдения Земли с орбиты, существенно превышает единицу. Отсюда следует, что для практически определяемого диапазона высот h абсолютные значения величины ΔR оказываются весьма малыми.

Например, пусть R₀=700 км, эффективная база $d_{Z}=0.7$ км и отношение (d_{Z}/R_{0})=0.001. Тогда величине h=20 м будет соответствовать разность наклонных дальностей dR_h , равная всего лишь 2.0 мм. Следовательно, высоту h по такой малой величине разности дальностей dR_h можно определить, лишь измеряя её по задержке фазы несущей принятых сигналов. Это обстоятельство наглядно показывает, почему в литературе реализация измерения рельефа рассматривается лишь по схеме разности двух фазовых измерений, применяемой в интерферометрии (правда, рассматриваемая интерферометрия традиционно применяется для измерения угловых координат весьма удалённых объектов). В нашем случае возможность измерения дальностей позволила использовать исключительно линейные координаты наблюдаемых объектов и получить прозрачные результаты, не привлекая неадекватные схемы и лишние переменные.

Рассмотрим ошибки измерения высоты *h*. Из выражения (5) следует, что измерение величины h определяется переменными: собственно измерениями высоты dR_h в линейной мере дальностей, а также значениями наклонной дальности R₀ и эффективной базы d_z, сопровождающих процесс измерения. Взяв выражение (5) и найдя производные высоты h по переменным dR_h , R_0 и d_Z , получим, что относительные ошибки по ним составляют соответственно $\Delta(dR_h)/dR_h$, $\Delta R_0/R_0$ и $-\Delta dz/d_Z$. Обращаясь к практическим значениям переменных R_0 и dz, можно видеть, что влияние погрешностей определения размера эффективной базы d_Z на результаты измерения высоты h на два порядка сильнее, и погрешностью за счёт вариаций величины *R*₀ можно пренебрегать. Поэтому ошибка измерения высоты практически определяется суммой относительной ошибки измерений величины dR_h и такой же ошибки задания эффективной базы d_Z .

Далее показано (Кокорин В.И., Поль В.Г., 2007; Еверафов А.Е., Поль В.Г., 2014), что при выборе естественных безразмерных единиц измерения задержки радиочастотного сигнала (т.е. дальности) в линейной мере dR_h и по полному набегу фазы φ_h ($\varphi_h \ge 2\pi$) несущей радиочастотного сигнала эквивалентны: $R/\lambda = \varphi/2\pi$. Тогда, заменяя выражение для dR_h в формулах (4), (5) на эквивалентный полный набег второй разности фаз ($d\varphi_h/2\pi$) λ , получим альтернативные выражения, полностью эквивалентные формулам (4), (5)

$$(d\varphi_{h}/2\pi)\lambda = h(d_{Z}/R_{0});$$

$$h = (d\varphi_{h}/2\pi)(\lambda R_{0}/d_{Z}).$$
(6)

Однако при этом оказывается, что высота рельефа h определяется по измеряемой разности фаз $d\varphi$, которая, по определению, ограничена одним циклом фазы ($d\varphi < 2\pi$) и поэтому неоднозначна. Поэтому измерения высоты h также становятся неоднозначными периодическими величинами и приобретают свой период $h_{2\pi}$. Последний находится из формулы (6) при условии $d\varphi_h=2\pi$:

$$h_{2\pi} = (\lambda R_0 / d_Z). \tag{7}$$

Заметим, что, обратившись к формуле (5), взяв значение $h=h_{2\pi}$, определенное выражением (7), сразу получим величину $dR_h=\lambda$. Из (6), (7) прямо следует, что ошибки определения величин h и $h_{2\pi}$ определяются, как и ранее, ошибками измерения полного набега второй разности фаз $d\varphi_h$, погрешностями значений наклонной дальности R_0 и эффективной базы d_Z . Влияние погрешностей задания R_0 и d_Z на ошибки измерения высоты h уже было определено выше, и теперь остаётся рассмотреть ошибки, возникающие за счёт фазовых измерений.

Переходя к последним, нужно учитывать различие между полным набегом фазы $d\varphi_h$ и измеряемой фазой $d\varphi$, связь между которыми даётся соотношением $(d\varphi_h/2\pi)=(d\varphi/2\pi)+N_h2\pi)$. Имея в виду последнее, запишем с учётом формул (6), (7) выражение для высоты рельефа *h* в виде суммы и сопоставим его с прежним определением высоты (выражение (5)):

$$h = \{\lambda[(d\varphi/2\pi) + 2\pi N_h]\}(R_0/d_Z) = dR_h(R_0/d_Z).$$
(8)

Можно видеть полную аналогию предыдущему определению высоты (5). Выражение в фигурных скобках есть альтернативная запись измерения разности наклонных дальностей dR_h . Первый член (8) в фигурных скобках представляет собой результат измерения фазы $d\varphi$ (и высоты) в одном цикле 2π (в одном периоде $h_{2\pi}$), но выраженный в линейной мере высот (метры). Второй член в тех же скобках есть целочисленное дополнение результата измерения до значения полной фазы $d\varphi_h$ (полной высоты h). Он не зависит от измеряемой фазы, и его вклад в ошибки (за счёт вариаций переменных dR_h , R_0 , d_z) уже был рассмотрен ранее. Остаётся заняться ошибкой, возникающей при измерении полной фазы $d\varphi_h$.

Абсолютная ошибка измерения полной фазы $d\phi_h$, в соответствии с (8), определяется ошибкой измеряемой фазы $d\phi$ в одном цикле, и её значение в единицах определения высоты даётся производной выражения (6), равной $\Delta d\phi (dh/d\phi_h) = h_{2\pi}/2\pi$. Найдя по выражению (8) производную высоты h по измеримой фазе $d\phi$, получим, что относительная ошибка фазовых измерений определения высоты dh определяется как $\Delta (d\phi)/d\phi$. Величиной последней можно задаваться, исходя из прогноза минимально технически возможного значения.

За исключением пока не определённого коэффициента N_h , все остальные параметры, определяющие выражения $\Delta(d\varphi)/d\varphi$ и $\Delta(d_Z)/d_Z$, находятся в распоряжении разработчика системы. Таким образом, на практике разработчику необходимо разбираться с распределением относительных весов этих двух составляющих в бюджете общей ошибки $\Delta h/h$ и, при возможности, находить компромисс между частными ошибками Δh , Δz , $h_{2\pi}$. Определение же конкретного значения N_h составляет самостоятельную задачу разрешения неоднозначности периодических измерений и в рамки настоящей статьи не входит.

Ошибки измерения фазы $d\varphi$ следует рассматривать как в относительной мере, так и в абсолютной. Что касается первых, то очевидно, что относительные ошибки измерения фазы, как периодической величины с фиксированным периодом 2π (т.е. в долях цикла), будут определять и диапазон возможных ошибок измерения высоты h. При этом максимальные и минимально возможные ошибки измерения фазы будут заключены в определённых практических пределах, которые удобно выражать в относительных величинах.

В свою очередь, измерения высоты h также оказываются аналогичной периодической величиной, имеющей тот или иной период $h_{2\pi}$. Предельно возможные относительные ошибки отсчёта высоты h, выраженные в долях её периода $h_{2\pi}$, также будут заключены в тех же пределах. Следовательно, относительные ошибки измерения фазы, выраженные в долях её цикла, продиктуют и те же пределы относительных ошибок определения высоты рельефа, но уже выраженных в долях периода $h_{2\pi}$.

Переходя к абсолютным ошибкам измерения высоты, необходимо учитывать, что значение её периода $h_{2\pi}$, в отличие от фиксированного периода измеряемой фазы 2π , будет переменным и определяться в соответствии с выражением (7) конкретным значением отношения (R_0/d_Z). В действительности абсолютные ошибки измерения высоты будут определяться вели-

чиной эффективной базы d_z , изменения которой максимально влияют на отношение (R_0/d_z).

Для иллюстрации типичных соотношений между ошибками измерения высоты h и размером эффективной базы d_z рассмотрим несколько характерных оценочных ситуаций, возникающих при определении высот рельефа. Для конкретности примем, что относительные фазовые ошибки заключены в пределах $d\phi = (0.02 \div 0.20)2\pi$, а $R_0 = 1000$ км. В радиолокации пределы таких ошибок измерений фазы ориентировочно характеризуют практически весь диапазон возможных случаев приёма радиолокационных сигналов от хорошо измеримых фаз несущих по сильным сигналам и до измерений, производимых на пороговых уровнях (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2014). Тогда, обращаясь к измеряемым высотам h, и выражению (6) можно принять, что их значения, лежащие в пределах $(0 \div h_{2\pi})$, будут отягощены относительными ошибками *dh*, лежащими в пределах $dh = (0.02 \div 0.20)h_{2\pi}$.

Набор вариантов размеров баз, отношений (R_0/d_Z), периодов однозначности $h_{2\pi}$ и пределов абсолютных ошибок измерения высот dh (в привычных линейных мерах) представлен в таблице. Значение наклонной дальности R_0 выбрано типичным для орбиты радиолокационного мониторинга и максимальным, а длина волны несущей (рассматриваемая как константа) выбрана равной $\lambda=3$ см. Данная таблица даётся как пример, который позволяет показать проблему выбора размера базы при заданных ошибках измерения высот рельефа.

Из таблицы следует, что при необходимости получить ошибки измерения высоты порядка единиц метров необходимо использовать эффективную базу, лежащую в пределах немногих сотен метров.

Приведём пример оценки вариантов сочетаний параметров системы. Положим, что составляющие суммы в (8) должны быть равны друг другу, и пусть относительные ошибки измерения фазы (первый член формулы (8)) равны 0.01 (3.6°). Тогда второй член в той же сумме должен равняться этой величине и иметь вид $N_h\Delta(d_Z)/d_Z=0.01h_{2\pi}$. Выберем в таблице, например, базу $d_{Z}=300$ м, что даст $h_{2\pi}=100$ м. Тогда ошибка в размере базы составит $\Delta(d_z)=1$ м, а N_h=0.01(1 м/300 м)=3.3 и h_{max}=4h_{2π}=400 м. Полученное значение N_h означает предел, при превышении которого относительные ошибки dh измерения высоты *h* возрастут сверх удвоенного значения, принятого равным 0.01. Если допустить ошибки определения базы d_{Z} увеличенными в 10 раз, то предел h_{max} = возрастёт также в 10 раз и составит h_{max}=4000 м при

таблица – Ошибки измерения высоты dh при $R_0=1000$ км и $\lambda=3$ см

	-	· ·				
<i>d</i> _z , м	100	300	1000	3000	10000	30000
<i>R/d</i> _z , б/р	104	3.3·10 ³	10 ³	3.3·10 ²	10 ²	3.3·10 ¹
<i>h</i> _{2π} , м	300	100	30	10	3.0	1.0
<i>dh</i> , м	3÷30	1÷10	0.3÷3	0.1÷1.0	0.03÷0.3	0.01÷0.1

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРЕТЬЕЙ КООРДИНАТЫ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ В ТЕХНОЛОГИИ РАДИОЛОКАЦИИ С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ

значении N_h =33. Напротив, если увеличить допустимую ошибку измерения фазы лишь вдвое (до 0.02), то при начальной ошибке размера базы $\Delta(d_Z)$ =1 м получим N_h =7 и h_{max} =2100 м. То есть при умеренном усложнении эффективности алгоритма раскрытия неоднозначности диапазон определения высот с допустимой ошибкой *dh* существенно расширился.

Таким образом, показано, что преобладающим фактором, определяющим и одновременно ограничивающим определение высот рельефа h с нужной точностью, в первую очередь являются ошибки определения значений измеряемой разности фаз $d\varphi$, вслед за которыми появляются ошибки определения размера эффективной базы d_z .

На практике, конечно, для проведения измерений по фазе несущей необходимо обеспечить когерентность зондирующих сигналов для обоих КА. В свою очередь, это требует применения дополнительных и довольно непростых аппаратных дополнений в бортовой аппаратуре обоих КА. Кроме того, неоднозначность измерений полной фазы φ_h несущей существенно усложняет технологию измерений рельефа по полной фазе несущей. В литературе приводится большое количество способов разворачивания результатов измерений фазы до ее полного набега. Но задача разработки простых, эффективных и надёжных алгоритмов обработки фазовых измерений в полной области определения фазы (на протяжении многих циклов) ещё ждёт своего решения. Поэтому дальнейшее рассмотрение технологии измерения рельефа выведено за рамки настоящего изложения.

заключение

В статье рассмотрен пространственный случай определения высот земного рельефа при космическом радиолокационном наблюдении Земли по технологии PCA. Отмечается дефицит информации в доступной литературе и необходимость дополнительного общего и системного рассмотрения проблемы.

Анализируется необходимая исходная информация, и показана определяющая роль использования данных навигационно-баллистического обеспечения полёта КА как основы дальнейших представлений всех взаимодействующих элементов системы космического мониторинга. Подчёркивается, что эта основа должна представлять собой единое координатно-временное обеспечение, поставляемое в геоцентрической связанной системе координат и распространяемое как на космические элементы системы, так и на наземные объекты.

Рассмотрена методология получения необходимой точности и её связи с параметрами системы неоднозначных измерений разностей наклонных дальностей, производимых по фазе несущих частот принятых радиосигналов. Отмечается необходимость и общего системного подхода к раскрытию неоднозначности.

список литературы

Абалакин В.К. Астрономический календарь, постоянная часть. М.: ГР ФМЛ, 1981. 704 с.

Буренин Н.И. Радиолокационные станции с синтезированной антенной. М.: Советское радио, 1972. 160 с.

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010. 674 с.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу космической съемки рельефа земной поверхности радиолокатором с синтезированием апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 44-49.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры и координатная привязка полученных изображений // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 14-18.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата I // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 67-74.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата II // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 68-76.

Ефанов В.В., Семункина В.И. Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения // Полет. 2008. № 3. С. 12-17.

Кокорин В.И., Поль В.Г. Технология радиолокации с синтезом апертуры. Красноярск: СФУ, 2007. 204 с.

Занин К.А. Анализ качества координатной привязки изображений космического радиолокатора с синтезированной апертурой // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 34-39.

Занин К.А. Основы математического моделирования информационного тракта космических радиолокаторов с синтезированной апертурой. М.: Изд-во МАИ, 2015. 148 с.

Реутов А.П., Михайлов Б.А., Кондратенков Г.С., Бойко Б.В. Радиолокационные станции бокового обзора. М.: Советское радио, 1970. 360 с.

Krieger G. et al. Interferometric Synthetic Aperture Radar (SAR) Missions Employing Formation Flying // Proc. of the IEEE. May 2010. V. 98, № 5. P. 816-843.

Maurer E. et al. Dual Satellite Operations in Close Formation Flight // SpaceOps 2012 Conference. Stockholm, Sweden, 2012. 8 p.

Статья поступила в редакцию 13.06.2017 г.

К ВОПРОСУ ПРИМЕНЕНИЯ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ СВАРНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ И РАЗМЕРНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ. ОБЗОР



И.В. Стрельников¹, кандидат технических наук, i.v.str@yandex.ru; **I.V. Strelnikov**

В статье приведена предварительная оценка эффективности проведения вибрационной обработки в качестве альтернативы термической обработки заневоленной сварной конструкции космических аппаратов. На основании аналитического обзора показано, что вибрационная обработка не может являться альтернативой термической обработке сварных конструкций, заневоленных в жёсткой оснастке, но может позволить создавать универсальные сборочносварочные кондукторы, предназначенные для вибрационной обработки конструкции в заневоленном состоянии и термической обработки уже освобождённой конструкции.

Ключевые слова: вибрационная обработка; термическая обработка; сварное соединение; релаксация напряжений; процесс сварки с вибрацией; стабильность размеров; сварочный кондуктор.

В условиях единичного и мелкосерийного производства уникальных конструкций космических аппаратов (КА) актуальным является изготовление высокоточных, с высокой размерной стабильностью во времени, а следовательно, и с максимально сниженным уровнем остаточных напряжений рамных сварных конструкций (платформы, оптические

ON THE ISSUE OF APPLYING VIBRATION TREATMENT OF SPACECRAFT WELDED STRUCTURES TO IMPROVE THE ACCURACY AND DIMENSIONAL STABILITY. REVIEW



К.Е. Пономарев¹, kep@laspace.ru; **К.Е. Ponomaryov**

The article presents a preliminary evaluation of the effectiveness of the vibration treatment as an alternative heat treatment of the fastened welded construction of the spacecraft. On the basis of analytical review, it is shown that vibration treatment can not be an alternative to heat treatment of fastened welded construction, but may allow the creation of universal assembly-welding fixtures, allowing for a vibration treatment of the fastened construction, and then heat treatment of the already released construction.

Key words: vibration treatment; heat treatment; welded joint; stress relief; vibration welding process; dimensional stability; welding fixture.

«скамьи») (Мартынов М.Б. и др., 2016; Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016).

При изготовлении сварных конструкций КА широкое применение нашла дуговая сварка благодаря своей технологичности, универсальности и относительно невысокой стоимости. Однако процесс сварки сопровождается резким неравномерным нагревом

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

К ВОПРОСУ ПРИМЕНЕНИЯ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ СВАРНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ Аппаратов для повышения точности и размерной стабильности. Обзор

сварной конструкции энергией движущейся дуги, а также неравномерным и быстрым последующим остыванием. Температурные расширения и сокращения металла сопровождаются временными деформациями и соответствующими им напряжениями. При достижении напряжениями предела текучести, значение которого понижается при повышенных температурах, происходит пластическая деформация. Таким образом, термодеформационный цикл дуговой сварки приводит к искажению формы и размеров конструкции, что затрудняет процесс дальнейшей сборки, увеличивает припуски на механическую обработку, ухудшает восприятие видовых поверхностей и может приводить к браку (Винокуров В.А., Григорьянц А.Г., 1984; Теория сварочных процессов, 2007; Сагалевич В.М., Савельев В.М., 1986; Сагалевич В.М., Басиев К.Д., 1971; Sedec P., 1997).

Например, в работе (*Сагалевич В.М.*, 1969) приведены результаты измерений перемещения поверхности обечаек из сплавов АМц и АМг6 в зоне кольцевого шва непосредственно после сварки неплавящимся электродом в среде защитного газа в два прохода, второй – с присадочным материалом (рисунок 1). Выявлено, что кромки свариваются под некоторым углом друг к другу, образуя «домик». Так, для обечайки диаметром 600 мм и толщиной 6 мм перемещение в месте наложения шва составляет 1–5 мм. Таким образом, хотя по сравнению с диаметром перемещение оболочки в зоне сварного шва невелико, оно доходит до полутора – двукратных значений толщин.

Также следует принимать во внимание самопроизвольное деформирование с течением времени вследствие релаксации остаточных напряжений, что может приводить к появлению недопустимых отклонений после этапа механической обработки и контроля (*Винокуров В.А., Григорьянц А.Г.*, 1984; *Сагалевич В.М., Басиев К.Д.*, 1971; *Sedec P.*, 1997).

В работе (*Жданов И.М., Дыхно С.Л. и др.*, 1986) показано влияние времени «вылёживания» на величину пластической деформации укорочения в свар-











рисунок 2. Изменение величины пластической деформации в сварных соединениях с использованием прижимов различной конструкции (*Жданов И.М., Дыхно С.Л. и др.*, 1986)

ных тонколистовых соединениях сплава АМг6. Эксперимент был обобщён для прижимных элементов с различной степенью отвода тепла сварочной дуги: стальных – 1, медных с теплоизолирующим слоем – 2, а также наборных медных с теплоизолирующим слоем – 3 (рисунок 2). В образцах, сварка которых осуществлялась при максимальном теплоотводе, пластическое укорочение минимально, а с течением времени после сварки изменяется незначительно. В то же время уменьшение отвода тепла из зоны сварки приводит к росту степени релаксации напряжений во времени и, соответственно, к увеличению пластической деформации.

Для предупреждения и минимизации послесварочных деформаций и напряжений применяются различные конструкторско-технологические приёмы, заключающиеся в уменьшении тепловложения (уменьшение сечения сварного шва, оптимизация теплового режима сварки, интенсификация теплоотвода из околошовной зоны, применение способов сварки с пониженным тепловложением: импульсной, Surface Tension Transfer (STT), Cold Metal Transfer (CMT)), компенсации или уравновешивании деформаций (применение предварительных обратных деформаций, назначение припусков на усадку, симметричное центру тяжести конструкции расположение сварных швов, применение рациональной последовательности сборки и сварки) (Сальманов И.Д. и др., 2014).

Однако в ряде случаев применение общих конструкторско-технологических приёмов оказывается недостаточным – например, при наличии жёстких требований к взаимному расположению конструктивных элементов, при большой концентрации сварных швов или при податливой, нежёсткой сварной конструкции (*Сагалевич В.М., Савельев В.М.,* 1986; *Сагалевич В.М.,* 1974). Радикальным способом обеспечения заданных форм и размеров таких сварных конструкций является их сборка и сварка в жёстких, точных кондукторах с последующей термической обработкой (TO) в том же кондукторе.

ТО является традиционным и достаточно изученным способом, позволяющим уменьшить послесварочные напряжения, а также обеспечить стабильность размеров и формы сварной конструкции в течение времени и после механической обработки. При общей ТО всю сварную конструкцию нагревают до определённой температуры, выдерживают до уменьшения и перераспределения сварочных напряжений, а затем охлаждают. При местной ТО нагреву, выдержке и охлаждению подвергается локальная часть сварной конструкции. Вводимое тепло снижает предел текучести материала, в результате чего происходят пластические деформации. Однако, в отличие от сварочного термического цикла, ТО происходит с плавным нагревом и охлаждением, со значительной выдержкой, а также имеет рассредоточенный характер теплового воздействия. Поэтому образования новых остаточных напряжений и деформаций практически не происходит. Таким образом, с целью снятия возникающих напряжений (что обеспечивает стабилизацию формы и размеров во времени) технологический процесс изготовления сварных конструкций, как правило, включает в себя сборку с заневоливанием в специальной оснастке, сварку заневоленной конструкции и последующую ТО сваренной конструкции совместно с заневоливающей оснасткой. Соответственно, стоимость используемых в настоящее время специальных материалов и фактически одноразовой специальной оснастки составляет заметную долю в общей стоимости высокоточной, высокостабильной сварной конструкции КА. Следует отметить и такие недостатки ТО, как большие затраты энергии, ограничения размеров сварной конструкции размерами печи, возможное нежелательное изменение свойств материала сварной конструкции, а также значительные капитальные затраты на приобретение, монтаж и обслуживание оборудования (Корольков П.М., Ханапетов М.В., 1987; Shaikh S.N., 2016; Ratnathicam Shantini., 1979).

В таком случае целесообразно внедрение технологических процессов, позволяющих уменьшить или перераспределить послесварочные напряжения и деформации путём наложения на сварное соединение различных внешних возмущений (*Сагалевич В.М., Савельев В.М.*, 1986; *Сагалевич В.М.*, 1974). Получили широкое распространение способы пластического деформирования, к которым относят прокатку сварных швов роликами, нагружение сварной конструкции, наклёп бойковыми инструментами или дробью, а также проковку. Данные способы достаточно эффективно перераспределяют остаточные напряжения посредством вводимой механической энергии, стимулирующей деформацию в разных зонах сварных соединений, а также значительно уменьшают послесварочные деформации, при повышении механических свойств наплавленного металла и усталостной прочности. Однако применение пластического деформирования (проковка, прокатка, растяжение) ограничивается прежде всего листовыми конструкциями и малоприменимо к сложным пространственным фермам и конструкциям. В то же время наклёп бойковыми инструментами или дробью эффективен для повышения усталостной прочности, но малоприменим для уменьшения деформаций от сварки и для стабилизации размеров (Coules H.E. et al., 2013; Суров В.И., Иванов Ф.И. и др., 1971; Мейстер А.М., 1970; Сидоров М.М., 2014).

Также альтернативным термообработке способом уменьшения послесварочных напряжений и деформаций является вибрационная обработка (ВО). Ещё в конце 60-х – начале 70-х годов прошлого века известными учёными, например доктором технических наук В.М. Сагалевичем и доктором философии R. Dawson, выдвигались идеи о снижении сварочных напряжений и следовательно, деформаций, воздействием на сварной шов (сварную конструкцию) различного рода колебаний (ультразвукового диапазона, низкочастотной вибрации). Такие технологии, не требующие высокотемпературной обработки, имеют определённую привлекательность для решения вышеуказанных задач (*Сагалевич В.М., Савельев В.М.,* 1986; *Сагалевич В.М.*, 1974; *Dawson R.*, 1975).

В последние десятилетия на сварочных выставках демонстрируются, а в специализированных журналах – публикуются данные о разработках и серийном выпуске оборудования для проведения виброобработки сварных конструкций, а также о методиках оценки эффективности проведения ВО. В проспектах фирмы «Магнит-плюс» (Санкт-Петербург) приводятся данные о высокой эффективности предлагаемой ВО для крупногабаритных стальных конструкций (трубопроводов большого диаметра). Также известны зарубежные фирмы, такие, как VSR Technology Group, Meta-Lax, Stress Relief engineering company (Formula 62), ICMET Craiova (*http://www.meta-lax.com; http://www. stressreliefengr.com; http://www.icmet.ro*).

Для предварительной оценки эффективности проведения ВО в качестве альтернативы ТО заневоленной сварной конструкции КА был проведён аналитический обзор, представленный ниже.

К ВОПРОСУ ПРИМЕНЕНИЯ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ СВАРНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ И РАЗМЕРНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ. ОБЗОР

Основными достоинствами ВО, по сравнению с ТО, являются: значительное уменьшение времени технологического процесса, снижение энергетических затрат и уменьшение капитальных затрат на приобретение оборудования. Отмечено, что механизм воздействия ВО на металл имеет некоторое сходство с ТО. Так, установлено, что при проведении ВО, переменные напряжения, складываясь с напряжениями от сварки, вызывают пластические деформации. Вышеуказанные деформации способствуют уменьшению уровня внутренних напряжений и, как следствие, повышают размерную стабильность во времени (*Архангельский И.М. и др.*, 1972; *Архангельский И.М. и др.*, 1970; *Shaikh S.N.*, 2016; *Ratnathicam Shantini.*, 1979; *Зарипов М.З.*, 2010).

Виброобработка может проводиться в различные периоды технологического процесса изготовления сварной конструкции: непосредственно при сварке и при остывании, перед черновой механической обработкой, перед чистовой механической обработкой, после «вылёживания». При проведении ВО одновременно с процессом сварки сокращается время изготовления сварной конструкции. Также показано, что совмещение выполнения ВО с процессом сварки по сравнению с ВО, выполняемой после процесса сварки, улучшает дегазацию сварного шва, уменьшает размеры зёрен, послесварочные деформации и напряжения, стабилизирует размеры во время «вылёживания» конструкции. Это объясняется разрушением растущих дендритов при механических колебаниях, а также чередованием областей с разрежением и сжатием объёма (Shaikh S.N., 2016; Aoki S., 1995; Govindarao P. et al., 2012).

ВО сварных конструкций проводят, как правило, с применением вибрационных машин, состоящих в общем случае из электрического мотора с регулируемыми эксцентриком и скоростью вращения и с контролирующей системой. Установку электрического мотора осуществляют либо на вибростол с закреплённой на нём сварной конструкцией, либо непосредственно на сварную конструкцию. Вибростол устанавливают на виброизолирующие опоры. При помощи контролирующей системы производится настройка и контроль параметров режима ВО (*Ризванов Р.Г. и др.*, 2013; Sedec P., 1997; Aoki S., 1995).

К основным параметрами виброобработки относятся: амплитуда, частота и длительность. Значение частоты ВО 50–100 Гц (*Ризванов Р.Г. и др.*, 2013), 20–30 Гц (*Ratnathicam Shantini.*, 1979), 80 Гц (*Лащенко Г.И., Демченко Ю.В.*, 2008), 80–400 Гц (*Jose M.J., Kumar S.S., Sharma A.*, 2015), 50 Гц (*Емельянов Р.Т. и др.*, 2014), 50–200 Гц (*Ризванов Р.Г. и др.*, 2012), 50–100 Гц (*Зарипов М.З.*, 2010); амплитуды ВО: 0,2–0,4 мм (*Govindarao P. et al.*, 2012), 0,1–0,6 мм (*Ризванов Р.Г. и др.*, 2013), 0,05–0,04 мм (*Jose M.J.*, Китаг S.S., Sharma A., 2015), 1,2 мм (Емельянов Р.Т. и др., 2014), 0,8–1,0 мм (Ризванов Р.Г. и др., 2012), 0,6-0,8 мм (Зарипов М.З., 2010) и длительности ВО 20-30 мин (Ratnathicam Shantini., 1979), 15-20 мин (Летуновский А.П., Новиков Г.В., 2010), 2 мин (Файрушин А.М. и др., 2012), приведённые в различных источниках, значительно разнятся. Как правило, частоту колебаний подбирают путём её плавного изменения в широком диапазоне с нахождением резонансной. Следует отметить, что амплитуду колебаний и длительность ВО определяют обычно опытным путём. Чем выше амплитуда переменных напряжений, тем интенсивнее релаксация остаточных напряжений, чем длительней время ВО, тем более полно и равномерно происходит перераспределение напряжений (Sedec P., 1997; Aoki S., 1995; Ерёмина М.О., 2016; Емельянов Р.Т. и др., 2014; Ризванов Р.Г. и др., 2012).

В работе (*Зарипов М.З.*, 2010) установлено, что при ВО цилиндрической обечайки диаметром 300 мм и толщиной 3 мм из стали 12Х18Н10Т средняя величина отклонений диаметров уменьшается на 25–28% по сравнению с отклонениями, возникающими при сварке без ВО (рисунок 3).

Дополнительными параметрами ВО являются ориентация колебаний относительно сварного шва: вдоль оси шва (Sedec P., 1997; Емельянов Р.Т. и др., 2014; Колесников Я.А. и др., 2006), поперек оси шва (Ризванов Р.Г. и др., 2012; Колесников Я.А. и др., 2006), перпендикулярно плоскости сварного шва (Колесников Я.А. и др., 2006), комбинация различных направлений (Файрушин А.М. и др., 2012).

В работе (Файрушин А.М. и др., 2012) проведены исследования влияния сопутствующей процессу сварки (и в течение двух минут после её окончания) ВО с несколькими вибрационными устройствами, при направлении колебаний поперёк сварного шва, пластин 240×500×12 мм из низколегированной стали 12MX на величину прогиба, определяемую как максимальное смещение оси в направлении перпендикулярном оси. Результаты замеров (рисунок 4) показывают, что наибольший уровень остаточных деформаций возникает при сварке пластин без ВО. При сварке пластин с одним вибрационным устройством деформации уменьшаются, с двумя вибрационными устройствами, колеблющимися в одной фазе, уменьшаются ещё более значительной, наконец, с двумя вибрационными устройствами, колеблющимися в противофазе, – деформации наименьшие.

В работе (Колесников Я.А. и др., 2006) исследовано влияние ориентации колебаний относительно сварного шва при проведении ВО при сварке на величину послесварочных деформаций. Для эксперимента применялись пластины 200×600×3 мм из низколегированной стали. Деформации измерялись по величине прогиба сваренных пластин. Авторы установили,



рисунок 3. Зависимость средней величины отклонений диаметров обечайки от частоты вибрации в процессе сварки (*Зарипов М.З.*, 2010)

что наибольшие деформации возникают при сварке пластин без ВО, величина деформаций при сварке пластин с продольной ВО уменьшается, с вертикальной вибрацией уменьшается еще больше, с поперечной вибрацией принимает наименьшие значения. Таким образом, экспериментально было показано влияние на напряжённо-деформированное состояние сварного шва направления приложения вибрационной нагрузки (рисунок 5).



1 – без ВО;

2 – с одним вибрационным устройством;

3 – с двумя вибрационными устройствами,

колеблющимися в одной фазе;

4 – с двумя вибрационными устройствами, колеблющимися в противофазе.

рисунок 4. Зависимость величины прогиба сваренных пластин от вида ВО в процессе сварки (*Файрушин А.М. и др.*, 2012)



 1 – без ВО; 2 – горизонтальная продольная ВО;
 3 – вертикальная ВО; 4 – горизонтальная поперечная ВО.
 рисунок 5. Зависимость величины прогиба сваренных пластин от направления ВО в процессе сварки (Колесников Я.А. и др., 2006)

Кроме уменьшения послесварочных деформаций, приложение вибраций во время сварки приводит к улучшению механических свойств наплавленного металла: уменьшению размера зерна, снижению количества и размеров пор, повышению предела текучести и предела прочности, а также снижает дисперсию значений ударной вязкости, повышает работу распространения трещины, увеличивает стойкость к межкристаллитной коррозии (*Ризванов Р.Г. и др.*, 2013; Jurcius A. et al., 2010; Sedec P., 1997; Jose M.J., *Китаr S.S., Sharma A.*, 2015; Емельянов Р.Т. и др., 2014; *Ризванов Р.Г. и др.*, 2012; Зарипов М.З., 2010).

Недостатки ВО сварных конструкций выявляются, как правило, при неверно назначенных параметрах режима. Так, большая продолжительность ВО может стать причиной усталостных повреждений сварных конструкций (при проведении ВО после сварки) (Лащенко Г.И., 2016). Высокие амплитуды переменных напряжений могут вызывать неустойчивость горения дуги, а также смещение сварочной горелки относительно свариваемых кромок и привести к выплескам, пористости, подрезам и трещинам (при ВО, сопутствующей сварке) (Sedec P., 1997; Aoki S., 1995; Ерёмина М.О., 2016; Емельянов Р.Т. и др., 2014; Ризванов Р.Г. и др., 2012). Следует отметить, что при проведении ВО совместно с процессом сварки усталостная прочность либо остаётся прежней, либо незначительно повышается; последнее объясняется оптимизацией формы сварного шва (сопряжение шва с основным металлом под более тупым углом), уменьшения числа и размеров дефектов (пор, подрезов, трещин) вследствие более полной дегазации, объёмной кристаллизации и измельчения зерна (Jose M.J., Kumar S.S., Sharma A., 2015).

К ВОПРОСУ ПРИМЕНЕНИЯ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ СВАРНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ И РАЗМЕРНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ. ОБЗОР

Если предположить, что эффективности уменьшения деформаций сварных конструкций при их различной ВО соответствует подобное же снижение остаточных сварочных напряжений, то, по приведённым данным, это снижение не более 40%, что существенно меньше снижения остаточных напряжений при ТО (до 90%) (Винокуров В.А., Григорьянц А.Г., 1984). Следовательно, применение ВО не позволяет совсем отказаться от ТО.

В рассмотренных работах не приводится информация о ВО конструкций, собранных и заневоленных в точных жёстких кондукторах. Такая ВО, вероятно, будет более эффективной по снижению напряжений в сварных конструкциях в сравнении с рассмотренными выше. Возможно, этого будет достаточно для отказа от комплексной ТО сварной конструкции совместно со сборочно-сварочным кондуктором. Таким образом, ТО конструкции, сваренной в кондукторе с сопутствующей ВО и имеющей разумные припуски на последующую окончательную механическую обработку, может быть произведена в свободном состоянии после освобождения из кондуктора. При этом становится возможным проектирование и последующее использование универсальных сборочно-сварочных кондукторов, пригодных для многократного применения.

Рассмотренные в настоящем обзоре работы свидетельствуют, что эффективность в снижении деформаций и напряжений в сварных конструкциях КА при проведении ВО недостаточна. Вероятно, что повышение экономичности в технологиях изготовления высокоточных и высокостабильных сварных конструкций типа «платформ» КА находится на пути конструкторской разработки универсальной сборочно-сварочной высокоточной оснастки (типа «кондукторов») многоразового использования в условиях ВО. Проведение сопутствующей процессу сварки ВО будет полезно при постановке повышенных требований к размерной точности и стабильности в качестве дополнительного процесса к ТО, а также для улучшения геометрии сварного шва, более полной дегазации и уменьшения размеров зерна, что приведёт к повышению усталостной прочности, увеличению ударной вязкости, а также повышению качества сварки в целом и даст возможность проведения окончательной стабилизирующей ТО освобождённой сварной конструкции.

выводы

1. Изыскание путей минимизации сварочных деформаций и перемещений, а также повышения размерной стабильности является важной проблемой, актуальность решения которой возрастает по мере ужесточения требований к размерам и форме сварных конструкций. 2. В ряде случаев для уменьшения времени изготовления изделия и себестоимости целесообразно применение прогрессивных методов (ВО, пластическое деформирование), позволяющих минимизировать послесварочные деформации и повысить размерную стабильность.

3. При сложных пространственных конструкциях применение методов пластического деформирования (прокатки и нагружения) затруднено, в то же время имеются широкие возможности для проведения ВО.

4. Целесообразно проведение ВО, сопутствующей процессу сварки, с целью воздействия вибраций на кристаллизующуюся сварочную ванну.

5. Эффективность ВО в значительной степени зависит от выбранных параметров режима: частоты, амплитуды, длительности и направления колебаний.

6. Анализ результатов, достигаемых ВО свариваемых конструкций, показывает, что ВО не может стать альтернативой ТО сварных конструкций, заневоленных в жёсткой оснастке, но может участвовать в создании универсальных сборочно-сварочных кондукторов, предназначенных для проведения ВО конструкции в заневоленном состоянии, а затем ТО уже освобождённой конструкции.

список литературы

Архангельский И.М., Драплин Б.М., Погодина-Алексеева К.М. Применение ультразвука в машиностроении. М.: ЦП НТО МАШПРОМ, 1972. С. 131-132.

Архангельский И.М., Кремлев Е.М., Погодина-Алексеева К.М. Передовые методы применения ультразвука в технологических процессах обработки металлов в машиностроении. М.: ЦП НТО МАШПРОМ, 1970. С. 78-79.

Винокуров В.А., Григорьянц А.Г. Теория сварочных деформаций и напряжений. М.: Машиностроение, 1984. 280 с.

Емельянов Р.Т., Турышева Е.С., Шеденко О.И., Кутергина Д.А. Вибрационная обработка сварных конструкций // Вестник КрасГАУ. 2014. № 4. С. 239-241.

Ерёмина М.О. Вибрационная обработка сварных конструкций // Молодой ученый. 2016. № 14 (118). С. 139-142.

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-8.

Жданов И.М., Дыхно С.Л. и др. Релаксация напряжений в тонколистовых сварных соединениях сплава АМг6 // Автоматическая сварка. 1986. № 4. С. 35-38.

Зарипов М.З. Модернизация технологии изготовления сварных аппаратов из стали 12Х18Н10Т с применением вибрационной обработки: автореф. дисс. Уфа, 2010. 125 с. Колесников Я.А., Ризванов Р.Г., Файрушин А.М. Влияние направления приложения вибрационного воздействия в процессе сварки на поле остаточных напряжений в стыковом сварном соединении // Нефтегазовое дело. 2006. С. 72-74.

Корольков П.М., Ханапетов М.В. Современные методы термической обработки сварных соединений: учебн. пособие для сред. ПТУ.М.: Высшая школа, 1987. 112 с.

Лащенко Г.И. Комбинированные технологии послесварочной обработки метоллоконструкций // Сварщик. 2007. № 1. С. 14-18.

Лащенко Г.И. Технологические возможности вибрационной обработки: обзор // Автоматическая сварка. 2016. № 7. С. 28-34.

Лащенко Г.И., Демченко Ю.В. Энергосберегающие технологии послесварочной обработки металлоконструкций. Киев: «Екотехнологія», 2008. 168 с.

Летуновский А.П., Новиков Г.В. Снятие остаточных сварочных напряжений // Сфера Нефтегаз. 2010. № 1. С. 156-157.

Мартынов М.Б., Меркулов П.В., Ломакин И.В., Вятлев П.А. и др. Перспективный российский проект «ЛАПЛАС-П» для исследования планетной системы Юпитера: цели научной миссии и её особенности. Схема полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 3-10.

Мейстер А.М. Способ правки листовых изделий растяжением: а. с. № 278612. 1970.

Ризванов Р.Г., Файрушин А.М., Каретников Д.В. Влияние параметров вибрационной обработки в процессе сварки на свойства сварных соединений // Литье и металлургия. 2012. № 3. С. 337-342.

Ризванов Р.Г., Файрушин А.М., Каретников Д.В. Исследование влияния вибрационной обработки на механические свойства и трещиностойкость сварных соединений труб из жаропрочной стали 15Х5М // Нефтегазовое дело. 2013. № 1. С. 369-382.

Сагалевич В.М. Методы устранения сварочных деформаций и напряжений. М.: Машиностроение, 1974. 248 с.

Сагалевич В.М. Устранение сварочных деформаций в машиностроительных конструкциях. М.: НИИИнформтяжмаш, 1969. 79 с.

Сагалевич В.М., Басиев К.Д. Деформации сварных соединений и конструкций с течением времени // Сварочное производство. 1971. № 11. С. 16-17.

Сагалевич В.М., Савельев В.М. Стабильность сварных соединений и конструкций. М.: Машиностроение, 1986. 264 с.

Сальманов И.Д., Барановский М.Ю., Тарасов В.А. Остаточные напряжения и деформации при сварке // Строительство уникальных зданий и сооружений. 2014. № 12 (27). С. 64-75.

Сидоров М.М. Влияние ультразвуковой ударной обработки на механические свойства и перераспреде-

ление остаточных напряжений сварных соединений трубопроводов, эксплуатируемых в условиях Сибири и Крайнего Севера: автореф. дисс. Якутск, 2014. 131 с.

Суров В.И., Иванов Ф.И. и др. Станок для прокатки сварных швов: а. с. № 323179. 1971.

Теория сварочных процессов / Под ред. В.М. Неровного. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 750 с.

Файрушин А.М., Абдуллин Т.З., Ахтямов Р.М., Ибрагимов И.Г. Численное моделирование вибрационного воздействия на сварные стыковые соединения листовых заготовок // Нефтегазовое дело. 2012. № 3. С. 384-391.

Ratnathicam Shantini. A study of the effect of vibration on the residual stresses in a welded fabricated tube // MSc theses. Portland State University, 1979. 84 p.

Aoki S. Reduction of Residual Stress by Ultrasonic Surface Vibration // Japanese Society of Mechanical Engineers. 1995. P. 173-177.

Coules H.E., Colegrove P., Cozzolino L.D. et al. High pressure rolling of low carbon steel weld seams: Part 2 – Roller geometry and residual stress // Science & Technology of Welding & Joining. 2013. 18, 1. P. 84-90.

Dawson R. Residual Stress Relief by Vibration. Ph.D. thesis, Liverpool, Dec. 1975. 143 p.

Govindarao P. et al. Affect of Vibratory Welding Process to Improve the Mechanical Properties of Butt Welded Joints // International Journal of Modern Engineering Research. 2012. Vol. 2, issue 4. P. 2766-2770.

Jose M.J., Kumar S.S., Sharma A. Vibration assisted welding processes and their influence on quality of welds // Science and Technology of Welding & Joining, August 2015. P. 45-49.

Jurcius A., Valiulis A.V., Černašėjus O. et al. Influence of vibratory stress relief on residual stresses in weldments and mechanical properties of structural steel joint // Journal of Vibroengineering. 2010. 12, 1. P. 133-141.

Sedec P. Vibrationtreatment–effective method of improving the dimensional stability of welded structures: investigation and practice // Welding and Surfacing. 1997. Vol. 8. P. 221-228.

Shaikh S.N. Vibratory Residual Stress Relieving- A Review // Journal of Mechanical & Civil Engineering. 2016. Nº 3. P. 01-04.

URL: http://www.icmet.ro (дата обращения: 01.06.2017).

URL: http://www.magnitsp.ru (дата обращения: 01.06.2017).

URL: http://www.meta-lax.com (дата обращения: 01.06.2017).

URL: http://www.stressreliefengr.com (дата обращения: 01.06.2017).

URL: http://www.vsrtechnology.net (дата обращения: 01.06.2017).

Статья поступила в редакцию 14.06.2017 г.

ИНФОРМАЦИОННО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОПЕРАТИВНОЙ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ



Д.А. Ловцов¹, профессор, доктор технических наук, dal-1206@mail.ru; **D.A. Lovtsov**

Рассмотрены вопросы обеспечения оперативной радиационной защиты космических аппаратов специального назначения от деструктивных ионизирующих излучений и разработанное на основе системного подхода соответствующее эффективное информационно-математическое обеспечение рационального орбитального маневрирования космического аппарата для поддержания относительной стабильности функционирования бортового комплекса управления. Приводятся результаты имитационного моделирования.

Ключевые слова: деструктивное ионизирующее излучение; космический аппарат; радиационная защита; бортовой комплекс управления; эффективность; стабильность; оперативность; точность; информационно-математическое обеспечение. SOFTWARE FOR OPERATIONAL RADIATION PROTECTION OF SPECIAL-PURPOSE SPACECRAFT



A.C. Шевляков¹, acnupaнm, shevlyakovas@mail.ru; A.S. Shevlyakov

The questions of assurance of operative radiation protection of the special-purpose spacecraft from destructive ionizing radiations and the relevant effective software developed on the basis of the system approach for the spacecraft rational orbital maneuvering for maintenance of relative stability of onboard control system functioning are considered. The simulation modeling results are presented.

Key words: destructive ionizing radiation; spacecraft; radiation protection; on-board control system; efficiency; stability; operativeness; accuracy; software.

¹ Институт точной механики и вычислительной техники им. С.А. Лебедева Российской Академии наук, Россия, Москва.

Lebedev Institute of Precise Mechanics and Computer Engineering, Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

введение

Эффективность применения космических аппаратов (КА) специального назначения, функционирующих главным образом на низких орбитах, в значительной степени определяется уровнем применяемого информационно-математического обеспечения (ИМО) оперативной ситуационной радиационной защиты расположенных на орбитальных КА сложных бортовых комплексов управления (БКУ), созданных на микроэлектронной элементной базе. Развитие российской элементной базы для электронной (в первую очередь микропроцессорной) техники космического применения уже привело, в частности, к созданию первых опытных образцов чипов, стойких к радиационному воздействию, пригодных для использования в БКУ КА. Поэтому в настоящее время вопросы обеспечения радиационной защиты КА решаются, главным образом, на этапе проектирования (Демьяненко Д.Б. и др., 1994) на основе достаточно точного прогнозирования состояния радиационных поясов Земли.

Вместе с тем существуют и другие источники деструктивного ионизирующего излучения (ДИИ), которые могут изменить радиационную обстановку в космосе в любой момент времени. К подобным видам ДИИ можно отнести все излучения, возникшие искусственным путём, например, в результате ядерных испытаний в верхних слоях атмосферы и в космосе (Гецелев И.В. и др., 2001), серьёзных аварий на атомных электростанциях или при использовании и испытаниях комплексов ионосферных исследований типа американского комплекса HAARP (High Frequence Active Auroral Research Program - «Программа исследования полярных сияний высокочастотным воздействием»), способных создавать облака радиоактивной плазмы (https:// ru.wikipedia.org/wiki/HAARP) и др. Кроме искусственных излучений, также практически невозможно точно предсказать силу и время возникновения солнечных вспышек, которые могут оказать существенное влияние на радиационную обстановку на всех орбитах КА.

В связи с этим возникает необходимость обеспечения радиационной защиты космических аппаратов специального назначения в реальном времени с учётом возникающих на орбитах нештатных (аварийных) ситуаций. Требование оперативности применения мер радиационной защиты обусловлено также естественным повышением уязвимости интегральных микросхем, применяемых в БКУ КА, перед одиночными ядерными частицами, вследствие прогрессирующего уменьшения топологических норм (менее 0,2 мкм) микросхем (Смульский А.В. и др., 2014).

1. Постановка задачи

Математически задача оперативной радиационной защиты КА сводится к минимизации обобщённого показателя относительной нестабильности *E* работы БКУ КА в условиях воздействия ДИИ:

$$E = E[\Lambda(R^*); V_{S[A \times B \times C]}(S, \Delta l); K(S, K^0); K^{\Pi}] = \min_{(D)}$$

где $E = \sum_{u=1}^{U} \Delta t_u / T$, $E \in E^0$; $\Delta t_u > 0$ – интервалы работы БКУ со сбоями, с; T – срок активного существования КА в условиях целевого применения, с;

 $\Lambda = \{\Lambda_i^e, \Lambda_i^p, \Lambda_i^z, \vec{V}_i\}, i=\overline{1,I}$ – показатель силы потоков ДИИ; $\Lambda^e = \langle \lambda_1^e, \dots, \lambda_0^e \rangle$ – плотности потоков электронов для θ энергий, эл.:с/см²; $\Lambda^p = \langle \lambda_1^p, \dots, \lambda_0^p \rangle$ – плотности потоков протонов для θ энергий, пр.:с/см²; $\Lambda^z = \langle \lambda_1^z, \dots, \lambda_0^z \rangle$ – плотности потоков тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ) для θ энергий, част.:с/см²; \vec{V} – вектор движения потока ДИИ (при наличии); *I* – количество участков орбиты КА, для которых вычислены силы потоков ДИИ; $R = \langle i, h, e, \Delta t \rangle$ – кортеж параметров орбиты; *i*, $i_{\min} \le i \le i_{\max}$ – наклонение орбиты, град. (°); *h*, $h_{\min} \le h \le h_{\max}$ – высота орбиты, км; *e*, $e_{\min} \le e \le e_{\max}$ – эксцентриситет орбиты; $\Delta t > 0$ – шаг дискретизации времени при вычислении координат КА по параметрам орбиты, с;

 $V_{S[A \times B \times C]} = \langle d_{abc}, \overrightarrow{n_{abc}}, \alpha_{[1 \times 0]abc}^{\overline{90}}, f_{1abc}, f_{2abc} \rangle, a = \overline{1, A}, b = \overline{1, B}, c = \overline{1, C}$ –воксельное (трёхмерное) представление БКУ в виде матрицы; d_{abc} – толщина эффективной защиты вокселя, г/см²; $\overrightarrow{n_{abc}}$ – усреднённый вектор нормали к поверхностям, проходящим через воксель; $\alpha_{[1 \times 0]abc}^{90}$ – кортеж нормальных коэффициентов отражения потоков электронов для θ энергий, для конструкционного материала поверхностей, проходящих через воксель (ячейку матрицы); f_{1abc} – номер электронного компонента (если существует электронный компонент в вокселе); f_{2abc} – логическое свойство сдвоенности нормали в вокселе; A, B, C – размеры матрицы V_S ;

 $S = \langle M_l, \vec{N}_l, \Psi_l, O_i \rangle, l = \overline{1,L}, j = \overline{1,J}$ – начальная структура БКУ КА; $M=\langle x_i, y_i, z_i \rangle$, $i=\overline{1,3}$ – фрагмент поверхности, заданной тремя точками; $\dot{N} = \langle x, y, z \rangle$ – вектор нормали к поверхности; x, y, z – декартовы координаты в системе координат КА; $O = \{ D^{e^3}, D^{p^3}, \sigma_{[1 \times 0]}^{LC}, \sigma_{[1 \times 0]}^{EC}, \sigma_{[1 \times 0]}^{LO}, \sigma_{[1 \times 0]}^{EO} \} -$ множество показателей частных свойств радиационной стойкости электронных компонентов (по справочным данным): к воздействию электронов – D^{e^3} ; протонов – D^{p^3} ; зависимости сечений сбоев от линейной передачи энергии (ЛПЭ) ТЗЧ – $\sigma_{[1\times\theta]}^{LC}$ энергии протонов – $\sigma_{[1\times\theta]}^{EC}$ зависимости сечений одиночных отказов от ЛПЭ ТЗЧ – $\sigma_{[1\times 0]}^{LO}$ энергии протонов – $\sigma_{[1\times 0]}^{EO}$); Ψ ={ ρ , A, Z, f} – физические свойства материала изготовления поверхности; ρ – плотность; A – атомная масса; Z – заряд ядра; f – свойство, обозначающее принадлежность данного материала к электронным компонентам; $\Delta l > 0 - шаг$ формирования воксельного представления БКУ, мм;

ИНФОРМАЦИОННО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОПЕРАТИВНОЙ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

 $K = \langle f_{1n}, p_n, s_n, K_n^0, O_n \rangle, n = \overline{1,N}$ – совокупность электронных компонентов; f_{1n}, p_n, s_n – идентификатор электронного компонента, его позиция в матрице $V_{S[A \times B \times C]}$ и площадь соответственно; $K^0 = \{D_n^{eH}, D_n^{pH}, P_n^{H}\}, n = \overline{1,N}$ – начальное состояние электронных компонентов БКУ; D_n^{eH} – начальная поглощённая доза ДИИ по электронам; D_n^{pH} – начальная поглощённая доза ДИИ по протонам; P_n^{H} – начальная вероятность возникновения катастрофического отказа;

 $K^{\Pi}=\{K_3^0, v_c^0, v_o^0, P_0^0\}$ – предельно допустимые показатели радиационной стойкости БКУ; $K_3>K_3^0$ – расчётный и минимально допустимый коэффициент запаса по поглощённой дозе БКУ соответственно; $v_c < v_c^0$ – расчётная и максимально допустимая частота сбоев БКУ соответственно; $v_o < v_o^0$ – расчётная и максимально допустимая частота отказов БКУ соответственно; $P_0 < P_0^0$ – расчётная и максимально допустимая вероятность катастрофического отказа БКУ соответственно;

 $t_{\rm B} \le t^0$ – временные затраты на вычисления и допустимое время при решении задачи соответственно. Представление структуры *S* КА в воксельном виде V_{SIA×B×CI} целесообразно для упрощения и ускорения процесса трассировки потоков ДИИ внутри КА. Другим подходом является использование сфер распределения толщины защиты (Хамидуллина Н.М. и др., 2012; Хамидуллина Н.М., 2008), однако это не позволяет учесть отражённые потоки электронов. Воксельная структура КА зависит непосредственно от геометрической структуры S КА и шага Δl разбиения её на воксели. Структура S КА характеризует все необходимые параметры КА для решения задачи защиты КА от ДИИ. Кроме того, поскольку данную задачу оперативной радиационной защиты необходимо решать для функционирующих КА, то следует учитывать, что состояние электронных компонентов их БКУ может существенно отличаться от установленного на заводе-изготовителе. Поэтому надо определять кортеж *К*⁰ начального состояния электронных

компонентов БКУ на момент проведения анализа радиационной стойкости КА, а для суждения о работоспособности БКУ учитывать предельно допустимые показатели *К*^п радиационной стойкости.

И, наконец, поскольку в результате вариативного (обусловленного многофакторностью моделей ДИИ, многокритериальностью оценки допустимых значений показателей, многорежимностью анализа угроз, разнообразием интервалов квантования времени) поиска оптимальной орбиты R^* , т.е. защитного орбитального манёвра КА, возможны несколько рациональных вариантов, то после решения оптимизационной задачи необходимо реализовать такой манёвр, для которого вектор невязок будет принадлежать заданному диапазону, зависящему от выполняемой КА целевой задачи (*Ловцов Д.А., Андреев Г.И.*, 2015):

 $\delta(R_0, R^*) = |x_i^{R_0} - x_i^{R^*}| + |y_i^{R_0} - y_i^{R^*}| + |z_i^{R_0} - z_i^{R^*}|; \delta(R_0, R^*) \in \delta^0,$ где R_0 – исходная орбита КА.

Сформулированная задача оперативной радиационной защиты КА является сложной задачей нелинейного программирования, ориентированной на прикладную область, методы решения которой не известны. Поэтому требуется разработка соответствующего эффективного и качественного информационно-математического обеспечения (*Ловцов Д.А.*, 2005). При этом качество ИМО определяется, главным образом, оперативностью и точностью выполнения расчётов при решении задачи.

2. Решение задачи

Решение сформулированной сложной задачи оперативной радиационной защиты КА представляется целесообразным на основе её структурно-логической декомпозиции на три относительно простые подзадачи, включая (рисунок 1): инженерно-техническую задачу анализа БКУ КА при формировании воксельной структуры, расчётную математическую задачу оперативной оценки показателей радиационной стойкости



рисунок 1. Декомпозиция задачи оперативной радиационной защиты КА



рисунок 2. Функциональная структура методики оперативной радиационной защиты КА

КА и относительной нестабильности функционирования БКУ, оптимизационную математическую задачу обеспечения стабильного функционирования КА на основе защитного орбитального маневрирования.

Для решения данных математических задач разработано соответствующее эффективное ИМО, включающее методику оперативной радиационной защиты КА (рисунок 2) и комплекс алгоритмов, включающий базовые алгоритм («А-1») трассировки потоков ДИИ внутри КА для вычисления дозовых и одиночных эффектов и алгоритм («А-2») принятия решения по коррекции орбиты КА.

Процедура поиска рационального защитного манёвра КА для повышения стабильности функционирования БКУ следующая: Шаг 1. Сбор и обработка данных о состоянии потоков ДИИ на орбите КА; обобщение данных из разных источников информации, включая: бортовые информационные системы в составе КА, автоматизированные системы контроля космического пространства (АСККП), центры по изучению солнечной активности и др.

Шаг 2. Предварительный анализ по алгоритму «А-1» угрозы со стороны ДИИ на основе приближенных вычислений для определения необходимости защитного маневрирования КА.

Шаг 3. Поиск по алгоритму «А-2» оптимального защитного манёвра КА на основе выбора схемы маневрирования в зависимости от типа возникшей угрозы со стороны ДИИ и осуществление расчёта

ИНФОРМАЦИОННО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОПЕРАТИВНОЙ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ



а – прирост поглощённой дозы электронов при учёте отражённых потоков;

6 – оценка прироста производительности при использовании параллельных вычислений (на видеокарте)



рисунок 3. Оценка точности и оперативности разработанного ИМО



рисунок 4. Имитационное моделирование воздействия ионизирующего излучения от ядерных взрывов в космосе на электронное оборудование КА

новой – рациональной орбиты *R*^{*} КА в зависимости от выбранного манёвра.

Шаг 4. Анализ по алгоритму «А-1» радиационной защиты КА на основе высокоточных вычислений и либо возврат к шагу 3, если уровень радиационной защиты КА не достаточен, либо переход к шагу 5.

Шаг 5. Выработка рекомендаций по маневрированию (осуществляется либо оператором в наземном комплексе управления, либо автоматически в БКУ КА). Особенностью алгоритма «А-1» трассировки потоков ДИИ является учёт отражённых потоков электронов от различных поверхностей внутри КА и применение параллельных вычислений, за счёт чего повышается точность вычислений и их скорость. Исходные данные о структуре КА для алгоритма «А-1» формируются специальным алгоритмом «А-1.1», который на этапе проектирования осуществляет обработку геометрической структуры КА и приводит её в воксельное представление $V_{SIA\times B\times CI}$. В составе алго-

ритма «А-1» используется модифицированный алгоритм «А-1.2» Брезенхема для осуществления вычислений в воксельной трёхмерной матрице, а также алгоритм «А-1.3» вычисления поглощённых доз и спектров потоков протонов и ТЗЧ для осуществления параллельной работы на отдельных вычислительных ядрах. Алгоритм «А-2» принятия решения по коррекции орбиты КА позволяет найти оптимальную орбиту R^* методом покоординатного спуска, при которой относительная нестабильность *E* работы БКУ приходит в норму.

3. Анализ результатов эксперимента

Имитационное моделирование воздействия деструктивного ионизирующего излучения на электронное оборудование космического аппарата дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) типа «КАНОПУС-В» на орбите для оценки качества разработанного ИМО показало повышение точности вычисления поглощённых доз электронов в среднем на 17–18% (рисунок За) по отношению к ОСТ 134-1044-2007, при этом отклонение расчётов без учёта отражённых потоков от данных ОСТ составило 3–4%, что вполне приемлемо (заявленная погрешность расчётов коэффициента запаса по ОСТ 134-1044-2007 составляет 30%).

Применение современных подходов параллельных вычислений в разработанном ИМО позволило повысить скорость расчёта в 110–120 раз (рисунок 36).

Для проверки эффективности разработанного ИМО (в отношении обеспечения защищённости КА от ДИИ) было проведено имитационное моделирование изменения относительной нестабильности работы БКУ в результате воздействия ДИИ от нескольких ядерных взрывов в космосе в окрестностях орбиты КА ДЗЗ (рисунок 4). Как видно из рисунка 4, значение показателя $E=1,67\cdot10^{-3}$ относительной нестабильности функционирования БКУ на начальной орбите превышало допустимую норму ($E^0=10^{-3}$).

Применение разработанного ИМО оперативной радиационной защиты позволило привести значение показателя $E=0,92\cdot10^{-3}$ относительной нестабильности функционирования БКУ к приемлемой величине путём понижения орбиты КА на 100 км. Вариант понижения орбиты был выбран согласно разработанной в рамках ИМО модели защитных манёвров, которая учитывает долгосрочное развитие разных видов потоков ДИИ. Так как потоки электронов, возникающие от ядерных взрывов, поднимаются со временем выше в магнитосфере, то в качестве манёвра рекомендуется либо сменить наклонение, либо (что ещё лучше) понизить высоту, что и было осуществлено.

заключение

Разработанное информационно-математическое обеспечение позволяет повысить стабильность функционирования БКУ низкоорбитальных КА в условиях воздействия различных деструктивных ионизирующих излучений и, как следствие, их выживаемость в угрожаемые периоды, что особо актуально в настоящее время, когда радиационные условия, в которых функционируют КА специального назначения, могут существенно изменяться. Кроме того, разработанное ИМО также может быть применено и при освоении Луны, которое планируется Российской Федерацией (Ефанов В.В., Долгополов В.П., 2016), или Марса, полёт к которым осложняется, в частности, из-за отсутствия естественной радиационной защиты от Солнечных вспышек в виле магнитного поля Земли.

список литературы

Гецелев И.В., Зубарев А.И., Пудовкин О.Л. Радиационная обстановка на борту космических аппаратов. М.: ЦИПК РВСН, 2001. 316 с.

Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В. Принципы проектирования малых космических аппаратов // Космические исследования. 1994. Т. 32, № 5. С. 143-148.

Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «ЛУНА-9» и «ЛУНА-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3-8.

Ловцов Д.А. Информационная теория эргасистем. Тезаурус. М.: Наука, 2005. 248 с.

Ловцов Д.А., Андреев Г.И. Прецизионное прогнозирование движения техногенных объектов в околоземном космическом пространстве // Информация и Космос. 2015. № 2. С. 103-110.

Смульский А.В., Алексеев С.И., Кудрявцев Ю.Е. К вопросу обеспечения устойчивости бортовой аппаратуры перспективных космических аппаратов к множественным сбоям от отдельных ядерных частиц космического пространства // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 97-102.

Хамидуллина Н.М. Расчёт радиационных характеристик бортовой аппаратуры с использованием трёхмерной модели КА // Полёт. 2008. № 10. С. 49-55.

Хамидуллина Н.М., Кузнецов Н.В., Зефиров И.В., Артемов М.Е. Сотрудничество НИИЯФ им. Д.В. Скобельцына МГУ и НПО им. С.А. Лавочкина в области прогнозирования радиационных условий функционирования КА // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 88-91.

URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/HAARP (дата обращения: 15.05.2017).

Статья поступила в редакцию 03.07.2017 г.

ЯВЛЕНИЯ НАВЕДЁННОЙ РАДИАЦИИ ЧЕРЕЗ СРЕДЫ СОБСТВЕННЫХ ВНЕШНИХ АТМОСФЕР КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЯДЕРНЫМИ РЕАКТОРАМИ

В.Д. Атамасов¹, профессор, доктор технических наук, kbarsenal@kbarsenal.ru; V.D. Atamasov

В.И. Погорелов²,

профессор, доктор технических наук, komdep@bstu.spb.su; **V.I. Pogorelov**

А.Ю. Данилюк¹,

доцент, кандидат технических наук, iidementev@mail.ru; kbarsenal@kbarsenal.ru; A.U. Daniluk

А.Н. Устинов³, arsenal@mzarsenal.spb.ru; A.N. Ustinov

PHENOMENA OF INDUCED **RADIATION THROUGH THE ENVIRONMENT OF THE EXTERNAL** ATMOSPHERES OF SPACECRAFT WITH NUCLEAR REACTORS

И.И. Дементьев¹, I.I. Dementyev

И.А. Шевкунов⁴, кандидат технических наук, mysterious1983@mail.ru; I.A. Shevkunov

Имеющаяся в современной космонавтике тенденция к созданию космических аппаратов повышенной энерговооружённости, обеспечиваемой на орбитах функционирования с помощью ядерных энергетических установок, привела к необходимости выполнения исследований явления наведённой радиации, осуществляемой через собственную внешнюю атмосферу аппаратов в обход блоков радиационной защиты теневого типа. В процессе этих исследований доказано, что забортные атмосферы космических аппаратов с ядерными источниками энергии аккумулируют элементарные частицы корпускулярных излучений бортовых ядерных реакторов и транспортируют их к защищённым элементам конструкций модулей служебных и специальных систем, минуя радиационные защиты от излучений активных зон реакторов.

Ключевые слова: наведённая радиация; ядерная энергетическая установка.

В забортной атмосфере, находящейся около ядерного реактора космического аппарата (КА), образуется область высокой концентрации плазмы и температуры, так как здесь доминируют процессы ионизации и возбуждения ядер веществ, составляющих атмосферу КА. В атмосфере, окружающей другую оконечность КА, где размещены приборные отсеки, целевые и вспомогательные системы, доминируют процессы рекомбинации и процессы расще-

The tendency in modern cosmonautics to create a spacecraft with increased power-to-weight ratio provided on the orbits of functioning with the help of nuclear power installations led to the need to carry out studies of the phenomenon of induced radiation carried out through the outer atmosphere of the spacecraft bypassing the shadow protection units. In the course of these studies, it was proved that the nuclear reactors surfacing atmospheres with nuclear energy sources accumulate elementary particles of corpuscular radiations of onboard nuclear power plants and transport them to the protected elements of the modules of service and special systems, bypassing the radiation shields from the radiations of active zones of reactors.

Keywords: induced radiation; nuclear power plant.

пления ядер, протекающие за счёт электромагнитных и корпускулярных излучений. Образовавшиеся в атмосфере градиенты концентрации, температуры и давления приводят к перемешиванию атмосферной среды и к переносу облучённого ядерным реактором вещества вокруг теневой защиты в область защищённых отсеков КА. Процессы ядерных превращений в атомах атмосферных веществ вызывают поражение излучением наведённой радиации, чувствительной

¹ АО «КБ «Арсенал», Россия, Санкт-Петербург.

Joint Stock Company «Design Bureau «Arsenal», Russia, Saint-Petersburg.

² БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Россия, Санкт-Петербург.

Baltic State Technical University «VOENMEKH» named after D.F. Ustinov, Russia, Saint-Petersburg.

³ ОАО «МЗ «Арсенал», Россия, Санкт-Петербург.

Open Joint Stock Company «Machine Building Plant «Arsenal», Russia, Saint-Petersburg.

⁴ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, Санкт-Петербург.

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

к такому излучению электронной и другой аппаратуры, а также к существенному негативному изменению свойств конструкционных материалов, особенно прочностных и жесткостных характеристик выносных упругих элементов. Как видим, в этом случае поражение КА осуществляется за счёт собственной энергии, запасённой на его борту.

Наведённая радиоактивность — это радиоактивность веществ, возникающая под действием облучения их ионизирующим излучением, как правило, нейтронами и гамма-квантами — наиболее интенсивными излучениями активных зон ядерных реакторов космического базирования.

При облучении потоками нейтронов, протонов, гамма-квантов и других частиц стабильные ядра превращаются в радиоактивные ядра с различными величинами времён полураспадов, которые продолжают излучать длительное время после прекращения облучения (*Amamacos B.Д. и др.* Теоретические основы..., 2016; *Новиков Л.С.*, 2003; *Аскеров Ф.А. и др.*, 2002). Особенно сильна радиоактивность, наведённая нейтронным облучением. Это объясняется следующими свойствами нейтронов: для того, чтобы вызвать ядерную реакцию с образованием радиоактивных ядер, гамма-кванты и заряженные частицы должны иметь достаточно большую энергию (не меньше нескольких МэВ). Однако вследствие на-

личия зарядов они взаимодействуют с электронными оболочками атомов намного интенсивнее, чем с ядрами атомов, и при этом быстро теряют энергию. Кроме того, положительно заряженные частицы (протоны, альфа-частицы) быстро теряют энергию, упруго рассеиваясь на ядрах. Поэтому вероятность гамма-кванта или заряженной частицы вызвать ядерную реакцию ничтожно мала.

Нейтроны же, наоборот, захватываются ядрами при любой энергии, более того, максимальна вероятность захвата именно нейтронов с низкой энергией (медленных нейтронов с энергией около 0,02 эВ). Поэтому, распространяясь в веществе, нейтрон может попадать во множество ядер последовательно, пока не будет захвачен очередным ядром, что гарантирует вероятность захвата нейтрона, практически равную единице.

Таким образом, наибольшей способностью создавать наведённую радиоактивность обладают нейтроны, которые, поглощаясь ядрами или выбивая из ядер протоны, нейтроны или кластеры нуклонов (например, альфа-частицы), создают радиоактивные изотопы как на поверхности, так и в толще вещества конструктивных элементов и, тем более, атмосферы. Менее активно это могут делать альфа-частицы, протоны или гамма-излучение. Далее образовавшиеся радиоактивные изотопы начинают распадаться с ис-



рисунок 1. Общий вид КА с ядерной энергоустановкой в рабочем положении на орбите функционирования

ЯВЛЕНИЯ НАВЕДЁННОЙ РАДИАЦИИ ЧЕРЕЗ СРЕДЫ СОБСТВЕННЫХ ВНЕШНИХ АТМОСФЕР Космических аппаратов с ядерными реакторами

пусканием вторичного радиоактивного излучения, которое и называется наведённой радиацией.

Процесс накопления в веществе радиоактивных изотопов под действием облучения ядерным реактором называется активацией.

На рисунке 1 показан общий вид КА с ядерной энергетической установкой (ЯЭУ) в рабочем положении на орбите функционирования (*Атамасов В.Д. и др.* Ядерные орбитальные комплексы..., 2016), эскизное проектирование которого осуществлялось в предположении об отсутствии собственной внешней атмосферы (СВА) и, соответственно, отсутствии наведённой радиации.

Здесь ярко-красным цветом показан ядерный реактор, красным – излучатели сбросовой теплоты, не преобразованной в электрическую энергию, серым цветом – приборный отсек и радиационные теплообменники его системы терморегулирования. Из рисунка видно, что подавляющее большинство площадей конструкции транспортного энергетического модуля с ядерным реактором (около 95%), попадающих под воздействие высокоскоростных потоков мелкодисперсных частиц (МДЧ), принадлежит секциям радиационного теплообменного аппарата приборного отсека и холодильника излучателя ядерного реактора. Указанные элементы размещаются на гибкой 25-метровой конструкции системы отодвижения ядерного реактора.

При расщеплении ядра атомов делятся примерно 40 способами, порождая, таким образом, смесь из около 80 различных изотопов. Стабильность этих изотопов тоже различна – некоторые совершенно стабильны, а некоторые радиоактивно разлагаются с периодом полураспада в секунды, часы и сутки. Разлагающиеся изотопы могут, в свою очередь, порождать стабильные и нестабильные дочерние изотопы. Смесь эта быстро становится сложной. Так, при ядерных взрывах в продуктах распада находили порядка 300 изотопов 36 элементов.

Короткоживущие изотопы при перетекании в область конструкции и приборного отсека КА, т.е. в область, затенённую от излучения ядерного реактора, быстро испускают энергию распада, сбрасывая некоторую её часть на конструктивные элементы и приборный отсек (другая часть излучается в космическое пространство). Долгоживущие изотопы испускают энергию в течение длительного промежутка времени, создавая менее интенсивное излучение с большим сроком жизни. Таким образом, продукты распада имеют высокий уровень радиации, не снижающийся на протяжении времени функционирования ядерного реактора в условиях атмосферного окружения.

Приведём примеры расщепления ядер (Атамасов В.Д. и др. Ядерные орбитальные комплексы..., 2016; Курчатов И.В., 1982) под действием потока нейтронов:

$${}^{16}_{8}O + {}^{1}_{0}n \rightarrow {}^{13}_{6}C + {}^{4}_{2}He + \gamma,$$

$${}^{19}_{9}F + {}^{1}_{0}n \rightarrow {}^{16}_{7}N + {}^{4}_{2}He + \gamma,$$

$${}^{20}_{10}Ne + {}^{1}_{0}n \rightarrow {}^{17}_{8}O + {}^{4}_{2}He + \gamma.$$

В приведённых реакциях происходят превращения элементов веществ атмосферы под действием нейтронного излучения реактора в другие (нестабильные) вещества с последующим их расщеплением, сопровождающимся излучением в данном случае альфа-частиц и гамма-квантов. Проникновение альфа-частиц в герметичные отсеки КА не происходит, но облучение различных устройств, находящихся снаружи конструкции или в негерметичных отсеках, может быть существенным. Кроме того, альфа-частицы инициируют другие реакции ядерных превращений, в которых генерируются излучения с большой проникающей способностью.

Образующееся в атмосфере аппарата излучение гелия, в свою очередь, приводит к генерации в реакциях расщепления нейтронного потока, например:

$${}^{10}_{5}\text{B} + {}^{4}_{2}\text{He} \rightarrow {}^{13}_{7}\text{N} + {}^{1}_{0}\text{n},$$

$${}^{27}_{13}\text{Al} + {}^{4}_{2}\text{He} \rightarrow {}^{30}_{15}\text{P} + {}^{1}_{0}\text{n},$$

$${}^{24}_{2}\text{Ve} - {}^{4}_{4}\text{Ve} - {}^{27}_{7}\text{C};$$

 $^{24}_{12}Mg + ^{4}_{2}He \rightarrow ^{27}_{14}Si + ^{1}_{0}n.$

Следует отметить, что элементы, полученные в этих реакциях расщепления, не являются стойкими и спонтанно преобразуются в углерод, кремний и алюминий соответственно, с излучением потока позитронов (+е). При облучении элемента с атомным номером Z может быть получен или радиоизотоп данного элемента, или ядра других элементов с атомными номерами Z – 1 и Z – 2. Например, при облучении нейтронами алюминия в следующих ядерных реакциях образуются три радиоактивных ядра (*Курчатов И.В.*, 1982):

$${}^{27}_{13}\text{Al} + {}^{1}_{0}\text{n} \rightarrow {}^{28}_{13}\text{Al} + \gamma; {}^{28}_{13}\text{Al} \rightarrow {}^{28}_{14}\text{Si} + e^-;$$

$${}^{27}_{13}\text{Al} + {}^{1}_{0}\text{n} \rightarrow {}^{27}_{12}\text{Mg} + {}^{1}_{1}\text{H}; {}^{27}_{12}\text{Mg} \rightarrow {}^{27}_{13}\text{Al} + e^-;$$

$${}^{27}_{13}\text{Al} + {}^{1}_{0}\text{n} \rightarrow {}^{24}_{11}\text{Na} + {}^{4}_{2}\text{He}; {}^{24}_{11}\text{Na} \rightarrow {}^{24}_{12}\text{Mg} + e^-$$

Приведённые выражения, показывающие процессы распада облучённого алюминия, представляют совокупность трёх, характерных для многих элементов таблицы Менделеева, показательных процессов. Периоды полураспада облучённого алюминия составляют соответственно 3 минуты, 12 минут и 15 часов.

Отметим ещё одно обстоятельство. Если в атмосфере КА присутствует водород в свободном или связанном состоянии, то происходит замедление нейтронов вследствие равенства масс протонов, являющихся ядрами атомов водорода, при котором процессы энергообмена протекают наиболее полно. Захват медленных нейтронов ядрами элементов увеличивается в десятки раз. Это объясняется тем, что вероятность захвата медленных нейтронов существенно выше вероятности захвата быстрых нейтронов, т.е. нейтроны, замедленные протонами (ядрами легкого водорода), оказываются более эффективными, так как они находятся в зоне действия ядерных сил большее время.

На сегодняшний день исследованы практически все элементы таблицы Менделеева, и в большинстве из них обнаружили явления искусственной радиоактивности при экспонировании их на излучениях ядерных реакторов.

На рисунках 2-7 представлены схемы структурно-функциональных моделей сложных технических систем, в состав каждой из которых включены космический аппарат с ядерной энергетической установкой и собственная внешняя атмосфера, окружающая КА. Космический аппарат, в свою очередь, состоит из ядерного реактора, блока теневой радиационной защиты, системы отодвижения ядерного реактора и основной конструкции аппарата. Кроме указанных элементов сложной технической системы, на рисунках 3, 4, 5, 6 показаны средства дополнительной защиты от наведённой радиации, переносимой веществами газопылевой атмосферы на конструкцию КА, расположенную за блоком теневой радиационной защиты. В качестве средств дополнительной радиационной защиты используются экран (рисунки 3, 5, 6), инжектор электронов (рисунки 5, 6, 7) и газовые сопла (рисунок 7). Экран выполняет функцию разделяющего элемента, препятствующего перетеканию атмосферы из области, в которой находится ядерный реактор, в область, окружающую остальную конструкцию КА. Для наглядности и возможности осуществления визуального анализа процессов, протекающих в забортной атмосфере, на рисунках 2 и 3 изображены условия, реализующиеся при неактивированном ядерном реакторе, когда его активная зона находится в подкритичном состоянии.

Из рисунков видно, что в атмосфере каждого КА с неработающим ядерным реактором осуществляются только процессы ионизации и рекомбинации забортной среды под действием космических корпускулярных и электромагнитных излучений, приводящих к генерированию электрических зарядов: отрицательного на корпусе конструкции КА и положительного - в объёме СВА. Существующие при этом кулоновские силы притяжения зарядов удерживают атмосферу в забортном пространстве. Наружные слои СВА, воспринимающие излучения космического пространства и подвергающиеся наиболее интенсивной радиационной обработке, на рисунках выделены цветом. Из этих слоёв происходит диффузия заряженных частиц во внутренние объёмы атмосферы, поддерживая заряженное состояние газопылевой среды и корпуса КА на уровне динамического равновесия. Таким образом, понятно, что перемешивание атмосферной среды при неактивированных ядерных



 ядерный реактор; 2 – блок теневой радиационной защиты; 3 – система отодвижения ядерного реактора;
 4 – модули специальных и служебных систем;
 5 –поверхностный слой собственной внешней атмосферы; 6 – телесный угол теневой радиационной защиты; 7 – собственная внешняя атмосфера аппарата.

рисунок 2. Схема структурно-функциональной модели КА с ядерным реактором в подкритичном состоянии в условиях воздействий собственной внешней газопылевой атмосферы



 ядерный реактор; 2 – блок теневой радиационной защиты; 3 – защитный экран; 4 – собственная внешняя атмосфера аппарата; 5 – система отодвижения ядерного реактора; 6 – телесный угол теневой радиационной защиты; 7 – поверхностный слой собственной внешней атмосферы; 8 – модули специальных и служебных систем.

рисунок 3. Схема структурно-функциональной модели КА с ядерным реактором в подкритичном состоянии в условиях воздействий собственной внешней газопылевой атмосферы, разделённой защитным экраном

реакторах происходит в основном в радиальном (поперечном) направлении.

Выведение ядерного реактора на любой рабочий режим в условиях существования внешней атмосферы кардинально изменяет состояние сложной технической системы. На рисунке 4 показано, что при отсутствии разделяющего атмосферу экрана в ней формируются вихревые потоки не только в радиальном направлении, но и в направлении продольной оси КА.

ЯВЛЕНИЯ НАВЕДЁННОЙ РАДИАЦИИ ЧЕРЕЗ СРЕДЫ СОБСТВЕННЫХ ВНЕШНИХ АТМОСФЕР Космических аппаратов с ядерными реакторами



 ядерный реактор; 2 – блок теневой радиационной защиты; 3 – система отодвижения ядерного реактора;
 продольные потоки МДЧ с активированными ядрами веществ; 5 – продольные потоки МДЧ с дезактивированными вследствие произвольных распадов ядрами веществ; 6 – модули специальных и служебных систем; 7 – поверхностный слой собственной внешней атмосферы;

8 – телесный угол теневой радиационной защиты;

9 – собственная внешняя атмосфера аппарата;

10 – область интенсивной активации ядер веществ атмосферы.

рисунок 4. Схема структурно-функциональной модели КА с активированным ядерным реактором в условиях воздействий собственной внешней газопылевой атмосферы



 продольные вихревые потоки ионизованной плазмы с активированными ядрами веществ; 2 – область интенсивной активации ядер веществ атмосферы;
 э – ядерный реактор; 4 – блок теневой радиационной защиты; 5 – поверхностный слой собственной внешней атмосферы; 6 – система отодвижения ядерного реактора;
 поперечные вихревые потоки плазмы в областях модулей специальных и служебных систем; 8 – модули специальных и служебных систем; 9 – телесный угол теневой радиационной защиты; 10 – защитный экран.

рисунок 5. Схема структурно-функциональной модели КА с активированным ядерным реактором в условиях воздействий собственной внешней газопылевой атмосферы, разделённой защитным экраном



 рассеивающийся нейтрализованный газопылевой поток из области интенсивной активации ядер веществ атмосферы;
 продольные потоки нейтрализованной плазмы с активированными ядрами веществ;
 электронный нейтрализатор плазмы с термоэмиссионным катодом;
 активная зона ядерного реактора;
 б – блок радиационной защиты;
 б – защитный экран;
 с собственная внешняя атмосфера КА в областях модулей специальных и служебных систем;
 в – система отодвижения ядерного реактора;
 телесный угол теневой радиационной защиты;
 поверхностный слой собственной внешней атмосферы;
 модули специальных и служебных систем.

рисунок 6. Схема структурно-функциональной модели КА с активированным ядерным реактором в условиях воздействий собственной внешней газопылевой атмосферы, разделённой защитным экраном с нейтрализатором плазменной среды



с обственная внешняя газопылевая атмосфера
 с активированными ядрами веществ; 2 – потоки газа
 очистки забортного пространства от наведённой
 радиации; 3 – электронный нейтрализатор плазмы
 с термоэмиссионным катодом; 4 – сопла газового
 устройства для продувки забортного пространства;
 5 – газовый баллон; 6 – телесный угол теневой
 радиационной защиты; 7 – система отодвижения ядерного
 реактора; 8 – модули специальных и служебных систем.

рисунок 7. Схема структурно-функциональной модели КА с активированным ядерным реактором в условиях воздействий собственной внешней газопылевой атмосферы, продуваемой потоком газа с целью очистки забортного пространства от наведённой радиации
Перемещения в продольном направлении появляются вследствие генерации избыточного потенциала среды, существенного увеличения объёмного заряда и температуры в области атмосферы, окружающей ядерный реактор, по сравнению с соответствующими параметрами атмосферы, находящейся в удалённом от реактора забортном пространстве. Это предопределяет перенос активированных излучениями реактора ядер веществ, входящих в состав атмосферы, и появление процесса наведенной радиации на корпус космического аппарата и навесные упругие элементы конструкции. Для предотвращения продольного перемещения атмосферы устанавливается защитный экран, препятствующий такому движению (рисунки 3, 5, 6).

С целью повышения интенсивности рассеивания атмосферы в космическое пространство используются термоэмиссионные источники электронов, нейтрализующие положительный объёмный заряд атмосферы и устраняющие, таким образом, электростатические притяжения среды (рисунки 6, 7). Для создания электростатического отталкивания активированной атмосферной среды от разделяющего экрана на него наносится положительный потенциал (рисунки 5, 6).

Модель сложной технической системы «КА с ЯЭУ – CBA», в которой осуществляется защита от наведённой радиации с помощью очистки забортного пространства от газопылевой среды, показана на рисунке 7. Излучения бортового ядерного реактора, функционирующего в условиях собственной внешней атмосферы, создают в окружающей его атмосфере зону сильно активированной среды, способной генерировать наведённую радиацию с высокой интенсивностью. Для очистки забортного пространства от радиационно-активной среды нами предусмотрено оснащение аппарата пневматическим устройством, обеспечивающим осуществляемую с помощью сопел продувку околореакторного пространства интенсивными потоками сжатого газа, например азота. Для устранения сил электростатического притяжения, действующих между отрицательно заряженным корпусом КА и положительным объёмным зарядом собственной атмосферы, используются термоэмиссионные инжекторы электронов, установленные в области ядерного реактора. С целью компенсации реактивных воздействий истекающего газа на корпус аппарата в пневматической системе предусмотрены газовые сопла, обдувающие забортное пространство в противоположном направлении, т.е. в области конструкции, удалённой от ядерного реактора.

Все средства защиты от наведённой радиации через собственную внешнюю атмосферу при функционировании ядерного реактора системы энергообеспечения КА являются предметом оформленных заявок на выдачу патентов на изобретения.

заключение

Выполнен анализ химических и ядерных превращений в собственной внешней атмосфере КА, имеющего бортовую ядерную энергоустановку; обоснованы факторы, приводящие к образованию условий для активации ядер веществ атмосферы и переносу активированной среды в обход блока радиационной защиты в область модуля целевой и обеспечивающих бортовых систем конструкции КА. Разработаны структурно-функциональные модели, представляющие схемы конструкций КА с ядерными энергоустановками и собственными внешними газопылевыми атмосферами, а также схемы протекающих электрохимических и ядерных процессов, приводящих к появлению наведённых радиаций. Рассмотрены конструктивные схемы различных защит космического аппарата от факторов радиационного воздействия бортового ядерного реактора на конструкционные материалы и электронные приборы через наведённую радиацию внешней собственной атмосферы. Обоснованы оформленные заявки на патенты изобретений, позволяющих устранить процессы наведений радиаций, активирующихся излучениями ядерных реакторов в незащищённых (боковых) направлениях.

список литературы

Аскеров Ф.А., Атамасов В.Д., Полетаев Б.И. Космонавтика XXI века и ядерные термоэмиссионные энергетические установки / Под ред. А.П. Ковалева, В.Ф. Фатеева. СПб.: Агентство «РДК-Принт», 2002. 384 с.

Атамасов В.Д., Бабук В.А., Немыкин С.А., Полетаев Б.И. и др. Теоретические основы, особенности конструкций и испытаний ядерных энергетических установок космического базирования: учеб. СПб.: АНО ЛА «Профессионал», 2016. 640 с.

Атамасов В.Д., Бабук В.А., Немыкин С.А., Романов А.В. и др. Ядерные орбитальные комплексы: учеб. СПб.: АНО ЛА «Профессионал», 2016. 800 с.

Дегтярь В.Г., Молчанов С.Ф. Исследовательские эксперименты в космическом пространстве с новыми образцами космической техники // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 115-118.

Кузнецов И.А., Захаров А.В., Дольников Г.Г., Ляш А.Н. и др. Лунная пыль: свойства и методы исследований // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 20-32.

Курчатов И.В. Избранные труды в трех томах. Том 2. Нейтронная физика / Под общ. ред. академика А.П. Александрова. М.: Наука, 1982. 368 с.

Новиков Л.С. Высокоскоростные соударения в космосе: учеб. пособие. М.: Изд-во УНЦ ДО, 2003. 72 с.

Статья поступила в редакцию 07.08.2017 г.

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АТМОСФЕРНЫХ ЗОНДОВ ЗМЕЙКОВОГО ТИПА (ВЕТРОЛЁТОВ) ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ АТМОСФЕРЫ ВЕНЕРЫ

ANALYSIS OF DESIGN CHARACTERISTICS OF ATMOSPHERIC PROBES OF A SNAKE TYPE (VETROLET) FOR STUDYING THE ATMOSPHERE OF VENUS



И.А. Соболев¹, кандидат технических наук, i.sobolev@sputnix.ru, sw72@mail.ru; **I.A. Sobolev**

В России в рамках проекта «ВЕНЕРА-Д» осуществляются работы по созданию космического аппарата для длительных исследований Венеры. В результате проведённых НИР была предложена концепция атмосферного зонда змейкового типа, предназначенного для осуществления исследований в атмосфере Венеры. В статье описывается принцип полёта, рассматриваются основные конструктивные особенности и технические характеристики зондов, а также приведены рекомендации по выбору технических решений.

Ключевые слова: проект «ВЕНЕРА-Д»; атмосфера Венеры; исследования Венеры; ветролёт; атмосферный зонд; парашют.

введение

Практика исследования Венеры показала актуальность и целесообразность создания зондов, предназначенных для долговременного нахождения в атмосфере планеты и осуществления исследований как самой атмосферы, так и поверхности планеты. Впервые в мировой практике запуск зондов аэростатного типа в атмосферу Венеры состоялся в ходе осуществления проекта «ВЕГА» 11 и 15 июня 1986 года (*Вайсберг О.Л.*, 2016). Аэростаты полностью выполнили запланированную программу полёта, подтвердив практическую реализуемость выбранной концепции. At present, in Russia, within the framework of the «VENERA-D» project, works is underway to create a spacecraft for the long-term research of Venus. As a result of this research, the concept of an atmospheric snake-type probe for research in the atmosphere of Venus was proposed. The paper describes the principle of flight, examines the main design features and technical characteristics of the probes, as well as provides recommendations for the selection of technical solutions.

Key words: «VENERA-D» project; atmosphere of Venus; research of Venus; vetrolet; atmospheric probe; parachute.

В то же время возможности аэростатных зондов ограничиваются возникающими техническими проблемами (в частности ограниченной ёмкостью аккумуляторной батареи и газопроницаемостью оболочки баллона), а также свойствами венерианской атмосферы, в первую очередь высокой скоростью её циркуляции и динамической нестабильностью. С другой стороны, высокая стоимость организации экспедиции и ценность получаемых научных данных требуют увеличения срока активного существования зондов, что, в свою очередь, приводит к новым конструктивным и даже концептуальным решениям.

¹ ООО «СПУТНИКС», Россия, г. Москва.

SPUTNIX Ltd, Russia, Moscow.

1. Схема зонда

Краткое описание концепции зонда-ветролёта было впервые приведено в работе (Воронцов В.А. и др., 2012). Применение планирующего зонда такого типа также рассматривалось в рамках неосуществлённого проекта «ВЕСТА» (Лемешевский С.А и др., 2017), при этом срок активного существования зонда должен был составлять 1 месяц, масса научной аппаратуры – 20 кг, а высота полёта – 40–50 км Воронцов В.А. и др., 2012).

Зонд-ветролёт представляет собой аэродинамический безмоторный летательный аппарат, предназначенный для исследования атмосферы и поверхности Венеры. Поступательное движение зонда осуществляется за счёт действия ветра, подъёмная сила создаётся за счёт аэродинамического качества несущего элемента. В состав зонда конструктивно входят (рисунок 1):

- несущий элемент, предназначенный для создания подъёмной силы и силы дрейфа;
- тормозящий парашют, предназначенный для создания тормозящего усилия, обеспечивающего натяжение леера и работу несущего элемента;
- гондола, предназначенная для размещения приборного оборудования;
- леер, обеспечивающий механическую связь гондолы и несущего элемента.

В работе (Воронцов В.А. и др., 2012) были приведены общие конструктивные зависимости зонда змейковой схемы. Возможны два варианта конструктивного исполнения зонда, различающихся конструкцией несущего элемента. В первом варианте несущий элемент выполняется в виде мягкой (параплан) или полужёсткой (дельтаплан) конструкции, во втором – в виде жёсткой конструкции и представляет собой планер.

Достоинствами мягкой и полужёсткой схемы являются низкая масса, простота конструкции несущего элемента и простота его развёртывания. К недостаткам относятся опасность запутывания строп в процессе раскрытия, опасность воздействия на уложенный несущий элемент факторов длительного космического перелёта, вероятность разрыва несущего элемента в момент раскрытия, а также сложность управления полётом.

К достоинствам жёсткой схемы относятся более высокая стойкость конструкции к факторам космического перелёта, отсутствие строп, более высокая прочность и жёсткость конструкции, возможность размещения системы управления непосредственно на несущем элементе, возможность выбора формы профиля несущего элемента и обеспечения лучших аэродинамических характеристик. В случае полёта несущего элемента над облачным слоем имеется возможность размещения на несущем элементе двигательной установки для поддержания (при необходимости) высоты полёта и панелей фотоэлектронных преобразователей для подзарядки аккумуляторных батарей. Недостатками этой схемы являются более высокая масса несущего элемента и определённая сложность его раскладывания в полётную конфигурацию.



несущий элемент; 2 – тормозящий парашют; 3 – гондола; 4 – леер.
 рисунок 1. Схема сил, действующих на зонд-ветролёт

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АТМОСФЕРНЫХ ЗОНДОВ ЗМЕЙКОВОГО ТИПА (ВЕТРОЛЁТОВ) ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ АТМОСФЕРЫ ВЕНЕРЫ

2. Основные проектные зависимости

В процессе дрейфа несущий элемент находится на высоте H, на которой скорость ветра составляет V_H , гондола и тормозящий парашют – на высоте h, скорость ветра V_h . При этом H > h, а $V_H > V_h$. В результате действия ветра зонд, как жёсткое целое, движется со скоростью V_c , причём $V_h < V_c < V_H$. Таким образом, скорость потока, набегающего на несущий элемент, составляет $w_H = V_H - V_c$, а на гондолу и тормозящий парашют $w_h = V_c - V_h$.

Установившийся полёт зонда в атмосфере в наиболее простой постановке описывается системой двух уравнений. Первое уравнение представляет собой равенство сил сопротивления несущего элемента и тормозящего парашюта с гондолой:

$$C_{Xk} \rho_H \frac{(V_H - V_c)^2}{2} S_k = (C_{Xp} S_p + C_{Xg} S_g) \rho_h \frac{(V_c - V_h)^2}{2}, \quad (1)$$

где V_h – скорость ветра на высоте полёта гондолы, м/с;

 V_{H} – скорость ветра на высоте полёта несущего элемента, м/с;

 V_c – скорость полёта зонда, м/с;

ρ_h – плотность атмосферы на высоте полёта гондолы, кг/м³;

 ρ_H – плотность атмосферы на высоте полёта несущего элемента, кг/м³;

С_{хр} – коэффициент сопротивления парашюта;

 S_p – площадь парашюта, м²;

 C_{Xg} – коэффициент сопротивления гондолы;

 S_g – площадь миделя гондолы, м²;

C_{Xk} – коэффициент сопротивления несущего элемента;

 S_k – площадь несущего элемента, м².

Второе уравнение есть равенство подъёмной силы несущего элемента и общего веса системы:

$$C_{Yk} \rho_H \frac{(V_H - V_c)^2}{2} S_k = (m_k + m_l + m_g + m_p) g_e, \qquad (2)$$

где *С_{1/k}* – коэффициент подъёмной силы несущего элемента;

m_k – масса несущего элемента, кг;

 m_l – масса леера, кг;

 m_g – масса гондолы, кг;

*m*_{*p*} – масса парашютной системы, кг;

 g_{s} – ускорение свободного падения, м/с².

Из уравнений (1) и (2) получаем

$$\frac{1}{k} = \frac{(C_{X_p} S_p + C_{X_g} S_g) \rho_h (V_c - V_h)^2}{2 (m_k + m_l + m_g + m_p) g_e},$$

где $k = \frac{C_{Y_k}}{2}$ – аэродинамическое качество несущен

где $k = \frac{1}{C_{Xk}}$ – аэродинамическое качество несущего элемента.

или с учётом того, что $V_c > V_h$,

$$V_{c} = V_{h} + \sqrt{\frac{2(m_{k} + m_{l} + m_{g} + m_{p})g_{s}}{k(C_{X_{p}} S_{p} + C_{X_{g}} S_{g})\rho_{h}}}.$$
(3)

Анализ формулы (3) показывает, что:

- увеличение аэродинамического качества несущего элемента влечёт за собой уменьшение значения выражения под знаком корня и, как следствие, при заданных значениях h и V_h приводит к снижению величины результирующей скорости зонда V_c. Так как для поддержания зонда в атмосфере необходимо соблюдение условия V_H>V_c, а скорость ветра увеличивается с высотой, то при меньшем значении V_c потребуется меньшая высота полёта несущего элемента H, а следовательно, и длина леера, что повышает надёжность зонда (меньше вероятность запутывания) и влечёт за собой некоторое снижение его массы;
- при фиксированном аэродинамическом качестве несущего элемента того же самого эффекта можно добиться путём повышения сопротивления тормозящего парашюта C_{Xg}S_g, снижения общей массы системы или снижением высоты полёта гондолы h.

Площадь несущего элемента определяется зависимостью

$$S_k = \frac{m_{\Sigma}}{p_s}$$

где $m_{\Sigma} = m_k + m_l + m_g + m_p$ – суммарная масса зонда; p_s – удельная нагрузка на площадь несущего элемента, кг/м².

В правой части при изменении высоты полёта и, как следствие, скорости обтекания и плотности атмосферы будут переменными величины m_k и m_l , которые можно представить в виде:

 $m_k = m_{y_{A}k} S_k$, где $m_{y_{A}k}$ – удельная масса несущего элемента, кг/м²;

 $m_l = m_{yal} L_l$, где m_{yal} – удельная масса леера, кг/м; L_l – длина леера, м.

блица 1 – Возможные диапазоны изменения характеристик несущего элемента

конструкция	аэродинамическое качество	нагрузка на площадь, кг/м ²	удельная масса, кг/м ²
мягкая (параплан)	57	2.23.8	~ 0.25
полужёсткая (дельтаплан)	1112	1011	1.53
жёсткая (планер)	1535 и выше	1530 и выше	810 и выше

Тогда из формулы (2) имеем для скорости потока, набегающего на несущий элемент

$$V_H - V_c = \sqrt{\frac{2p_s g_s}{C_{Yk} \rho_H}}.$$
(4)

Как видно из (4), увеличение нагрузки на крыло влечёт за собой увеличение требуемой скорости обтекания несущего элемента $V_H - V_c$, или при фиксированной V_c – увеличение V_H , т.е. увеличение высоты полёта несущего элемента и, как следствие, длины леера.

Анализ земных аналогов показывает, что аэродинамическое качество несущего элемента, нагрузка на площадь и удельная масса могут изменяться в следующих интервалах (таблица 1).

3. Работа тормозящего купола

Схема функционирования тормозящего купола показана на рисунке 2.

Из схемы видно, что тормозящий купол находится в рабочем состоянии тогда, когда перепад давлений на его внешней и внутренней стороне $\Delta p = p_1 - p_2$ больше, чем удельный вес ткани купола $m_{ya}g_e$ (в обратном случае произойдет прогиб верхней кромки и схлопывание купола). Согласно (*Лобанов Н.А.*, 1965) перепад давления Δp связан со скоростным напором на купол $q = \frac{\rho_h W}{2}$ соотношением $\Delta p = 1.6q$. Таким образом, приходим к соотношению

$$1.6 \frac{p_h m_h}{2} > m_{y_{\pi}} g_e$$

или
$$w_h > \sqrt{\frac{m_{y_{\pi}} g_e}{0.8 \rho_h}} = w_{h \min} \quad .$$
(5)

Принимая удельную массу парашютной ткани равной 220 г/м² и ориентируясь на распределение скорости ветра по высотам, приведённое в таблице 2, получим следующие значения минимальной скорости потока, набегающего на тормозящий купол (рисунок 3).

Таким образом, минимальная необходимая скорость обтекания тормозящего купола *w_h* увеличивается по мере роста высоты полёта гондолы и соответствующего ей снижения плотности атмосферы.

Отмечая, что $w_h = V_c - V_h$, и рассматривая совместно выражения (3) и (5), получаем

$$\sqrt{\frac{2(m_k + m_l + m_g + m_p)g_s}{k(C_{\chi_p} S_p + C_{\chi_g} S_g)\rho_h}} > \sqrt{\frac{m_{y_{\mu}}g_s}{0.8 \rho_h}}.$$

Полагая, что коэффициент сопротивления тормозящего парашюта C_{χ_p} отнесён к его полной площади S_p , что означает $m_{y_{\rm R}}S_p=m_p$ (в случае если масса строп вносит существенно меньший вклад в массу парашюта по сравнению с куполом), после преобразований получаем

$$m_{p} < \frac{1.6 (m_{k} + m_{l} + m_{g})}{k(C_{Xp} + C_{Xg} \frac{S_{g}}{S_{p}}) - 1.6}$$

ИЛИ

$$k \left(C_{Xp} + C_{Xg} \frac{S_g}{S_p} \right) < 1.6 \left(1 + \frac{m_k + m_l + m_g}{m_p} \right).$$
(6)

Соотношение (6) устанавливает связь между массовыми и аэродинамическими характеристиками основных элементов зонда-ветролёта.

Минимально допустимое значение скорости обтекания несущего элемента соответствует скорости сваливания, определяемой по зависимости



 $\Delta p = p_1 - p_2$

рисунок 2. Условие функционирования тормозящего купола

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АТМОСФЕРНЫХ ЗОНДОВ Змейкового типа (ветролётов) для изучения атмосферы венеры



рисунок 3. Минимальная скорость потока, набегающего на тормозящий купол

$$W_{\rm cB} = k_v \sqrt{\frac{2 m_\Sigma g_s}{0.85 C_{\rm Ymax} \rho_H S_k}},\tag{7}$$

где $C_{Y_{\text{max}}}$ – максимальный коэффициент подъёмной силы несущего элемента; k_{ν} – коэффициент запаса по скорости.

Таким образом, минимально допустимая скорость ветра на высоте полёта несущего элемента V_H при определённом по формуле (3) значении скорости зонда V_c будет определяться зависимостью

$$V_{H\min} = V_c + W_{cb}$$

или с учётом формул (3) и (7)

$$V_{H\min} = V_h + \sqrt{\frac{2 \, m_\Sigma \, g_s}{k(C_{Xp} \, S_p + C_{Xg} \, S_g) \rho_h}} + k_v \sqrt{\frac{2 \, m_\Sigma \, g_s}{0.85 C_{Y\max} \, \rho_H S_k}}.$$
 (8)

Таким образом, минимальная скорость ветра на высоте полёта несущего элемента складывается из скорости ветра на высоте полёта гондолы, скорости обтекания тормозящего парашюта и скорости сваливания несущего элемента. Первое слагаемое определяется требуемой высотой полёта гондолы с приборным оборудованием, второе и третье – выбором массово-геометрических характеристик зонда.

Определив V_{Hmin} , по табличному профилю ветров либо путём интерполяции, находим необходимую высоту полёта несущего элемента H. Следует заметить, что до определения высоты H не известны значения плотности атмосферы на этой высоте ρ_H . Таким образом, процесс определения высоты H при проектировании будет носить итерационный характер.

Также после определения высоты H требуется уточнить массу леера m_l в соответствии с изменившимся перепадом высот.

Угол наклона леера к горизонтальной плоскости в точке соединения с гондолой найдём из условия равновесия гондолы (рисунок 4):

$$tg\alpha_{1} = \frac{(m_{g} + m_{p})g_{s}}{(C_{\chi_{p}} S_{p} + C_{\chi_{g}} S_{g})\rho_{h} \frac{(V_{c} - V_{h})^{2}}{2}} = \frac{2(m_{g} + m_{p})g_{s}}{(C_{\chi_{p}} S_{p} + C_{\chi_{g}} S_{g})\rho_{h} (V_{c} - V_{h})^{2}}.$$
(9)

Предполагая величину прогиба леера малой по сравнению с его длиной, получим из условия равновесия леера (рисунок 4):

 $\begin{cases} N_1 \cos\alpha_1 = N_2 \cos\alpha_2 \\ N_1 \sin\alpha_1 + m_l g_s = N_2 \sin\alpha_2. \end{cases}$



рисунок 4. Условия равновесия гондолы, леера и несущего элемента

Тогда

$$tg\alpha_2 = tg\alpha_1 + \frac{m_l g_s}{N_1 \cos \alpha_1} =$$
$$= tg\alpha_1 + \frac{2m_l g_s}{(C_{Xp} S_p + C_{Xg} S_g)\rho_h (V_c - V_h)^2}$$

или с учётом формулы (9)

tg
$$\alpha_2 = \frac{2 (m_g + m_p + m_l) g_e}{(C_{X_p} S_p + C_{X_g} S_g) \rho_h (V_c - V_h)^2}$$

Длину леера определим из рисунка 4, в первом приближении аппроксимируя форму изогнутого леера дугой окружности:

$$L_l = \frac{(H-h)(\alpha_2-\alpha_1)}{\cos\alpha_1-\cos\alpha_2}.$$

4. Характеристики атмосферы Венеры

Ключевой характеристикой внешних условий, определяющих функционирование и в конечном итоге конструктивные характеристики ветролёта, является распределение скоростей ветров по высоте.

В настоящее время о состоянии атмосферы Венеры можно судить по опубликованным результатам исследований, осуществлённых с помощью автоматических межпланетных станций.

Согласно (*Svedhem H.*, 2007) на высоте 70 км средняя скорость ветра составляет 100±10 м/с в диапазоне широт от 0 до 50 градусов. При этом на высоте 50 км градиент скорости по высоте (вертикальный сдвиг) составляет 3 м/с/км.

В работе (Sánchez-Lavega A., 2008) указаны следующие характеристики атмосферы Венеры. В низких широтах Южного полушария отмечены зональные ветра со скоростью 105 ± 10 м/с на высоте 61-66 км (верхняя поверхность облачного слоя), эта скорость постоянна до 55 ю.ш., затем спадает до 0 к полюсу (градиент – 0.026 м/с/км). На высоте 47 км (нижняя поверхность) скорость зональных ветров составляет $60-70\pm10$ м/с, затем спадает до 0 к полюсу (градиент – 0.021 м/с/км).

В высоких широтах – 15 м/с без вертикального градиента.

Меридиональные ветра – 5–10 м/с (осреднение по Южному полушарию).

Вертикальный сдвиг: в зоне от 0 до 55 ю.ш. – 8 ± 2 м/с в диапазоне высот 61–66 км, менее 1 м/с в диапазоне высот 47–61 км. В околополярных областях в диапазоне 47–66 км – 2 м/с/км.

В работе (*Patsaeva M.V. et al.*, 2015) говорится, что на высоте 67±2 км скорость зонального ветра составляет 90 м/с в низких широтах, 100 м/с на уровне широт 40–50 ю.ш., затем спадает до 0. Скорость меридионального ветра изменяется от 0 м/с на экваторе до 10–15 м/с на 50–60 ю.ш. Согласно (*Hueso R. et al.*, 2008) в низких широтах зональные ветра на высотах 47–66 км достигают скорости 105 м/с у верхней границы диапазона, 60–70 м/с у нижней. В высоких широтах – спадают и ветра, и сдвиг. Меридиональные – 10 м/с на 55 ю.ш.

Как видно, профиль скорости ветра по высоте для атмосферы Венеры достаточно сложен. Потому в рамках предварительных проектных исследований была принята упрощённая модель с параметрами, приведёнными в таблице 2.

ветра по выс	соте			1	
высота. км	скорость ветра.	м/с	градиен	нт скорости	

таблица 2 – Принятая модель распределения скоростей

высота, км	скорость ветра, м/с	градиент скорости ветра, м/с/км
45	52	3
61	100	8
65	132	_

Другим важным параметром атмосферы Венеры, необходимым для осуществления моделирования, является её плотность. В рамках данной статьи принято распределение плотности на основе данных (*Petropoulos B.*, 1988), приведённых в таблице 3.

таблица 3 – Принятая модель распределения плотности атмосферы по высоте

высота, км	плотность атмосферы, кг/м ³
45	2.460
50	1.460
55	0.868
60	0.381
65	0.161
70	0.065

Учёт влияния на состояние конструкции зонда температуры атмосферы и её химического состава выходит за рамки данной статьи.

5. Результаты проектного расчёта

Для проведения предварительного проектного расчёта использовалась программа, написанная на языке С++.

Предварительный проектный расчёт проводился для массы гондолы M_r =30 кг и трёх вариантов исполнения конструкции несущего элемента – мягкой, полужёсткой и жёсткой. Разница в исполнениях конструкции несущего элемента выражалась в соответствующих значениях удельной массы и нагрузки на единицу площади.

Аэродинамическое качество несущего элемента варьировалось в диапазоне, соответствующем типовым значениям для данного типа конструкции несущего элемента.

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АТМОСФЕРНЫХ ЗОНДОВ ЗМЕЙКОВОГО ТИПА (ВЕТРОЛЁТОВ) ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ АТМОСФЕРЫ ВЕНЕРЫ

Результаты расчётов приведены ниже (рисунки 5–9). В связи с ограниченным объёмом статьи приводятся результаты, полученные только для варианта мягкой конструкции несущего элемента, для которого были выбраны величины нагрузки на площадь ps=3.1 кг/м² и удельной массы $m_{yak}=0.25$ кг/м². Удельная масса леера выбрана равной $m_{yak}=1.132$ кг/км, что соответствует кевларовому тросу диаметром 1 мм.



рисунок 5. Зависимость высоты полёта несущего элемента от высоты полёта гондолы и аэродинамического качества несущего элемента. Масса гондолы *M*_r=30 кг



рисунок 6. Зависимость длины леера от высоты полёта гондолы и аэродинамического качества несущего элемента. Масса гондолы *M*_r=30 кг

Изломы графиков в окрестностях, соответствующих выходу несущего элемента на высоту полёта более 60 км, объясняются резким изменением на этих высотах профиля скорости ветра и более чем двухкратным увеличением градиента скорости по высоте, в то время как гондола и тормозящий парашют продолжают полёт на более низких высотах с прежним значением градиента скорости.



рисунок 7. Зависимость массы зонда от высоты полёта гондолы и аэродинамического качества несущего элемента. Масса гондолы *M*_r=30 кг



рисунок 8. Зависимость высоты полёта несущего элемента от высоты полёта гондолы и массы гондолы при аэродинамическом качестве несущего элемента *K*=8



рисунок 9. Зависимость длины леера от высоты полёта гондолы и массы гондолы при аэродинамическом качестве несущего элемента *K*=8

заключение

Рассматривая результаты предварительных проектных расчётов, показанные выше, можно сделать следующие выводы:

1. Определяющее влияние на конструктивные характеристики зонда-ветролёта оказывает распределение значения скорости ветра по высоте и его стабильность по времени. Таким образом, профиль ветра является одним из наиболее принципиальных исходных данных при проектировании. В ходе полёта зонда изменение скорости ветра будет оказывать принципиальное влияние на высоту полёта зонда и стабильность его функционирования.

2. С ростом аэродинамического качества несущего элемента при заданной высоте полёта гондолы высота полёта несущего элемента, масса зонда, длина леера и усилие его натяжения снижаются. Связано это с тем, что при большем значении аэродинамического качества та же подъёмная сила может быть создана при меньшем скоростном напоре, т.е. в рассматриваемом случае – при нахождении несущего элемента на меньшей высоте.

3. Рост нагрузки на площадь несущего элемента ведёт к увеличению всех указанных параметров.

4. Жёсткая конструкция несущего элемента («планерного» типа), предполагающая большее значение нагрузки на площадь и удельной массы, сама по себе будучи более надёжной с эксплуатационной точки зрения, снижает массовое совершенство зонда в целом и требует увеличения длины леера.

5. Мягкая конструкция несущего элемента улучшает массовые характеристики зонда, снижает длину леера, но при этом обладает существенно более низкой эксплуатационной надёжностью.

6. Во всех случаях длина леера составляет несколько километров, что требует решения ряда технологических и эксплуатационных вопросов, связанных с функционированием системы развёртывания, обеспечением надёжности и управляемости зонда в целом.

7. Учитывая указанные сложности, имеет смысл наряду с зондами такого типа рассмотреть возможность развёртывания в атмосфере Венеры аэродинамических автоматических аппаратов самолётного типа.

список литературы

Вайсберг О.Л. Проект «ВЕГА» – воспоминания участника (к 30-летию сближения КА с кометой Галлея) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 22-30.

Воронцов В.А., Крайнов А.М., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. и др. Предложения по расширению программы исследования Венеры с учетом опыта проектных разработок НПО им. С.А. Лавочкина // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. Вып. № 52. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 24.10.2015. URL: http://www.mai.ru/upload/ iblock/2b6/predlozheniya-po-rasshireniyu-programmyissledovaniy-venery-s-uchetom-opyta-proektnykhrazrabotok-npo-im.-s.a.-lavochkina.pdf (дата обращения: 08.04.2017).

Лемешевский С.А., Графодатский О.С., Карчаев Х.Ж., Воронцов В.А. Космические аппараты для контактных исследований планеты Венера. Опыт и перспективы (к 80-летию НПО имени С.А. Лавочкина и 50-летию космического аппарата «ВЕНЕРА-4») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 52-58.

Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. М.: Машиностроение, 1965. 363 с.

Hueso R. et al. The atmosphere of Venus: winds and clouds observed by Virtis/Venus Express // [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 10.05.2009. URL: http://www.slac.stanford.edu/econf/C07091016/papers/LNEAIII-Hueso.pdf (дата обращения: 08.04.2017).

Patsaeva M.V. et al. The relationship between mesoscale circulation and cloud morphology at the upper cloud level of Venus from VMC/Venus Express // Planetary and Space Science. 2015. V. 113-114. Р. 100-108. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 19.02.2016. URL: https://mipt.ru/dppe/upload/ispavr/2015_Patsaeva.pdf (дата обращения: 08.04.2017).

Petropoulos B. Physical parameters of the atmosphere of Venus // Earth, Moon and Planets (ISSN 0167-9295). July 1988. V. 42. P. 29-40. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. URL: http://articles.adsabs.harvard.edu/cgi-bin/nph-iarticle_query?1988EM%26P...42...29P&data_type=PDF_HIGH&whole_paper=YES&type=PRINTER & amp;filetype=pdf. doi:10.1007/BF00118037 (дата обращения: 08.04.2017).

Sánchez-Lavega A. et al. Variable winds on Venus mapped in three dimensions// Geophysical Research Letters. 2008. V. 35, L13204. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.01.2013. URL: http://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1029/2008GL033817/ epdf. doi:10.1029/2008GL033817 (дата обращения: 08.04.2017).

Svedhem H, Titov D. V., Taylor F.W., Witasse O. Venus as a more Earth-like planet // Nature. 2007. 450. Р. 629-632. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 20.11.2007. URL: https://www.researchgate.net/publication/5802281_ Venus_as_a_more_Earth-like_planet. doi:10.1038/ nature06432 (дата обращения: 08.04.2017).

Статья поступила в редакцию 28.07.2017 г.

О ВОПРОСАХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАГНИТОГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ В ЗАДАЧАХ ОДНООСНОЙ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ОБЪЕКТА

THE USE OF MAGNETOHYDRODYNAMIC ELEMENTS FOR UNIAXIAL ORIENTATION AND STABILIZATION OF A ROTATING SPACECRAFT



А.В. Меркулов¹, доцент, кандидат технических наук, avm_l@mail.ru; **A.V. Merkulov**

Рассматривается проблема применения нового исполнительного элемента, основанного на магнитогидродинамических эффектах (МГД-элемента), в контуре управления пространственным положением вращающегося космического аппарата. Один из возможных путей реализации этой идеи иллюстрируется на примере одноосной ориентации космического аппарата на Солнце и стабилизации соответствующего программного движения. Исследуется квазистационарный процесс разворота оси космического аппарата в инерциальном пространстве, обеспечиваемый МГД-элементом, устойчивость процессов раскрутки космического аппарата и разворота его оси.

Ключевые слова: вращающийся объект; устойчивость возмущённого движения.

¹ ФГБОУ ВО «Московский университет», Россия, г. Москва.

технологический



A.C. Шкель¹, кандидат технических наук, shkel-as@yandex.ru; A.S. Shkel'

The problems of the new element application based on magnetohydrodynamic effects (MHD element) in the control loop of spatial position of a rotating spacecraft are covered in this article. One of the possible ways to implement this idea is illustrated by the example of spacecraft uniaxial orientation to the Sun and stabilization of the corresponding programmed motion. Quasi-steady process of spacecraft axis turning in inertial space provided by MHD element, the stability of spacecraft spinning and its axis turning are investigated herein.

Keywords: rotating object; the stability of perturbed motion.

FSBEIHE «Moscow Technological University», Russia, Moscow.

Проблема учёта влияния вихревых полей на динамику твёрдого тела имеет большую историю. С подобного рода задачами приходится сталкиваться в различных отраслях научно-технической деятельности. Аналогичные проблемы возникают и при решении задач, связанных с улучшением динамических качеств транспортных систем на магнитном подвесе, ориентацией и стабилизацией искусственных спутников Земли и ракет-носителей космических аппаратов (КА) с помощью магнитных (электромагнитных) систем, в проводящих элементах которых наводятся вихревые токи. Наиболее полное внимание этому классу задач уделялось в исследованиях, проводившихся группами учёных под руководством Г.С. Нариманова, П.Е. Эльясберга, Б.И. Рабиновича.

Рассмотрим вращающийся КА с одноосной ориентацией на Солнце. В отличие от традиционных систем коррекции пространственного положения КА (ориентации и стабилизации) с помощью верньерных двигателей, в качестве исполнительного элемента в контуре управления будем рассматривать МГДэлемент, при этом состав измерений остаётся тем же. В данном случае в качестве измерителя используется датчик угла между продольной осью КА и направлением на Солнце («солнечный датчик») (Белецкий В.В., 1965; Ишлинский А.Ю., Темченко М.Е., 1960; Меркин Д.Р., 1974).

Ограничимся краткими сведениями о МГД-элементе в простейшей его версии. Этот элемент представляет собой полость вращения, размещённую между полюсными наконечниками четырёх электромагнитов. Полость частично заполнена высокоэлектропроводной жидкостью, например ртутью, а ещё лучше – её амальгамой на базе никеля или железа, обладающей ферромагнитными свойствами. Причём глубина цилиндрического слоя жидкости, образующегося при её вращении вместе с КА, мала по сравнению со средним радиусом полости. Для более быстрого вовлечения всей массы жидкости во вращение вместе с КА в полости предусмотрены внутренние радиальные ребра (Микишев Г.Н., Рабинович Б.И., 1971; Меркулов А.В., Шкель А.С., 2011; Меркулов А.В., Шкель А.С., 2008).

Все обобщённые координаты и скорости будем считать малыми величинами, квадратами и произведениями которых можно пренебречь.

Предполагается, что магнитное поле, создаваемое электромагнитами, обладает следующими свойствами:

 поле представляет собой сумму двух независимых полей: поля подмагничивания и управляющего поля, со значительно меньшей по модулю напряжённостью;

- в области, занятой жидкостью, оно параллельно оси вращения КА;
- поле подмагничивания однородно в направлении дуги окружности и имеет градиент в направлении от периферии к продольной оси полости, т.е. близко по конфигурации к полю диполя с осью, совпадающей с осью полости; оно является либо постоянным, либо монотонно изменяющимся, причём «медленно» по отношению к доминантному периоду собственных колебаний жидкости;
- управляющее поле сегментировано в пространстве на два независимых, занимающих по два противолежащих сектора с углом раствора ~90° каждый; диаметральная плоскость, проходящая через биссектрису каждого из секторов, является плоскостью симметрии для этих полей, совпадающей с одной из плоскостей стабилизации КА;
- составляющие управляющего поля в симметричных точках каждого из противоположных секторов имеют равные по модулю, но противоположные по знаку напряжённости; поле может изменяться по времени произвольным образом, в соответствии с тем или иным законом управления, который может быть ориентирован как на улучшение устойчивости (в дополнение к «естественной» гироскопической стабилизации), так и на обеспечение коррекции пространственного положения оси вращения (одноосной ориентации) КА (Фейнман Р. и др., 1977).

Мы будем предполагать, что имеет место следующая циклограмма управления пространственным положением КА:

- включается программа закручивания КА относительно продольной оси, направление которой в этот момент близко к направлению на Солнце. Программа работает до достижения заданной угловой скорости ω₀=ω_{0max} (режим закрутки);
- дальнейшее движение происходит в режиме чисто гироскопической стабилизации с выключенным МГД-элементом (режим свободного движения). Этот режим длится до момента «ухода» оси КА от направления на Солнце изза орбитального движения Земли и внешних долгопериодических;
- включение программы разворота оси объекта в инерциальном пространстве с помощью МГДэлемента и работа программы до совпадения оси с направлением на Солнце (с точностью до размера зоны нечувствительности датчика; режим одноосной ориентации на Солнце).

Два последних этапа периодически повторяются.

О ВОПРОСАХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАГНИТОГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ В ЗАДАЧАХ ОДНООСНОЙ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ОБЪЕКТА

Следует подчеркнуть, что программное движение КА как при раскрутке, так и при развороте его оси носит квазистационарный характер, т.е. соответствующее характерное время значительно больше периода собственных колебаний жидкости. В то же время эти «медленные» режимы являются достаточно «быстрыми», чтобы считать Солнце на всём их протяжении неподвижным (Пожалостин А.А., 1966).

Приведём основные обозначения, используемые в дальнейшем для комплексных функций, описывающих положение КА и жидкости в любой момент времени и командные токи и напряжения:

Фактическое движение (связанная система координат): ω , θ , *s*, *I*, *V*.

Программное движение (связанная система координат): $\tilde{\omega}$, $\tilde{\theta}$, \tilde{s} , \tilde{I} , \tilde{V} .

Фактическое движение (абсолютная система координат): θ^* , s^* , I^* , V^* .

Программное движение (абсолютная система координат): $\tilde{\theta}^*, \tilde{s}^*, \tilde{I}^*, \tilde{V}^*$.

Величины, относящиеся к фактическому движению, связаны между собой следующими соотношениями:

$$\omega^{*} = \omega e^{i\omega_{0}t}; \ \theta^{*} = \theta e^{i\omega_{0}t}; \ s^{*} = s e^{i\omega_{0}t};$$

$$I^{*} = I e^{i\omega_{0}t}; \ V^{*} = V e^{i\omega_{0}t}.$$
(1)

Здесь

 $\omega = \omega_2 + i\omega_3; \theta_2 = i\theta_3; s = p + iq;$

$$I = I_2 + I_3; V = V_2 + iV_3.$$

То же относится к программному движению.

Рассмотрим математические модели на этапах раскрутки и свободного движения объекта (Беляев Б.Б. и др., 2016; Лаптев М.Ю. и др., 2016; Розин П.Е., 2016). Здесь невозмущённым движением является вращение КА относительно оси, совпадающей с главной центральной осью (продольной осью КА), неподвижной в инерциальном пространстве, направленной на Солнце. При этом угловая скорость ω₀ собственного вращения совпадает с программной угловой скоростью $\widetilde{\omega}(t)$, меняющейся по определённому закону на этапе раскрутки и равной постоянному значению на этапе свободного движения КА с выключенным питанием МГД-элемента. Учитывая дополнительные допущения, сформулированные выше, можно пренебречь радиальным градиентом поля подмагничивания и вихревыми токами в магнитопроводе (Рабинович Б.И., 2003; Рабинович Б.И., Гришин А.В., 2004; Рабинович Б.И. и др., 2003).

В результате получим следующую модель возмущенного движения в плоскостях стабилизации:

$$A\dot{\omega} - i[(C-A)\omega_0 + C^*\Omega]\omega + iz_0 m^*(\ddot{s} + 2i\omega_0\dot{s} - \omega_0^2s) = M;$$

$$\ddot{s} + (\beta - i\omega)\omega_0\dot{s} + k\omega(\Omega + \omega_0)^2 s - iz_0(\dot{\omega} + i\omega_0\omega) -$$

$$-2\alpha I^0 I = 0;$$

$$L\dot{I} + RI + m^*\alpha I^0 \dot{s} = V;$$

(2)

 $V = \mathcal{L}(\omega); \omega = \dot{\theta} + i\omega_0 \theta; \theta = -\Theta.$

Здесь $C^* = C^0 - C_*$, где C_* – момент инерции Жуковского с учётом внутренних радиальных рёбер в полости, содержащей жидкость;

 \mathcal{L} – оператор управления;

М – возмущающий момент, равный нулю на этапе раскрутки.

Модель программного вращения имеет вид

$$C\dot{\omega}_{0} + C^{*}\dot{\Omega} = M_{x};$$

$$C^{*}(\dot{\Omega} + \dot{\omega}_{0}) + \gamma \int_{-\infty}^{t} \frac{\dot{\Omega}(\tau)d\tau}{\sqrt{t - \tau}} = 0.$$

Решение этой системы $\omega_0 = \tilde{\omega}_0(t)$ и $\Omega = \tilde{\Omega}(t)$ при M_x =const суть программные функции раскрутки КА, описывающие квазистационарное вращение КА (*Мытарев А.И. и др.*, 2000; *Меркулов А.В.*, Шкель А.С., 2011; *Меркулов А.В.*, Шкель А.С., 2008). На этапе свободного движения

 $M_x=0, V=0, I=0, \Omega=0, \omega_0=\text{const}=\omega_{0\text{max}}.$

Возмущающий момент *М* отличен от нуля. Источником его могут быть гравитационные, аэродинамические и другие возмущения (*Мытарев А.И., Рабинович Б.И.* Об устойчивости... Случай одной полости, 2006; *Мытарев А.И., Рабинович Б.И.* Об устойчивости... Случай нескольких полостей, 2006).

Однако теперь мы располагаем новым независимым инструментом для коррекции пространственного положения оси вращения КА – операторами управления \mathcal{L} и M.

Возвращаясь к структуре математической модели КА с МГД-элементом, любопытно отметить своеобразный характер гироскопических связей между компонентами комплексных функций времени, играющих роль обобщённых скоростей, ω , \dot{s} , I. Эти связи имеют место между компонентами ω_2 , ω_3 , \dot{p} , \dot{q} и между компонентами \dot{p} , I_3 , \dot{q} , I_2 . Роль основного параметра, ответственного за взаимодействие одноименных элементов, различающихся только индексами, играет угловая скорость вращения КА ω_0 , а ответственного за взаимодействие разноимённых элементов (две последние пары) – ток подмагничивания I^0 .

Рассматривая устойчивость невозмущённого движения КА на этапе раскрутки, следует отметить, что невозмущённое движение КА на этом этапе совпадает, как было сказано выше, с программным вращением относительно неподвижной оси. Покажем, что наличие дополнительного контура управления для коррекции чисто гироскопической стабилизации КА, с солнечным датчиком в качестве измерителя и МГДисполнительным элементом, позволяет полностью исключить неустойчивость на всём этапе раскрутки (на участке свободного движения с *M*=0 система тело–жидкость устойчива). Введём в рассмотрение следующий простейший закон управления:

$$\mathcal{L}(\omega) = a_1 \omega_0 z_0 \omega, \tag{3}$$

где *a*₁ – некоторая вещественная постоянная.

Критерий устойчивости приобретает при этом форму

$$(1+\Omega^*)^2 \left[C - A + C^* \Omega^* \right] + \frac{m^2 z_0^2}{k \, \alpha} (Ka_1 - 1) > 0, \qquad (4)$$

где

 $\Omega^* = \frac{\Omega}{\omega_0}; \quad K = \frac{2\alpha I^0}{R}.$

Если выполнить условия

$$a_1 > \frac{R}{2\alpha I_0}; K > 1,$$

то система будет устойчива на всём протяжении процесса раскрутки КА.

Учитывая «медленность» процесса раскрутки КА, можно пренебречь слагаемым *LI* в уравнениях (2), что позволяет записать уравнения для *s* в виде

$$\ddot{s} + [(\beta - i \, \mathfrak{a})\omega_0 + \beta^*] \dot{s} + k \mathfrak{a} (\Omega + \omega_0)^2 s - i Z_0 \dot{\omega} - (Ka_1 - 1) z_0 \omega_0 \omega = 0,$$
rge
$$(2)$$
(5)

$$\beta^* = \left(\frac{2}{R}\right) m^* \alpha^2 I^{0^2}.$$

Как видно из (5), МГД-элемент влияет дополнительно на устойчивость через посредство коэффициента β^* . При выполнении критерия устойчивости (4) этот фактор работает в нужном направлении, усиливая устойчивость системы.

Остаётся добавить, что реализация на борту закона управления (3) требует вычисления компонент вектора абсолютной угловой скорости, т.е. функции $\omega(t)$ по показаниям солнечного датчика $\Theta(t)$.

Рассмотрим общую математическую модель программного разворота продольной оси КА (одноосной ориентации на Солнце). Её можно получить из (3) и (10) при $\Omega=0$, M=0, $\omega_0=$ const. Используя дополнительно соотношение (1), чтобы связать программную функцию $\widetilde{\Theta}(t)$ с $\widetilde{\Theta}^*(t)$, можно представить общую математическую модель в виде

$$A(\ddot{\Theta} + 2i\omega_{0}\dot{\Theta} - \omega_{0}^{2}\Theta) - iC(\dot{\Theta} + i\omega_{0}\Theta)\omega_{0} + iz_{0}m^{*}(\ddot{s} + 2i\omega_{0}\dot{s} - \omega_{0}^{2}s) = 0;$$

$$\ddot{s} + 2i\omega_{0}\dot{s} - \omega_{0}^{2}s + [\beta - (2 + \alpha)](\dot{s} + i\omega_{0}s)\omega_{0} - [1 + (1 - k)\alpha + i\beta]\omega_{0}s - [1 + (1 - k)\alpha + i\beta]\omega_{0}s - iz_{0}(\ddot{\Theta} + 2i\omega_{0}\dot{\Theta} - \omega_{0}^{2}\Theta) - 2\alpha I^{0}I = 0;$$

$$L\dot{I} + RI + m^{*}I^{0}\alpha\dot{s} = V;$$

$$V = \mathcal{L}_0[\widetilde{\Theta}(t)] + \mathcal{L}_1(\Delta);$$

$$\widetilde{\Theta}(t) = \widetilde{\Theta}^*(t) e^{-i\omega_0 t}; \ \theta = -\Theta; \ \Delta = \Theta - \widetilde{\Theta}(t).$$
(6)

Здесь $\Theta(t)$ – программное изменение угла направления на Солнце относительно продольной оси объекта $\Theta(t)$;

 $\Theta^*(t)$ – то же в инерциальном пространстве (в плоскости, проходящей через продольную ось КА и вектор направления на Солнце), т.е. вещественная функция.

Программный разворот происходит в плоскости, неподвижной в инерциальном пространстве. Поэтому целесообразно прежде всего перевести математическую модель (6) в эту плоскость, т.е. перейти от связанной системы координат к абсолютной. Соответствующие обобщённые координаты (верхний индекс *) связаны с использованными в модели (6) соотношениями (1). Модель (6) в новых переменных будет иметь вид

$$\begin{aligned} A\ddot{\Theta}^{*}-i\omega_{0}(\dot{\Theta}+im^{*}z_{0}\ddot{s}^{*}) &= 0;\\ \ddot{s}+[\beta-i(2+\infty)](\dot{s}^{*}+i\omega_{0}s^{*})\omega_{0}-[1+(1-k)\varkappa+i\beta]\omega_{0}s^{*}-\\ -iz_{0}\ddot{\Theta}^{*}-2\alpha I^{0}I^{*} &= 0;\\ L(\dot{I}^{*}-i\omega_{0}I^{*})+RI^{*}+\alpha I^{0}m^{*}(\dot{s}^{*}-i\omega_{0}s^{*}) &= V^{*};\\ V^{*}=\mathcal{L}_{\theta}[\widetilde{\Theta}^{*}(t)+\mathcal{L}_{\delta}(\delta^{*})];\\ \Delta^{*}&=-[\Theta+\widetilde{\Theta}^{*}(t)], \end{aligned}$$

где \mathcal{L}_{θ} и \mathcal{L}_{δ} – законы управления в абсолютной системе координат.

Квазистационарный, т.е. «медленный», программный разворот продольной оси КА в инерциальном пространстве на малый угол $\tilde{\Theta}_0^*$ (программное значение начального пеленга на Солнце) описывается прецессионными уравнениями. Эти уравнения в рассматриваемом случае можно получить из (12), положив: $\ddot{s}^*=0$ (кроме первого уравнения), $\ddot{\theta}^*=0$; $\Delta^*=0$, $\dot{I}^*=0$. Приняв дополнительно k=1, $\beta=0$, получим

$$C\omega_{0}\dot{\tilde{\Theta}}^{*} - m^{*}z_{0}\dot{\tilde{s}}^{*} = 0;$$

$$(2 + \varpi)\omega_{0}\dot{\tilde{s}}^{*} + i(1 + \varpi)\omega_{0}^{2}\tilde{s}^{*} - 2i\alpha I^{0}\tilde{I}^{*} = 0;$$

$$(R - iL\omega_{0})\tilde{I}^{*} + m^{*}\alpha I^{0}(\dot{\tilde{s}}^{*} - i\omega_{0}\tilde{s}^{*}) = \tilde{V}^{*};$$

$$\tilde{V}^{*} = \mathcal{L}_{\theta}(\tilde{\Theta}^{*}); \quad \tilde{\Theta}^{*} = -\tilde{\Theta}^{*}.$$
(7)

Решение $\widetilde{\Theta}^{*}(t) = -\widetilde{\theta}^{*}(t)$ этих уравнений, удовлетворяющее начальному условию $\widetilde{\Theta}^{*}(0) = \widetilde{\Theta}_{0}^{*}$, и есть искомая программная функ ция, описывающая разворот оси КА в инерциальном пространстве. Воспользуемся следующим простейшим законом управления:

$$\mathcal{L}_{\theta}(\widetilde{\Theta}^{*}) = -e_{0}\widetilde{\Theta}^{*} = e_{0}\widetilde{\theta}^{*}; e_{0} = a_{0} + ib$$
(8)

и положим

$$\theta^* = \widetilde{\theta}^0 e^{\lambda t}; \ s^* = \widetilde{s}^0 e^{\lambda t}; \ \widetilde{I}^* = \widetilde{I}^0 e^{\lambda t}; \ \widetilde{\theta}^0 = -\widetilde{\Theta}_0^*.$$
(9)

О ВОПРОСАХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАГНИТОГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ В ЗАДАЧАХ ОДНООСНОЙ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ОБЪЕКТА

Подставив (8) и (9) в уравнения (7), получим систему уравнений, связывающую параметры a_0, b_0, λ :

$$C\omega_{0}\widetilde{\Theta}^{0} - m^{*}z_{0}\lambda\widetilde{s}^{0} = 0;$$

$$(2 + \omega)\omega_{0}\lambda\widetilde{s}^{0} + i(1 + \omega)\omega_{0}^{2}\widetilde{s}^{0} - 2i\alpha I^{0}\widetilde{I}^{0} = 0;$$

$$(R - iL\omega_{0})\widetilde{I}^{0} + m^{*}\alpha I^{0}(\lambda - i\omega_{0})\widetilde{s}^{0} - (a_{0} + ib_{0})\widetilde{\Theta}^{0} = 0.$$
(10)

Будем искать апериодически затухающее решение системы уравнений (10), которое соответствует вещественному отрицательному значению λ

 $\lambda = -\lambda^* + i\sigma; \lambda^* > 0; \sigma = 0.$

После соответствующих подстановок и решения полученной системы уравнений относительно a_0 и b_0 найдём

$$a_0 = c\omega_0 \left\{ \left[(2+\alpha)\tau + \frac{1+\alpha}{\lambda^*} \right] \omega_0^2 - \beta^* \right\};$$

$$b_0 = c\omega_0^2 \left\{ 2+\alpha - \frac{1}{\lambda^*} \left[(1+\alpha)\tau\omega_0^2 + \beta^* \right] \right\};$$

$$c = \frac{C}{Km^* z_0}, \tau = \frac{L}{R}.$$

Остаётся выбрать значение параметра λ^* , обеспечивающего нужное качество переходного процесса, имея в виду, что в силу принятых допущений (квазистационарное программное движение)

 $\lambda^{*^2} \ll k \approx \omega_0^2$.

В результате получим программную функцию $\widetilde{\Theta}^*(t)$ в абсолютной системе координат

 $\widetilde{\Theta}^*(t) = \widetilde{\Theta}_0^* e^{-\lambda^* t},$

которая в связанной системе координат (в которой она должна реализовываться) переходит в следующую:

$$\widetilde{\Theta}(t) = \widetilde{\Theta}_0^* e^{-(\lambda^* + \omega_0)t}$$
(11)

Этому соответствует в связанной системе координат закон управления

$$V = \mathcal{L}_0(\widetilde{\Theta}) = \mathcal{L}_0(\widetilde{\Theta}) = -e_0 \widetilde{\Theta}(t).$$

Экспоненциальная функция, входящая в (11), должна быть элементом полётного задания. Момент t=0 начала программного разворота определяется в процессе движения КА; он будет соответствовать $|\Theta| = \widetilde{\Theta}_0^*$.

Рассматривая устойчивость программного разворота КА, нам придётся вернуться к математической модели (2), в которой теперь положим

$$\Omega = 0; \ \omega = \widetilde{\omega} + \omega; I = \widetilde{I} + J; \ V = \widetilde{V} + W; \theta = \widetilde{\theta} + \theta; \ s = \widetilde{s} + u; \ u = \xi + i\eta,$$
(12)

где $\tilde{\omega}$, $\tilde{\theta}(t)$, $\tilde{s}(t)$, $\tilde{I}(t)$, $\tilde{V}(t)$ соответствуют (при пересчёте в связанную систему координат) программе управления (11), и составим, используя модель (2), соответствующие ей уравнения в вариациях относительно переменных Г, θ , u, J, W (см. (12)). В результате получим следующую систему дифференциальных уравнений возмущенного движения:

$$A\dot{\Gamma} - i(C - A)\Gamma + iz_0 m^* (\ddot{u} + 2i\omega_0 \dot{u} - \omega_0^2 u) = 0;$$

$$\ddot{u} + (\beta - i\,\mathfrak{x})\omega_0 \dot{u} + k\,\mathfrak{x}\omega_0^2 u - iz_0 (\dot{\Gamma} + i\omega_0 \Gamma) - 2\alpha I^0 J = 0;$$

$$L\dot{J} + RJ + m^* \alpha I^0 \dot{u} = W;$$

$$\dot{\theta} = \dot{\Gamma} - i\omega_0 \theta;$$

$$W = \mathcal{L}_1(\Delta) = -\mathcal{L}_1(\theta).$$

(13)

Проблема заключается в выборе алгоритма стабилизации, определяемого оператором \mathcal{L}_1 , который будем считать линейным, как и введённые выше операторы \mathcal{L} и \mathcal{L}_0 . Воспользуемся традиционным простейшим алгоритмом

$$\mathcal{L}_{1}(\theta) = (g_{0}\omega_{0}\theta + g_{1}\dot{\theta})\omega_{0}z_{0};$$

$$g_{0} = c_{0} + id_{0}; g_{1} = c_{1} + id_{1}.$$
(14)

Заметим, что, положив в (12) W=0, мы получим уравнения возмущённого движения КА с пассивным, т.е. неуправляемым, МГД-элементом, а при $I^0=0$ – с полностью обесточенным МГД-элементом, соответствующие вращающемуся КА с одной полостью.

Выведем приближённые формулы для вещественной и мнимой частей наименьшего корня $p=\delta+i\sigma$ характеристического уравнения системы уравнений (13):

$$\det \begin{vmatrix} Ap - i(C - Z_0 m^* (2\omega_0 p + 0 & 0 \\ -A)\omega_0 & + i\omega_0^2) \\ iZ_0(p + i\omega_0) & (\beta - i\omega)\omega_0 p + 2\alpha I^0 & 0 \\ & +k\omega\omega_0^2 & 0 \\ 0 & m^*\alpha I^0 p & Lp + R & Z_0\omega_0(g_0\omega + \\ & & +ig_1p) \\ 1 & 0 & 0 & p + i\omega_0 \end{vmatrix} . (15)$$

Будем полагать, что «малость» искомого корня характеризуется неравенствами $\sigma^2 << \omega_0^2$; $\delta^2 << \sigma^2$. Членами порядка p^2 и более высокого порядка малости в уравнении (15) можно пренебречь.

Предварительно полезно умножить элементы последнего столбца определителя (15) на

$$(p+i\omega_0)^{-1} = \frac{p-i\omega_0}{p^2+i\omega_0^2} \approx \frac{p-i\omega_0}{\omega_0^2}.$$

В результате получим после простых преобразований, которые мы здесь опускаем, приняв дополнительно в законе управления (14) $c_0=0$, следующие приближённые формулы для δ и σ :

$$\delta = \left(\frac{E_0}{G_0}\right) \omega_0 \sigma; \ \sigma = \left(\frac{G}{G_0}\right) \omega_0,$$

где

$$G = D + Bkd_{0}; G_{0} = D_{0}^{*} - Bke_{0};$$

$$E_{0} = e + Bkd_{1};$$

$$D = (C - A)k \, \mathfrak{w} - B; D_{0}^{*} = Ak\mathfrak{w} - (C - a)\mathfrak{w} + 3B;$$

$$E = (C - A) \left(\beta + \frac{\beta^{*}}{\omega_{0}}\right) + \omega_{0}\tau; B = Z_{0}^{2}m^{*};$$

$$\tau = \frac{L}{R}; e_{0} = d_{0} + c_{1}.$$

Если мы положим $d_0=d_1=c_1=0$, то получим формулы для случая неуправляемого (пассивного) МГДэлемента. Приняв дополнительно $\beta^*=0$, $\tau=0$, получим формулы для случая выключенного МГД-элемента, т.е. с током подмагничивания I^0 , равным нулю.

В последнем случае получим:

$$G=D; E_0=E; G_0=-D_0;$$

$$E=\beta(C-A); D_0=-d_0^*.$$
(16)

Легко видеть, что формулы (16) переходят при этом в формулы (7), как и должно быть, поскольку МГДэлемент превращается в динамическом смысле в полость, частично заполненную жидкостью. Дальше мы имеем пространство трёх коэффициентов d_0 , d_1 , l_0 , для которого надо построить годографы корней (точные и приближённые) и области устойчивости и выбрать рабочие точки. Коэффициенты τ , β^* , k будут фиксированными, как и параметры КА.

список литературы

Белецкий В.В. Движение искусственного спутника Земли относительно центра масс. М.: Наука; Физматгиз, 1965. 414 с.

Беляев Б.Б., Жиряков А.В., Нестерин И.М., Суйменбаев Б.Т. и др. Исследование влияния механических систем космического аппарата на прецизионность ориентации и стабилизации демонстрационной солнечной электростанции // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 91-99.

Ишлинский А.Ю., Темченко М.Е. О малых колебаниях вертикальной оси волчка, имеющего полость, целиком наполненную идеальной несжимаемой жидкостью // Прикладная математика и теоретическая физика. 1960. № 3. С. 20-55.

Лаптев М.Ю., Ли Е.К., Нетребенко Р.В., Чулин А.Н. Оценка погрешности ориентации и стабилизации космического аппарата на различных участках орбиты по результатам лётных испытаний // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 96-103.

Меркин Д.Р. Гироскопические системы. М.: Наука; Физматгиз, 1974. 344 с.

Меркулов А.В., Шкель А.С. Некоторые вопросы собственной динамической устойчивости тонкостен-

ных объектов с присоединенными осцилляторами // Вестник МГУПИ. 2011. № 37. С. 97-101.

Меркулов А.В., Шкель А.С. Некоторые вопросы стабилизируемости тонкостенных объектов с присоединенными осцилляторами // Вестник МГУПИ. 2008. № 13. С. 64-69.

Микишев Г.Н., Рабинович Б.И. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. М., 1971. 564 с.

Мытарев А.И., Рабинович Б.И. Об устойчивости вращающегося космического аппарата, частично заполненного жидкостью. Случай одной полости // Космические исследования. 2006. Т. 44, № 3. С. 239-249.

Мытарев А.И., Рабинович Б.И. Об устойчивости вращающегося космического аппарата, частично заполненного жидкостью. Случай нескольких полостей // Космические исследования. 2006. Т. 44, № 5. С. 452-458.

Мытарев А.И., Рабинович Б.И., Меркулов А.В. О стабилизации объектов с жидким наполнением на основе использования магнитогидродинамических эффектов // Полет. 2000. № 2. С. 40-44.

Пожалостин А.А. Определение параметров механического аналога для осесимметричных колебаний упругого цилиндрического сосуда // Инженерный журнал. Механика твердого тела. 1966. № 5. С. 157-159.

Рабинович Б.И. Математическая модель космического аппарата с полостью, частично заполненной жидкостью. Режим стационарного вращения // Полет. 2003. № 8. С. 55-60.

Рабинович Б.И., Гришин А.В. О новом принципе использования магнитогидродинамического элемента для ориентации и стабилизации вращающегося космического аппарата. Общая концепция // Полет. 2004. № 4. С. 34-37.

Рабинович Б.И., Клишев О.П., Мытарев А.И., Чурилов Г.А. Математическая модель космического аппарата с полостью, частично заполненной жидкостью. Режим нестационарного вращения // Полет. 2003. № 10. С. 50-56.

Розин П.Е. Методика отработки бортового программного обеспечения системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «АУРИГА» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 118-125.

Фейнман Р., Лейтон Р., Сэндс М. Фейнмановские лекции по физике. В 9 т. Т. 5. Электричество и магнетизм. М.: Мир, 1977. 302 с.

Статья поступила в редакцию 14.07.2017 г.

ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ДЛИТЕЛЬНОГО НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЛОКАЛЬНЫХ РАЙОНОВ

PSEUDOSATELLITES FOR PERSISTENT SURVEILLANCE OF LOCAL AREAS



H.H. Клименко¹, кандидат технический наук, klimenko@laspace.ru; **N.N. Klimenko**

В настоящее время наблюдение больших локальных районов становится приоритетной задачей для средств дистанционного зондирования. Псевдокосмические аппараты (или атмосферные космические аппараты) являются наиболее эффективными средствами для решения этой задачи. В статье рассмотрено состояние разработки и применения псевдокосмических аппаратов, как зарубежных, так и отечественных, предназначенных для длительного непрерывного наблюдения локальных районов.

Ключевые слова: псевдокосмический annapam; длительное непрерывное наблюдение; локальный район; размах крыла; длительное барражирование; системы энергоснабжения.

введение

Околоземное пространство на высотах 18...100 км, прежде всего стратосфера, издавна привлекает внимание как своей неизведанностью, так и возможностью реализации высотных полётов для повышения эффективности решения задач наблюдения, связи и навигации. Уже несколько десятилетий в военных кругах ряда зарубежных стран (США, Великобритания, Германия, Италия, Швейцария, Китай, Индия, Surveillance of large local areas becomes a priority task for remote sensing assets at present. Pseudosatellites or atmospheric satellites are the most effective assets to perform such a task. The article deals with the state of development and operation of pseudosatellites, both foreign and domestic, designed for persistent surveillance of local areas.

Kew words: pseudosatellite; persistent surveillance; local area; wingspan; long endurance; power supply system.

Корея, Тайвань) прилагают заметные усилия по освоению стратосферы на высотах 18...30 км (часто это пространство называют «предкосмическим» – near space). В этих целях развёрнуты работы по созданию, испытаниям и поэтапному наращиванию возможностей стратосферных беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии, получивших название псевдокосмических (ПКА) или атмосферных КА.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Неоспоримое лидерство в этой сфере за США, но и Китай имеет амбициозные намерения, занимая уже сейчас вторую позицию.

Принцип действия ПКА основан на преобразовании энергии солнечного излучения в электрическую энергию и использовании её для обеспечения работы электродвигателей, автопилота и полезной нагрузки. При этом избыток энергии накапливается в аккумуляторной батарее и/или топливном элементе для обеспечения работы в ночное время. ПКА предназначены для осуществления беспосадочного полёта «без дозаправки» продолжительностью от нескольких суток до пяти лет на высотах 18–30 км.

Работы по созданию ПКА носят системный программно-целевой и, можно утверждать, диалектический характер, когда эволюционные изменения количественных характеристик в области базовых технологий ведут к революционным изменениям в возможностях получения тонких лёгких фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), высокоэффективных топливных элементов, аккумуляторных батарей (АКБ) с высокой удельной энергоотдачей, лёгких сверхпрочных конструкционных материалов, миниатюрных электронных приборов для компактной полезной нагрузки. Синхронное развитие этих технологий и объединение их в рамках концепции ПКА привели к созданию носителя полезной нагрузки нового типа – космического аппарата в авиационном конструктиве, сочетающего преимущества традиционных КА и беспилотных летательных аппаратов (БЛА), и в то же время имеющего ряд значимых преимуществ, позволяющих ПКА заполнить «функциональную брешь» в их возможностях.

К числу этих преимуществ следует отнести:

- 1. По отношению к традиционным КА:
- близость к поверхности Земли и, как следствие, обеспечение более высокого разрешения оптических систем и электромагнитной доступности к маломощным и кратковременно работающим источникам радиоизлучения;
- нахождение ниже ионосферы и, как следствие, более высокая точность навигационных измерений и местоопределения источников радиоизлучения;
- ПКА не требуют применения дорогих ракетнокосмических комплексов и могут быть использованы многократно путём посадки и замены выработавшего оборудования;
- способность барражировать над заданным районом в течение длительного времени (недели, месяцы, а при условии решения ряда технологических проблем и годы) с возможностью оперативного маневрирования на «атмосферной орбите».

- 2. По отношению к традиционным БЛА:
- высотный полёт обеспечивает большую зону обзора, соизмеримую с размерами локальных районов с нестабильной обстановкой;
- способность обеспечивать из воздушно-космического пространства добывание необходимой информации без разрывов в наблюдении в пространстве и времени, в то время как традиционные БЛА только 30–40% полётного времени используют в оперативном режиме (так, БЛА «Global Hawk» в среднем оперативный режим реализует 8 из 24 часов полёта);
- меньший наряд средств для непрерывного наблюдения заданных районов;
- полёты ПКА в стратосфере на высотах свыше 18,5 км не регулируются правилами FAA/ICAO;
- малозаметность для средств ПВО вследствие низкой радиозаметности при эффективной площади рассеивания около 0,01 м²;
- использование в полёте солнечной энергии обеспечивает при замене одного БЛА типа «Global Hawk» на ПКА экономию до 2000 т горючего в год.

Несмотря на важность отмеченных выше преимуществ, создание и применение ПКА, прежде всего, имеет целью реализацию доминирующей в настоящее время концепции сбора информации, в рамках которой сделан акцент на возможность добывающих систем барражировать над заданным районом для решения задач обнаружения, местоопределения, идентификации, слежения и, по возможности, оценки результатов нанесения ущерба для перенацеливания в масштабе времени, близком к реальному.

В отличие от периодического наблюдения заданного локального района традиционными КА необходимо обеспечение непрерывного длительного контакта и «остановки» для наблюдения и слежения. ПКА предназначены для обеспечения устойчивой возможности слежения и наблюдения больших локальных районов при одновременном получении детальной, высокоточной, оперативно-значимой информации за счёт длительного нахождения над районом при достаточно большой зоне обзора.

Способность ПКА длительное время находиться и барражировать над заданным районом, обеспечивая зону обзора, сопоставимую с территорией таких стран, как Афганистан или Сирия, оставаясь малозаметным и малоуязвимым для средств ПВО, при сравнительно небольших затратах на создание и применение по целевому назначению, и обусловили столь пристальное внимание зарубежных военных заказчиков к этому стремительно развивающемуся направлению создания воздушно-космической техники.

1. Основные зарубежные программы создания и проекты псевдокосмических аппаратов

1.1. Программы HALSOL и ERAST

Первые простейшие проекты летательных аппаратов на солнечной энергии были реализованы ещё в 1980 годы. Их успешные полёты обратили на себя внимание американских военных специалистов и, в первую очередь, управления ПРО ВМDО, под эгидой которого была создана специальная компания AeroVironment для реализации закрытого проекта HALSOL (Prehistory..., 2017). Проект имел целью создание первого в мире ПКА с полезной нагрузкой для решения задач прикладного характера в интересах управления BMDO. Характеристики и внешний вид ПКА по программе HALSOL закрыты до настоящего времени. Однако в дальнейшем на его базе путём перекомпоновки и модернизации был реализован проект ПКА «Pathfinder», что даёт основание предположить, что ПКА по программе HALSOL характеризуется размахом крыла 30 м, хордой крыла 2,6 м, массой 185 кг, включая полезную нагрузку массой 18,5 кг. Крыло состояло из пяти секций. ПКА имел восемь электродвигателей. По результатам испытательных полётов в 1992-1993 годах было установлено, что характеристики солнечных батарей, фотоэлектрических преобразователей и аккумуляторных батарей в тот период были недостаточными для осуществления длительного беспосадочного полёта в интересах ВМDO. По существу, концепция ПКА тогда опередила время. Вместе с тем, планы по созданию и применению ПКА получили дальнейшее развитие.

В 1994 году инициатива по созданию ПКА перешла к НАСА, которое учредило специальную программу ERAST для поэтапной отработки технологии создания ПКА на базе крупногабаритных конструкций (*NASA Pathfinder..., 2017; Noll T. et al., 2004*). Программа должна была обеспечить космической промышленности США удержание технологического лидерства и высокого уровня конкурентоспособности в области создания ПКА, или атмосферных КА.

Проект ПКА «Pathfinder» (переработанный ПКА по программе HALSOL) послужил прообразом для создания семейства перспективных ПКА, способных находиться в беспосадочном полёте в течение нескольких недель и месяцев, получивших название «Pathfinder Plus», «Centurion», «Helios HP01», «Helios HP03».

Спецификация основных тактико-технических характеристик (TTX) этих ПКА приведена в таблице. На рисунке 1 приведены их схематичные изображения, позволяющие отследить эволюцию ПКА в рамках программы ERAST.

В рамках проекта «Pathfinder» отработаны базовые технологии в обеспечение стратосферного полёта, включая: создание лёгких планеров из композитных материалов с хорошими аэродинамическими характеристиками при низких числах Рейнольдса, применение высокоэффективных солнечных батарей, АКБ и топливных элементов, высокоэффективных электродвигателей, лёгких электронных приборов с низким энергопотреблением, включая «умные» пилотажно-навигационные комплексы, способные парировать нештатные ситуации, способы полётов в стратосфере. После установки ФЭП на крыло ПКА

<u>ПКА</u> TTX	«Pathfinder»	«Pathfinder Plus»	«Centurion»	«Helios HP01»	«Helios HP03»
размах крыльев, м	29,5	36,3	61,8	75,3	75,3
длина хорды, м	2,4	2,4	2,4	2,4	2,4
удлинение крыла	12	15	26	31	31
скорость полёта, км/час	15–25	27–32	27–32	31–43	31–43
высота полёта, м	22500	24600	24000	29600	15000
взлётная масса, кг	252	315	862	2048	2320
масса полезной нагрузки, кг	45	67,5	45–270	329	?
количество двигателей (мощность 1,5 кВт)	6	8	14	14	10
мощность на выходе солнечной батареи, кВт	7,5	12,5	31	35	18,5
тип накопителя энергии	АКБ	АКБ	АКБ	АКБ + топливный элемент	АКБ + топливный элемент



рисунок 1. Эволюция ПКА по программе ERAST

«Pathfinder» поднялся на высоту 16500 м, а после модификации – на высоту 22500 м.

ПКА в новой конфигурации, получивший название «Pathfinder Plus», достиг высоты 24600 м (рисунок 2). В ходе его полётов отработаны технологии энергоснабжения, обеспечения улучшенных аэродинамических характеристик и основные системные решения для создания ПКА в третьей конфигурации, получившего название «Centurion».

ПКА «Centurion» предназначался для достижения максимальной высоты полёта 30000 м (рисунок 3), однако реально совершал полёты на меньших высотах с использованием только АКБ для подтверждения основных технических характеристик.

Для достижения конечных целей программы ERAST ПКА «Centurion» был модифицирован путём добавления центрального модуля. В такой конфигурации ПКА получил название «Helios HP01» (Prototype) (рисунок 4). На этом ПКА установлено 62000 ФЭП с КПД 19%. Это позволило совершить полёт на высоте 29600 м. Для обеспечения длительного полёта использовалась комбинированная система энергоснабжения (СЭС), включающая как



рисунок 2. ПКА «Pathfinder Plus»



рисунок 3. ПКА «Centurion»

АКБ, так и топливные элементы на жидком водороде, что обеспечивало беспосадочный полёт в течение 7–14 суток. Вследствие временных и финансовых ограничений было принято решение провести такой полёт на высоте 15000 м. ПКА в такой конфигурации получил название «Helios HP03» и был завершающим пятым образцом в рамках программы ERAST, завершённой в 2003 году.

По своим ТТХ ПКА «Helious HP03» обеспечивал 30-ти часовой полёт на высоте 15000 м. ПКА совершил два полёта, достигнув мощность от СЭС 18,5 кВт на высоте 15000 м. Однако второй полёт завершился разрушением конструкции при наборе высоты.

Несмотря на крушение ПКА «Helious HP03», в результате реализации программы ERAST был создан крупный научно-технический задел в области создания ПКА в части полётов на экстремальных высотах в стратосфере в течение длительного времени с возможностью размещения полезной нагрузки, обеспечивающей решение прикладных задач. В рамках программы ERAST отработана технология лёгких крупногабаритных конструкций из прочных ультралёгких композитных материалов с требуемыми для условий стратосферы аэродинамическими характеристиками. Подтверждена возможность обеспечения энергетического баланса при различных вариантах СЭС.



рисунок 4. ПКА «Helios HP01»

ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ДЛИТЕЛЬНОГО НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЛОКАЛЬНЫХ РАЙОНОВ

Вместе с тем, СЭС была ещё далеко от требуемых для решения прикладных задач характеристик, так как КПД ФЭП не превышал 19%, а удельная энергоотдача АКБ не превышала 250 Вт·ч/кг. Созданные в ускоренном порядке топливные элементы на жидком водороде отличались низкой надёжностью. Разработка более эффективной СЭС при жёстких временных и бюджетных ограничениях в рамках программы ERAST оказалось невозможной, несмотря на наличие соответствующих предпосылок.

1.2. Проект ПКА «Zephyr»

Положительные результаты выполнения программы ERAST, потенциально более высокая эффективность и относительно невысокие затраты на применение ПКА при наметившихся в 2000-е годы прорывных достижениях в области критических технологий привели к созданию ПКА для решения реальных прикладных задач. Проект, концепцию которого в 2003 году сформировала британская компания QinetiQ, получил название «Zephyr» (рисунок 5). Программа работ имела целью обеспечение длительного (не менее трёх месяцев) полёта на высоте свыше 15000 м для решения как военных, так и гражданских задач.

По существу, европейская компания вслед за НАСА и компанией AeroVironment, реализовавшими программу ERAST, устремилась в гонку по созданию ПКА, сочетающего преимущества традиционных КА и БЛА. Преимущество ПКА при решении задач наблюдения состоит в том, что они оказываются в нужном месте и в нужное время столько, сколько нужно для решения поставленных задач. Это удалось подтвердить в ходе применения ПКА «Zephyr» в Афганистане и Ираке при информационном обеспечении контингентов войск.

Компанией QinetiQ создано семейство ПКА типа «Zephyr»:

- прототип ПКА с размахом крыла 12 м осуществил полёт на высоте 8100 м в течение 4,5 и 6 часов;
- прототип ПКА с размахом крыла 16,8 м осуществил полёт в течение 18 часов, в том числе 7 часов в ночное время;
- ПКА с размахом крыла 22,2 м массой 50 кг, включая полезную нагрузку массой 2,5 кг, осуществил полёт на высоте 21000 м в течение 54 часов и получил название «Zephyr 7».

В ходе дальнейших демонстрационных полётов была отработана СЭС на базе перезаряжаемой АКБ, что обеспечило в 2010 году полёт на высоте 21560 м в течение 14 суток над американским полигоном Juma. В 2014 году ПКА «Zephyr 7» осуществил 11-суточный полёт на высоте 21000 м в зимних условиях. Управление ПКА велось через КА-ретранслятор.



рисунок 5. ПКА «Zephyr» в полёте



рисунок 6. Сравнение ПКА «Zephyr S» и «Zephyr T»

По результатам испытаний на полигоне Juma BMC США сделан заказ компании QinetiQ North America на поставку семи ПКА «Zephyr 7». Минобороны Великобритании также заказано три ПКА «Zephyr 7» для решения задач наблюдения. В 2005 году компания разработала и гражданскую версию ПКА «Zephyr», получившую название «Mercator».

В 2013 году проект ПКА «Zephyr» стал собственностью Airbus Defense and Space, где были продолжены его успешные полёты по программе HAPS – Airbus High – Altitude Pseudo – Satellite. ПКА по программе HAPS имеет размах крыльев 25 м, в его состав входят: планер из ультралёгкого углепластика, ФЭП из аморфного кремния фирмы United Solar Ovonic, АКБ на Li-S фирмы Sion Power, автопилот и зарядное устройство компании QinetiQ. ФЭП генерирует 1,5 кВт электроэнергии, что достаточно для осуществления круглосуточного полёта на высоте 18000 м. АКБ на Li-S имеет ёмкость 3 кВт-час. Силовая установка включает два электродвигателя мощностью 450 Вт. Следует отметить, что в ПКА по программе HAPS (опытный образец которого получил название «Zephyr 8», промышленный образец – «Zephyr S») применяется достаточно мощная АКБ и отсутствует топливный элемент на жидком водороде. Это обусловило более высокую надёжность ПКА «Zephyr S» по сравнению с «Helios HP03», разрушение которого в значительной мере было обусловлено низкой надёжностью топливных элементов. ПКА «Zephyr S» оказался на 30% легче ПКА «Zephyr 7» при увеличении ёмкости АКБ на 50%. Масса ПКА составила 62 кг, включая полезную нагрузку массой до 5 кг при размахе крыла 25 м.

Одновременно велась разработка ПКА «Zephyr T» с двумя хвостовыми балками и с увеличением размаха крыла с 25 м до 33 м. Такая конструкция обеспечивает подъём в четыре раза большей полезной нагрузки массой 20 кг, достаточной для размещения радиолокационной станции на высоте 19500 м (рисунок 6). Увеличение размаха крыла обеспечивает большую площадь ФЭП и, как следствие, увеличение генерирующей мощности до 300 Вт. Масса ПКА составляет около 140 кг.

Испытания ПКА «Zephyr T» начаты в 2016 году и будут завершены в 2018 году. ПКА «Zephyr S» оснащается связным ретранслятором и оптико-электронной камерой.

ПКА «Zephyr T» имеет различные комплектации, включая радиолокатор синтезированной апертуры,

ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ДЛИТЕЛЬНОГО НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЛОКАЛЬНЫХ РАЙОНОВ



рисунок 7. Применение ПКА «Zephyr Т» для контроля морской и пограничной обстановки

лидар, аппаратуру мониторинга источников радиоизлучения ESM/ELINT и широкополосной интернет-связи. При этом в ПКА «Zephyr T» и «Zephyr S» унифицированы авионика, двигатели, СЭС, бортовой комплекс управления, специальное программное обеспечение, элементы конструкций. Эти ПКА предназначены для решения следующих задач (Zephyr..., 2017):

- контроль морской и пограничной обстановки (рисунок 7);
- ретрансляция информации в интересах группировок войск на театре военных действий;
- обеспечение мониторинга источников радиоизлучения;
- обнаружение носителей и пусков тактических баллистических ракет и крылатых ракет;
- обеспечение непрерывной съёмки заданных локальных районов земной поверхности.

ПКА типа «Zephyr S и Т» реально заполняют функциональную нишу между традиционными КА и БЛА. Стоимость таких ПКА составляет менее 1/10 стоимости БЛА «Global Hawk» и менее 1/1000 стоимости КА типа «WorldView» даже без учёта стоимости вывода КА на околоземную орбиту. Результаты разработки и испытания СЭС на базе долговременно работающей АКБ на Li-S в дальнейшем использованы в рамках программы VULTURE. Вместе с тем, применение в качестве накопителя энергии АКБ ограничивает длительность беспосадочного полёта ПКА, что привело к необходимости создания и применения в ПКА по программе VULTURE более сложной и эффективной СЭС.

1.3. Программа VULTURE

В начале 2000-х годов получены впечатляющие результаты в области создания ПКА:

- – компанией AeroVironment реализована с положительным результатом программа ERAST;
- компаниями QinetiQ и Airbus Defense and Space созданы ПКА типа «Zephyr», способные решать практические задачи наблюдения и связи;
- компаниями AeroVironment и Lockheed Martin реализован проект ПКА «Global Observer» (рисунок 8) с использованием высокоэффективных топливных элементов; при размахе крыла 53 м ПКА обеспечивал полёт на высотах до 20 000 м с интегрированной полезной нагрузкой массой 453 кг в течение семи суток;



рисунок 8. ПКА «Global Observer»

- компанией Boeing Phantom Works по заказу управления ПРО MDA создан ПКА «Phantom Eye» на топливных элементах, принятый на вооружение; при размахе крыльев 46 м ПКА осуществляет полёт с полезной нагрузкой массой 200 кг на высотах до 19500 м в течение семи суток (рисунок 9);
- наряду с созданием АКБ на Li-S с повышенной удельной энергоотдачей 350 Вт.час/кг при КПД 99,7% компанией Venza Power System специально для проекта VULTURE разработан высоконадёжный регенерируемый топливный элемент типа SOFC на твёрдом окислителе с беспрецедентно высоким КПД.

Положительные результаты этих работ привели к формированию управлением DARPA суперпрограммы VULTURE (Very-high Altitude, Ultraendurance, Loitering Theater Element – сверхвысотная система наблюдения с ультрадлительным барражированием над ТВД).

Цель программы VULTURE – создание и применение ПКА, оснащённого интегрированной полезной нагрузкой массой до 450 кг и обеспечивающего наблюдение земной поверхности в зоне обзора не ме-



рисунок 9. ПКА «Phantom Eye»



рисунок 10. ПКА «Solar Eagle»

нее 900 км в течение пяти лет беспосадочного полёта на высотах 18000–27000 м. Такой летательный аппарат, по замыслу DARPA, должен обладать свойствами КА в авиационном конструктиве и объединять их возможности (*Клименко Н.Н.* Программно-целевой подход..., 2016).

Реализация программы планировалась в три этапа. На первом этапе (2008–2009) компания Boeing Phantom Works совместно с компанией QinetiQ и Venza Power Systems выиграла конкурс с проектом ПКА «Solar Eagle» (рисунок 10), принятым DARPA для разработки на последующих этапах. Планер ПКА «Solar Eagle» выполнен по нормальной аэродинамической схеме и имеет размах крыльев 120 м. В ПКА применяются: ФЭП на монокристаллическом кремнии с удельной массой 0,32 кг/м² при КПД не менее 20%, АКБ на Li-S с удельной энергоотдачей 350 Вт.час/кг и КПД 99,7%; восемь электродвигателей с КПД 95%; винты 2 м с КПД 80%. СЭС построена по гибридной схеме и включает ФЭП, АКБ и регенерируемые топливные элементы типа SOFC, обеспечивая 5 кВт электроэнергии круглосуточно.

В ПКА «Solar Eagle» применяются адаптированные электронные приборы, получившие лётную квалификацию в составе традиционных КА и подтвердившие надёжную работу в течение не менее пяти лет. Демонстрационные образцы ПКА «Solar Eagle» должны были обеспечить автономный беспилотный полёт последовательно в течение 30 и 90 суток с последующим доведением до одного года, а затем до пяти лет. В начале 2012 года в рамках 2-го этапа программы VULTURE проведён демонстрационный полёт в течение 90 суток. Однако для дальнейшего наращивания возможностей потребовалась ещё более эффективная СЭС. Поэтому по результатам 2-го этапа программа была переориентирована на поэтапное развитие критических технологий в области создания АКБ с удельной энергоотдачей 400-600 Вт·ч/кг

ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ДЛИТЕЛЬНОГО НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЛОКАЛЬНЫХ РАЙОНОВ

и ФЭП с КПД не менее 30%. Парирование рисков, обусловленных внешней средой, и валидация достигнутых технологических результатов будет достигаться за счёт демонстрационных полётов масштабированных и полномасштабных ПКА с поэтапным наращиванием продолжительности и высоты полёта по аналогии с программой ERAST. В ходе разработки демонстрационных образцов ПКА предусматривается и поэтапное наращивание возможностей полезной нагрузки.

По имеющимся сведениям, в 2012 году программа VULTURE приобрела закрытый характер, что может означать переход к практической реализации воздушно-космической системы на базе ПКА, создание которой может привести к пересмотру ряда фундаментальных авиационных и космических парадигм и создать весомые предпосылки для достижения информационного превосходства над другими странами.

1.4. Работы по созданию ПКА в Китае

Разработки ПКА на солнечной энергии в Китае ведутся с начала 1990-х, когда компания NCA впервые разработала проект ПКА «Soarer», а в 2002 году запатентовала ПКА «Green Pioneer» с интегрированным крылом.

В 2002 году к разработке ПКА подключилась академия СААА из состава China Aerospace Science and Technology Corporation – крупнейшего производителя БЛА. Уже через три года разработанный академией опытный образец ПКА осуществил первый испытательный полёт.

Последующее десятилетие интенсивных научных и конструкторских работ привело к созданию в 2015–2016 годах ряда проектов ПКА, выводящих Китай в мировые лидеры.

К числу таких проектов следует отнести:

- ПКА «Rainbow Solar» или «Caihong» по проекту академии CAAA (*Chinese*..., 2017; *Jone S*..., 2017; *Chen Boynan* ..., 2017; *China's*..., 2017);
- проект «MOZI» компании Oxai Aircraft (*Mortimer G.*, 2017);
- проект «Morning Star» компании AVIC (Airshow China..., 2017).



рисунок 11. ПКА «Rainbow Solar»



рисунок 12. ПКА «MOZI»

Академией СААА разработан ПКА с размахом крыла 45 м и полезной нагрузкой массой 20 кг для осуществления полёта в течение 30 суток на высотах 20000–30000 м. ПКА с восьмью двигателями и двумя хвостовыми балками осуществил демонстрационный полёт на высоте 20000 м в течение 24 часов. Это наибольший в мире лётный образец после ПКА по программе ERAST (рисунок 11).

Академия СААА планирует разработку в 2018 году ПКА следующего поколения с размахом крыла 60–70 м и полезной нагрузкой 50 кг. Планируется довести «срок активного существования» ПКА на атмосферной орбите до 1–6 месяцев. Существуют амбиционные планы увеличить этот показатель до 5 лет.

Другой проект компании OXAI Aircraft и Shanghai Aoke Aircraft Company LTD, получивший название «MOZI», прошёл лётную верификацию в августе 2015 года. ПКА имеет размах крыльев 14 м, взлётную массу 45 кг, полезную нагрузку массой 7 кг, четыре двигателя, две хвостовые балки. Проект ПКА «MOZI» получил одобрение руководства HOAK. Принято решение о его полномасштабной реализации (рисунок 12).

В 2016 году на выставке в Жухае компанией AVIC продемонстрирован макет ПКА «Morning Star», имеющего размах крыла 50 м, четыре двигателя, разработанного по китайской программе HAPS по аналогии с американо-британским ПКА «Zephyr S». ПКА осуществил полёт на высоте 20000 м в течение 30 суток.

Успехи Китая в области создания ПКА на солнечной энергии привели к развёртыванию аналогичных работ в Корее, Индии, Тайване. Планируется их сотрудничество с американскими и европейскими компаниями.

2. Отечественные разработки ПКА

Первый отечественный экспериментальный ПКА разработан в НПО имени С.А. Лавочкина и получил название ЛА-251 «Аист» (*Клименко Н.Н.* Программно-целевой подход..., 2016). Аппарат предназначался для осуществления полёта на высотах до



рисунок 13. Первый отечественный ПКА ЛА-251 «Аист»

12000 м в течение не менее 72 часов с целью валидации возможности многосуточного беспосадочного полёта с использованием солнечной энергии. ПКА выполнен по нормальной аэродинамической схеме и представляет собой свободный несущий моноплан с размахом крыла 16 м и массой около 145 кг. Моноплан имеет две хвостовые балки, четыре двигателя мощностью 3 кВт, оснащён АКБ ёмкостью 240 А·ч (рисунки 13, 14).

Модульный принцип проектирования ПКА позволяет формировать его модификации с различным размахом крыла в зависимости от решаемых задач и типа полезной нагрузки. Экспериментальный ПКА выполнил поставленную задачу, осуществив 32 полёта.

В 2016 году НПП «Тайбер» была разработана масштабная модель ПКА «Сова» с размахом крыла 9,5 м (*Масштабная модель...*, 2017). В ПКА реализовано большое удлинение крыла и многофлюзеляжная схема. Низкой массы удалось добиться в результате установки на все фюзеляжи синхронизированных автопилотов в рамках распределённой системы управления. Для сохранения заданного прогиба всего крыла система автоматического управления изменяет угол атаки и, как следствие, подъёмную силу на требуемом участке крыла (рисунок 15).



рисунок 14. ПКА ЛА-251 «Аист» в полёте



рисунок 15. Отечественный ПКА «Сова»

По мнению разработчиков, это обеспечивает устойчивость к атмосферным возмущениям за счёт активного контроля деформации, исключает риск разрушения ПКА из-за критического изгиба крыла. Проведён успешный испытательный 50-часовой полёт на высоте до 9000 м. В дальнейшем планируются разработка и испытание ПКА с большим размахом крыла. Следует отметить, что подобный подход к созданию планера с контролируемым изгибом крыла реализован в ПКА по программе ERAST. В ходе испытательных полётов было установлено, что крупногабаритные ПКА с изгибом крыла характеризуются низкой устойчивостью и управляемостью в турбулентной атмосфере. В ПКА «Helios HP03» неравномерность в нагрузке на разные элементы крыла привела к превышению допустимого изгиба. В результате неконтролируемого увеличения скорости под воздействием аэродинамической нагрузки произошло разрушение крыла в районе бака с жидким водородом из состава топливного элемента. При этом система автоматического управления не смогла отработать чрезмерное увеличение изгиба крыла в турбулентной атмосфере.

В настоящее время в АО «НПО Лавочкина» построен и проходит испытания экспериментальный ПКА ЛА-252 «Аист» с размахом крыла 23 м (Клименко Н.Н. Малые..., 2016; Клименко Н.Н., Гончаров К.А., 2016). Планируется, что ПКА, имеющий взлётную массу 116 кг, включая полезную нагрузку 25 кг, сможет осуществить многосуточный полёт на высотах до 18000 м (рисунок 16). В ПКА используется модульная конструкция, унифицированные модули-консоли крыла и элементы СЭС, применяемые в ПКА ЛА-251 «Аист». Для снижения стоимости в ПКА исключён ряд дорогостоящих и тяжёлых элементов, сокращено количество модулей силовой установки - с 4 до 2, а также уменьшены вдвое площадь ФЭП и количество хвостовых балок. При этом улучшены аэродинамические характеристики за счёт удлинения законцовок крыла и снижения его индуктивного сопротивления.

ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ДЛИТЕЛЬНОГО НЕПРЕРЫВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЛОКАЛЬНЫХ РАЙОНОВ



рисунок 16. ПКА ЛА-252 «Аист»

Демонстрационные экспериментальные ПКА ЛА-251 и ЛА-252 рассматриваются в качестве прототипа для создания ПКА с улучшенными ТТХ по высоте и продолжительности полёта при размещении полезной нагрузки, предназначенной для решения практиче-



рисунок 17. Перспективный отечественный ПКА

ских прикладных задач. Для этого отечественная промышленность на смену литий-ионных АКБ с удельной энергоотдачей 240-250 Вт.ч/кг должна освоить производство литий-серных АКБ с удельной энергоотдачей 400-600 Вт.ч/кг, а в дальнейшем - литий-кислородных АКБ с удельной энергоотдачей свыше 600 Вт ч/кг. Повышению возможностей ПКА будет также способствовать изготовление фотогенерирующей части СЭС на основе ФЭП с КПД свыше 22% и удельной массой не более 0,7 кг/м², а в перспективе – доведение этой характеристики до уровня 0,3 кг/м² за счёт изменения интегрированной конструкции верхней обшивки крыла и фотогенерирующей части солнечной батареи. Предельные возможности в перспективном ПКА планируется достигнуть за счёт увеличения размаха крыла до 70-90 м (рисунок 17).

Следует отметить, что в ЛА-251 и ЛА-252 используется плоское крыло без изгиба по аналогии с ПКА типа «Zephyr», «Solar Eagle», «MOZI», «Morning star». Такое крыло при надлежащей конструкции обладает достаточной прочностью при полётах в турбулентной атмосфере.

Последовательное «пошаговое» решение изложенных выше технологических и конструкторских задач позволит создать высокоэффективный отечественный ПКА для длительного (свыше 12–18 месяцев) беспосадочного полёта на высотах 20000–25000 м с полезной нагрузкой до 200 кг при круглосуточном генерировании электроэнергии мощностью до 5 кВт.

На этом пути существуют и проблемные вопросы, но, как показывает зарубежный опыт, они имеют реальное решение при переходе от инициативных малобюджетных работ в этой области к государственной целевой программе в рамках гособоронзаказа.

заключение

В статье рассмотрено состояние разработки и применения ПКА в США, Великобритании, Китае и в России. За рамки статьи вышли работы в этой области, ведущиеся в Германии, Италии, Швейцарии, Израиле, Корее, ОАЭ, а также работы по реализации коммерческих проектов, таких как «Solara 50», «Solara 60», «Aquilla» и др.

Анализ проектов ПКА и достигнутых результатов свидетельствует о том, что на базе прорывных технологий в области солнечной энергетики создаются принципиально новые носители аппаратуры дистанционного зондирования, значительно превосходящие как традиционные КА, так и традиционные беспилотные аппараты по эффективности наблюдения локальных районов земной поверхности. По мере развития базовых технологий для ПКА может произойти смена парадигмы в области создания воздушно-космических средств дистанционного зондирования. На смену существующей концепции применения малоразмерных КА для длительного непрерывного наблюдения локальных районов может прийти альтернативная концепция создания воздушно-космических систем на базе ПКА.

Прогнозируемое достижение информационного превосходства за счёт применения ПКА, как представляется, должно стать предметом пристального внимания как разработчиков, так и заказчиков воздушно-космической техники и учитываться при формировании перспективного облика средств и систем дистанционного зондирования.

список литературы

Клименко Н.Н., Гончаров К.А. Предварительное проектирование экспериментальных псевдокосмических аппаратов на солнечной энергии для валидации длительного беспосадочного полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 81-89.

Клименко Н.Н. Программно-целевой подход к созданию аэрокосмической системы на базе псевдокосмических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 26-36. Клименко Н.Н. Малые космические аппараты: ожидания и реальность // Воздушно-космическая сфера. 2016. № 3/4. С. 90-91.

Масштабная модель атмосферного спутника «Сова». [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2017. URL: tiber.su (дата обращения: 02.06.2017).

Airshow China: AVIC unveils Morning Star solarpowered HALE UAV, Nov. 2016. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2017. URL: airrecognition. сот (дата обращения: 02.06.2017).

Chen Boynan. Rainbow solar UAV to make highaltitude flight. March 2017. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2017. URL: www.China.org.cn (дата обращения: 02.06.2017).

China's Solar-powered Caihong UAS Reaches New High. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2017. URL: uasweekly.com (дата обращения: 02.06.2017).

Chinese researchers develop solar-powered UAVs. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat reader. Дата обновления: 26.05.2017. URL: www.geospatialworld.net (дата обращения: 02.06.2017).

Jone S. China solar-powered plane reaches new high 65,000 ft for 'surveillance and anti-terrorism' – Mirror online, June 2017. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2017. URL: www.mirror.co.uk (дата обращения: 02.06.2017).

Mortimer G. Solar powered MOZI takes to the sky in China – sUAS News – The Business of drones, Dec. 2016. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2017. URL: www.suasnew.com (дата обращения: 02.06.2017).

NASA Pathfinder – Wikipedia.pdf. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2017. URL: www.wikiward. сот. (дата обращения: 02.06.2017).

Noll T. et al. Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap. Vol. 1. Mishap Report. Jan. 2004. 100 p.

Prehistory of endurance UAVs. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2017. URL: www.thefullwiki. огд (дата обращения: 02.06.2017).

Zephyr, the High Altitude Pseudo Satellite. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2017. URL: airbusdefenseandspace.com/wp-content/uploads/2016/ 07/zephyr (дата обращения: 02.06.2017).

Статья поступила в редакцию 23.06.2017 г.

ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ – В КОСМИЧЕСКУЮ ОТРАСЛЬ

А.И. Ананьев¹,

кандидат технических наук, anai@laspace.ru; A.I. Ananiev

Ю.П. Борщев¹, byp@laspace.ru; Y.P. Borshev

М.В. Шибалов¹,

кандидат технических наук, anai@laspace.ru; M.V. Shibalov

A.C. Севастьянов¹, sas@laspace.ru; A.S. Sevastianov

INNOVATIVE TECHNOLOGIES – INTO THE SPACE INDUSTRY

А.А. Курков¹, кандидат технических наук, kaa@laspace.ru; **А.А. Kurkov**

С.Э. Куркин¹, *kse@laspace.ru;* **S.E. Kurkin**

С помощью лазерного 3D-принтера из порошка сплава AlSi10Mg изготовлены прототипы сложнопрофильных деталей КА. Экспериментально установлено повышение прочности и пластичности образцов, полученных методом лазерного синтеза, по сравнению со свойствами отливок. Отмечена целесообразность исследования СЛС-технологии в отношении других конструкционных материалов, используемых в ракетно-космическом производстве.

Ключевые слова: лазерный синтез; порошок; сплав AlSi10Mg; микроструктура; анизотропия; термическая обработка.

Метод послойного селективного лазерного сплавления (СЛС) открывает новые возможности для конструкторов и технологов за счёт уменьшения необходимого количества деталей, резкого сокращения расхода металла при изготовлении изделий сложной конфигурации по сравнению с другими способами производства – литьем, прессованием и др.

В отечественной промышленности имеется отставание в области СЛС-технологий. Загрузка установок для аддитивного производства составляет около 15% (*Addumuвные технологии в промышленном производстве*, 2014), хотя в последнее время в российских патентных фондах наметилось определенное оживление по данной тематике. Одной из проблем процесса СЛС является микропористость, которая в ряде случаев препятствует дальнейшей обработке деталей (например, пассивированию) т.к. наружная пористость, будучи заполненной электролитом, провоцирует коррозионные процессы. By means of the laser 3D printer using the of AlSi10Mg alloy powder the prototypes of SC geometrically complicated parts are manufactured. Experimentally it has been demonstrated that strength and plasticity of samples obtained by the laser fusion method are higher comparing to casting properties. It is significant to study SLM-technology related to other structural materials used in rocket-space industry.

Key words: laser fusion; powder; AlSi10Mg alloy; microstructure; anisotropy; thermal treatment.

Причины микропористости (Никифоров Г.Д., 1972; Колачев Б.А., Ливанов В.А., Елагин В.И., 1972; Prashart K.G. et al., 2014; Thijs Lore et al., 2013; Norico Read et al., 2015; Зуев И.В., 1998) следующие:

- выделение водорода, растворённого в жидкой фазе, при затвердевании сплава,
- случайные пропуски работы лазера,
- дефекты порошкового материала, т.к. имеется вариация дисперсности порошка, обычно в диапазоне 10–100 мкм,
- неправильный технологический режим работы лазера, например, повышение скорости сканирования ведёт к увеличению пористости,
- избыточная мощность лазера вызывает кипение, сопровождающееся капельным выбросом металла за счёт турбулентности и специфического воздействия концентрированного источника энергии на кристаллическую решётку.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Известны различные способы повышения плотности СЛС-сплавов: использование в аддитивном производстве электронного луча вместо лазера, откачка воздуха перед началом построения, повторное оплавление поверхностного слоя (*Thijs Lore et al.*, 2013; *Norico Read et al.*, 2015). Кислород, содержащийся в аргоне, также влияет на пористость СЛС-сплава. При мощности лазера более 200 Вт происходит разрушение окисной пленки, частицы её замешиваются в ванну расплава и остаются в сплаве в виде несплошностей, нередко с сопутствующей газовой пористостью (*Thijs Lore et al.*, 2013). Более подробно механизм взаимодействия концентрированного источника энергии с поверхностью металла изложен в работе (*Зуев И.В.*, 1998).

Установлению взаимосвязи между микроструктурой и механическими свойствами СЛС-сплава AlSi10Mg посвящено значительное количество экспериментальных исследований (Prashart K.G. et al., 2014; Thijs Lore et al., 2013; Norico Read et al., 2015; Зуев И.В., 1998; Ананьев А.И. и др., 2017; Wen Shifeng et al., 2014). Структура состоит из первичных ультратонких столбчатых кристаллитов алюминиевой α-фазы сечением меньше 1 мкм, декорированных дисперсными алмазоподобными включениями кремния, преимущественно по границам зёрен. Вследствие этого микротвердость первичной структуры достигает 127 H_v, относительное удлинение 3%, а предел прочности и предел пропорциональности 380 МПа и 260 МПа соответственно (Norico Read et al., 2015). Для снятия внутренних напряжений и повышения пластичности СЛС-сплав подвергают термической обработке. Авторы (Prashart K.G. et al., 2014) производили отжиг силумина в интервале 300-700 К, выдержка 6 часов. Установлено, что с повышением температуры отжига включения свободного кремния увеличиваются в размерах, а общее количество включений уменьшается. Прочность сплава после высокотемпературного отпуска снижается до 95 МПа, а относительное удлинение возрастает до 15%.

Благодаря частичному оплавлению поверхности предыдущего слоя при послойной 3D-печати в центре расплавленной ванночки металла трека происходит эпитаксиальный рост кристаллитов на частично оплавленных зёрнах с образованием морфологической и кристаллографической текстуры (*Thijs Lore et al.*, 2013). На боковых поверхностях ванночки направление роста образует острые углы с направлением теплоотвода. Скорость роста кристаллитов по краям трека замедляется. Условия для эпитаксиального роста на боковых поверхностях ванночки не соблюдаются. Исходя из этого рассматривают два типа границ в СЛС-сплавах: «слой–слой» и «трек–трек» (*Wen Shifeng et al.*, 2014). Границы «трек–трек» более грубые, на них происходит зарождение микротрещин при нагружении детали внешними усилиями. Авторы публикаций единодушны в выводах: прочность, пластичность, сопротивление ползучести СЛС-сплавов выше, чем у отливок, отлитых в землю или в кокиль.

Предметом данной статьи является анализ технологических факторов при послойном лазерном синтезе алюминиевого сплава AlSi10Mg зернистостью 30–50 мкм. Использовали волоконный иттербиевый YLR-лазер мощностью 400 Вт. Скорость сканирования 15 м/с, диаметр луча 100 мкм, толщина слоя





рисунок 1. Микроструктура сплава AlSi10Mg до отжига (**a**), после отжига (**б**)

ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ – В КОСМИЧЕСКУЮ ОТРАСЛЬ

30 мкм. Исследование микроструктуры производили на лазерном 3D-микроскопе KEYENCEVK-X150K/160K, позволяющем одновременно анализировать топографию поверхности шлифа при увеличении в диапазоне 100–1000 раз. Микротвердость измеряли с помощью твердомера ПМТ-3 под нагрузкой 200 Гр.

Сплав AlSi10Mg термообрабатываемый. Добавки магния в количестве 0,3–0,5% играют важную роль при старении благодаря образованию упрочняющей фазы Mg₂Si, имеющей более округлую форму по сравнению с частицами свободного кремния. Отжиг производили при температуре 573 K, выдержка 2 часа. На рисунке 1 показана микроструктура СЛС-сплава AlSi10Mg.

По границам зёрен термообработанного сплава видны включения Mg₂Si, увеличение x1000. Границы зёрен на фронтальной плоскости вытянуты в направлении построения, т.е. после рекристаллизации сохранилась текстура. В то же время анизотропия механических свойств выражена незначительно.

Для оценки степени анизотропии производили механические испытания растяжением лабораторных образцов, выращенных в двух направлениях относительно стола-платформы. Часть образцов находилась в горизонтальном положении, а часть – в вертикальном. Были изготовлены лабораторные образцы с диаметром рабочей части 5 мм. Скорость перемещения губок испытательной машины 10 мм/мин.

Предел прочности и предел пропорциональности горизонтальных образцов СЛС-сплава в состоянии «после построения» 440 МПа и 285 МПа соответственно. Относительное удлинение 6%, микротвердость 110 H_v. После отжига при темпе-



рисунок 2. Механические свойства сплава AlSi в зависимости от содержания кремния: **1** – сплав, литье в землю; **2** – сплав, литье в кокиль



рисунок 3. Уголок волноводный, напечатанный на 3D-принтере (а) и изготовленный по традиционной технологии (б)

ратуре 573 К, выдержка 2 часа, предел прочности понизился до 280 МПа, предел пропорциональности 242 МПа. Относительное удлинение возросло до 14%. Микротвердость после отпуска понизилась до 80 Н_v. Вертикальные образцы в состоянии «после построения» имели предел прочности 446 МПа, предел пропорциональности 350 МПа, относительное удлинение 6%. Микротвердость вертикальных образцов распределяется неравномерно: в верхней части 110-119 H_v, в нижней 105-110 H_v. Это связано с различием температурно-временных режимов в верхней и нижней частях образца. Неравномерное распределение микротвёрдости наблюдали также у СЛС-образцов нержавеющей стали (Ананьев А.И. *и др.*, 2017). Свойства вертикальных образцов после отжига: предел прочности 290 МПа, предел пропорциональности 220 МПа, относительное удлинение 5%, что, вероятно, связано с неблагоприятной ориентацией микродефектов на боковой поверхности треков.

Полученные значения прочности и пластичности СЛС-сплава AlSi10Mg после термообработки аналогичны другим исследованиям (Prashart K.G. et al., 2014; Norico Read et al., 2015). В то же время уменьшение продолжительности отжига позволило получить более приемлемое для опытного производства НПОЛ сочетание механических свойств сплава: при высоком относительном удлинении получены удовлетворительные значения предела прочности и предела пропорциональности. Сопротивление ползучести сплава AlSi10Mg, полученного методом СЛС, также выше, чем у отливок (Norico Read et al., 2015). На рисунке 2 показано изменение механических свойств силумина в зависимости от концентрации кремния в сплаве (Колачев Б.А., Ливанов В.А., Елагин В.И., 1972). Для сравнения на рисунке 2 нанесены экспериментальные значения, полученные на горизонтальных образцах СЛС-сплава AlSi10Mg (кружками – в первичном состоянии, крестиками – после отпуска).

Как видно из рисунка 2, использование лазерного синтеза сообщает материалу совершенно новый комплекс механических свойств.

На рисунке 3 показан прототип волноводного уголка, полученного методом 3D-печати, в виде монолитной детали. Это позволило исключить из технологического цикла операции литья, сварки, пайки, раскроя листа и др. Традиционная технология предусматривает изготовление изделия из двух частей с последующей подгонкой итсборкой с использованием крепежа. Цикл изготовления – 15 дней. При изготовлении детали по технологии СЛС производственный цикл сокращается до семи дней. Использование технологии СЛС для изготовления волноводных уголков позволяет снизить затраты на производство в два раза.

Учитывая значительное повышение механических характеристик, целесообразно провести сравнительные исследования и других конструкционных материалов, применяемых в ракетно-космической промышленности. Результатом исследований и внедрения метода СЛС в опытное производство НПОЛ может быть повышение удельной прочности конструкций, сокращение номенклатуры деталей за счёт усложнения их формы, уменьшение веса сборочных единиц.

список литературы

Аддитивные технологии в промышленном производстве. М.: МАТИ, кафедра «Технология сварки, покрытий и порошковых материалов», 2014. 21 с.

Ананьев А.И., Шибалов М.В., Курков А.А., Борщев Ю.П. и др. Исследование микроструктуры и свойств хромоникелевой стали 316L, полученной методом селективного лазерного сплавления // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 87-92.

Зуев И.В. Обработка метериалов концентрированными потоками энергии. М.: МЭИ, 1998. 162 8 с.

Колачев Б.А., Ливанов В.А., Елагин В.И. Металловедение и термическая обработка цветных металлов и сплавов. М.: Металлургия, 1972. 480 с.

Никифоров Г.Д. Металлургия сварки плавлением алюминиевых сплавов. М.:Машиностроение, 1972. 264 с.

Lore Thijs, Karolien Kempen, Jan-Pierre Kruth, Jan Van Humbeeck. Fine-structured aluminium products with controllable texture by selective laser melting of pre-Alloyed AlSi10Mg powder // Acta Materialia. 2013. 61. P. 1809-1819.

Norico Read, Wei Wang, Khamis Essa, Moataz M. Attoollah. Selective laser melting of AlSi10 Mg Alloy: Process optimisation and mechanical properties development // Materials and Design. 2015. 65. P. 417-424.

Prashart K.G., Scudio S., Klauss H.J., Surreddi K.B. et al. Microstructure and mecanical properties of Al-12Si produced by selective laser melting: Effect of treatment // Materials Sience & Engineering. 2014. A 590. P. 153-160.

Wen Shifeng, Li Shuai, Wei Qingsong, ChuzeYan et al. Effect of molten pool boundaries 0n the mechanical properties pf selective laser melting parts // J. of Materials Processing Technology. 2014. 214. P. 2660-2667.

Статья поступила в редакцию 21.12.2016 г.

КОНЦЕПЦИЯ РАЗВИТИЯ АСПИРАНТУРЫ АКЦИОНЕРНОГО ОБЩЕСТВА «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА»

CONCEPT OF POSTGRADUATE STUDIES DEVELOPMENT AT LAVOCHKIN SCIENCE AND PRODUCTION ASSOCIATION



М.В. Данильченко¹, mvd@laspace.ru; **M.V. Danilchenko**



Х.Ж. Карчаев¹, кандидат экономических наук, kar@laspace.ru; **Kh.Zh. Karchaev**

Раскрываются роль и место аспирантуры в системе организации научно-технической деятельности акционерного общества «Научнопроизводственное объединение им. С.А. Лавочкина», приводятся основные показатели и результаты функционирования аспирантуры предприятия за прошедший период, сформированы направления развития аспирантуры на перспективу.

Ключевые слова:

научно-техническая деятельность; аспирантура; предприятие; вуз;

научная школа; педагогические работники; профессорско-преподавательский состав.

введение

Научно-техническая деятельность – деятельность, направленная на получение, применение новых знаний для эффективного решения инновационных, инженерных, технологических, экономических, социальных и иных задач предприятия, обеспечения функционирования науки, техники и производства как единой системы (*O науке и государственной научно-технической политике*, 1996).

В соответствии с законодательством Российской Федерации научной организацией признается та,



С.В. Кудрявцев¹, кандидат технических наук, skudr@laspace.ru; **S.V. Kudryavtsev**



H.B. Халецкая¹, khaletskaya@laspace.ru; **N.V. Khaletskaya**

Place and role of the postgraduate studies in the scientific and engineering activities organizational system at Lavochkin Science and Production Association are shown, the main performances and outcome of the enterprise postgraduate studies functioning for are stated for the past period, the perspectives of development of the postgraduate studies are defined.

Key words:

scientific and engineering efforts; postgraduate studies; enterprise; higher education institution; scientific school; teachers; higher-education teaching personnel.

которая осуществляет научно-техническую деятельность в качестве основной. АО «НПО Лавочкина», осуществляющее научно-исследовательские, опытно-конструкторские, проектно-конструкторские, проектно-технологические работы, относится к научной организации (Данильченко М.В., Кудрявцев С.В., Теселкин С.Ф., 2017).

Научно-технический совет (НТС) наделяется правами управления всей научно-технической деятельностью предприятия и осуществляет свою работу

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.



рисунок 1. Структура научно-технической деятельности предприятия

под руководством генерального директора. Основной задачей НТС является определение и утверждение стратегических направлений научно-технической деятельности предприятия в осуществлении НИОКР, руководство научными, научно-техническими, прикладными исследованиями и внедрение в производство последних достижений науки и техники.

В систему организации научно-технической деятельности на предприятии, кроме научно-технического совета, включаются другие подразделения, осуществляющие следующие функции:

- подготовку кадров высшей квалификации (аспирантуру), организацию повышения квалификации научных кадров, обеспечение системного взаимодействия и научно-образовательного сотрудничества с вузами отдел подготовки и развития персонала;
- формирование планов научных работ и рекомендаций по составу кооперации при выполнении НИОКР – тематические подразделения службы генерального конструктора и проектные дирекции;
- планирование и организацию участия в научных конференциях и осуществление редакционноиздательской деятельности – отдел технической документации;

- организацию и проведение информационных мероприятий, научно-технических конференций (советов) – дирекция информационной политики и рекламно-выставочной деятельности;
- международное научное сотрудничество дирекция международного сотрудничества;
- патентную деятельность патентный отдел;
- функционирование диссертационного совета ДС 403.019.01, созданного Минобрнауки РФ на базе предприятия.

Указанные работы осуществляются отделами, комплексами, дирекциями в установленном согласованном порядке в соответствии с функциями, закреплёнными в положениях о структурных подразделениях. В состав НТС входят руководители основных научно-технических направлений, подразделений предприятия, а также специалисты, конструкторы, инженеры для решения отдельных задач.

Основными задачами аспирантуры являются подготовка кадров высшей квалификации для обеспечения стабильной работы проектных, конструкторских, технологических и испытательных подразделений, создание научных заделов для перспективных работ и формирование системы преемственности в передаче научных знаний сотрудникам, в том числе молодым специалистам.

КОНЦЕПЦИЯ РАЗВИТИЯ АСПИРАНТУРЫ АКЦИОНЕРНОГО ОБЩЕСТВА «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА»

1. Основные показатели и результаты функционирования аспирантуры предприятия

Основной целью создания в 2006 году на базе предприятия аспирантуры была необходимость обеспечения сотрудникам предприятия благоприятных условий для повышения уровня их научной квалификации без отрыва от основного места работы и подготовки кандидатских диссертаций. Обучение в аспирантуре было направлено в первую очередь на углубление теоретической и специальной подготовки научных работников, овладение ими современными методами и средствами научных исследований, совершенствование умений самостоятельно и на высоком уровне вести научно-исследовательскую, педагогическую и воспитательную работу. Кроме того, создание собственной аспирантуры обеспечило сохранение существующих на предприятии научных школ, их дальнейшее развитие, преемственность в разработке новых научных подходов, уникальных методик и методов, используемых при создании автоматических космических аппаратов.

С 2006 года в аспирантуре прошли обучение 103 аспиранта и соискателя. Завершили аспирантуру 56 человек, из которых защитились 9 человек. Обобщённые данные по деятельности аспирантуры в 2006–2017 годы приведены на рисунке 2.

Анализ оттока аспирантов отражён на рисунке 3.

Основными факторами, определяющими большую текучесть аспирантов, являются их неспособность выполнять работу из-за нехватки времени в условиях производственной занятости, собственная неготовность к научной работе, слабая помощь со стороны научных руководителей.

Как показывает практика, в период 2009–2012 гг. наблюдался максимальный приток аспирантов, а в период 2014–2016 гг. в связи с изменениями образовательного законодательства набор в аспирантуру не проводился (рисунок 4).







рисунок 3. Причины отчисления из аспирантуры

Материальные затраты на подготовку научных кадров (рисунок 5) складываются из стипендий аспирантам, оплаты труда научных руководителей, преподавателей, экзаменационных и приёмных комиссий, научно-методического и организационно-технического обеспечения деятельности аспирантуры.

Анализ средней стоимости обучения аспиранта (рисунок 6) показывает рост затрат на одного аспиранта по мере снижения численности аспирантуры.

Результативность аспирантуры – 1–2 защиты диссертаций в год. Обобщённые данные по результативности аспирантуры за период её функционирования представлены на рисунке 7.

Основные недостатки в подготовке аспирантов проявляются в снижении количества и качества научных материалов, разрабатываемых аспирантами, в слабом контроле со стороны научных руководителей и недостаточном влиянии со стороны НТС на научных руководителей.

В целях повышения эффективности деятельности аспирантуры в период 2012–2013 гг. были проведены следующие мероприятия:

- введена процедура заключения договора с аспирантом на время его обучения, в котором прописаны обязательства и ответственность сторон;
- установлен контроль по выполнению планграфика подготовки научных статей аспирантами и соискателями в научных изданиях предприятия, их участия в научно-технических конференциях;
- введена практика аттестации аспирантов и оценки деятельности научных руководителей научно-техническим советом предприятия, заслушивания аспирантов на семинарах, на которых





подробно рассматриваются результаты работы аспирантов и даются рекомендации для каждого аспиранта и соискателя;

 введена единовременная выплата вознаграждений аспирантам и их научным руководителям после защиты диссертаций, выполненных в срок.

В целом, проведённые мероприятия способствовали повышению качества аспирантской подготовки, более активному участию аспирантов в научных форумах, конкурсах и конференциях. Аспиранты предприятия в последние годы постоянно занимали призовые места на конкурсах научно-технических работ и отмечались дипломами на конференциях (конкурс молодёжных проектов Роскосмоса на космодроме Восточный в 2015 году, международный конкурс научно-технических работ «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» в 2016 году).

2. Основные направления развития аспирантуры предприятия

В соответствии с положениями российского законодательства аспирантура является третьей ступенью высшего образования. Её основное предназначение – повышение квалификации обучаемого через учебный процесс с выдачей по окончании диплома государственного образца с присвоением квалификации «Исследователь. Преподаватель-исследователь» (Об образовании в РФ, 2012).

Основные требования законодательства к условиям реализации программы аспирантуры условно можно подразделить на следующие:

 общесистемные требования к реализации программы аспирантуры (разработка регламентов, учебных планов, рабочих программ и т.д.);



рисунок 5. Финансирование аспирантской подготовки

КОНЦЕПЦИЯ РАЗВИТИЯ АСПИРАНТУРЫ АКЦИОНЕРНОГО ОБЩЕСТВА «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА»



рисунок 6. Затраты предприятия на обучение одного аспиранта

- требования к кадровым условиям реализации программы аспирантуры;
- требования к материально-техническому и учебно-методическому обеспечению программы аспирантуры;
- требования к финансовому обеспечению программы аспирантуры.

Обучение аспирантов проводится по очной и заочной формам в соответствии с лицензией № 2589 от 19.05.2017, выданной Федеральной службой по надзору в сфере образования и науки на право ведения образовательной деятельности по направлению подготовки 24.06.01 – Авиационная и ракетно-космическая деятельность, включая три направленности (профиля):

- Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов.



рисунок 7. Эффективность функционирования аспирантуры



рисунок 8. Кандидаты и доктора наук АО «НПО Лавочкина»

- Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов.
- Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

Современное состояние научно-технического потенциала предприятия, необходимое для развития аспирантуры, включает следующие составляющие:

- значительное количество научных работников, имеющих учёные степени (20 докторов наук и 68 кандидатов наук);
- большой научно-технический задел в области проектирования космических аппаратов (КА), конструкции и баллистики КА, аэродинамических и тепловых расчётов движения КА, систем обеспечения теплового режима и др.
- сотрудники предприятия, осуществляющие педагогическую деятельность в вузах страны;
- научно-техническая библиотека предприятия и современные информационно-коммуникативные средства;
- специализированный диссертационный совет;
- рецензируемые научный журнал «Вестник НПО им. С.А. Лавочкина» и сборник «Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов»;
- ежегодно организуемые предприятием научнотехнические форумы (конференции);
- значительный задел по результатам интеллектуальной деятельности, учитываемый на предприятии и получающий правовую охрану.

Сравнительный анализ показателей результативности и востребованности научных исследований предприятий Госкорпорации «Роскосмос» показывает, что АО «НПО Лавочкина» интегрально по количеству публикаций, их общей цитируемости и суммарному количеству статей в изданиях, включенных в перечень ВАК, находится на передовых позициях (*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж.*, 2016).


рисунок 9. Распределение кандидатов и докторов наук по возрасту

Состав и структура научно-педагогических кадров предприятия приведены на рисунках 8, 9.

Оценка состояния подготовки научных кадров в ГК «Роскосмос» на конкурсе научно-технических работ «Орбита молодежи» показала, что возможны два варианта развития аспирантской подготовки на предприятии.

Вариант 1. Целевая подготовка аспирантов в вузах страны

Для реализации этого варианта необходимо организовать систему заблаговременного формирования заявок в аспирантуры вузов по конкретным специальностям в рамках ведомственной целевой программы Минобрнауки России (*Развитие интегриро*ванной системы обеспечения..., 2016).

Процесс целевого обучения в аспирантуре вуза может способствовать, с одной стороны, развитию новых научных направлений и их «прививке» на предприятии, но с другой – привести к остановке в развитии собственных научных школ, деградации сложившихся на предприятии научных направлений, сформированных годами с учётом специфики и особенностей научного руководства и диссертационного совета предприятия. Учиться в вузе – значит подстраиваться под диссертационный совет и научные школы вуза. Привлечение специалистов предприятия в качестве научных руководителей целевых аспирантов также проблематично из-за необходимости сохранения высокой учебной нагрузки преподавателям вуза.

Вариант 2. Развитие аспирантуры на базе предприятия

Данная модель предполагает проведение комплекса работ по организации деятельности аспирантуры в соответствии с федеральным государственным образовательным стандартом высшего образования (уровень подготовки кадров высшей квалификации) на основе развития собственной научной, методической (научно-педагогической), материально-технической базы и сетевого взаимодействия с вузами с учётом опыта аспирантур других предприятий отрасли и становления Корпоративной академии Роскосмоса.

Опыт функционирования различных предприятий ГК «Роскосмос» показал эффективное использование и того и другого варианта подготовки научных кадров (Орбита молодежи и перспективы развития, 2016).

Предприятия Москвы и Московской области считают ют предпочтительным развивать собственные аспирантуры, в отличие от предприятий других регионов.

Считается, что без собственной аспирантуры произойдёт вырождение имеющихся научных школ, старение и потеря квалификации профессорско-преподавательским составом на предприятии, отсутствие преемственности и дальнейшее снижение научного и образовательного потенциала предприятия.

Вместе с тем, предприятия ракетно-космической промышленности регионов успешно практикуют целевую форму аспирантуры в различных, в том числе столичных вузах страны, и не опасаются возможного перехода обучаемого аспиранта на более привлекательное рабочее место.

Основными проблемными вопросами обучения вне предприятия являются значительные временные затраты на учёбу в вузе, потери в зарплате и сокращение рабочего цикла пребывания аспиранта на предприятии.

выводы

Комплексный сравнительный анализ состояния подготовки научных кадров предприятий ГК «Роскосмос», а также оценка научно-технического потенциала и экономических возможностей предприятия позволяют определить приоритетные направления развития аспирантуры и сделать следующие выводы.

1. Учитывая высокий уровень наукоёмкости разрабатываемой предприятием продукции, большое количество новых уникальных разработок, необходимо дальнейшее развитие аспирантуры предприятия с целью активизации процесса воспроизводства научных кадров. Сохранение и развитие аспирантуры является приоритетной задачей предприятия и рассматривается в качестве основы для укрепления его научного потенциала.

2. Необходимость развития аспирантуры предприятия обуславливается потребностью предприятия в постоянной систематизации и удержании имеющихся знаний, научных разработок, дальнейшем развитии научных школ для решения основных производственных задач.

3. Важнейшей задачей сохранения и развития научных школ предприятия является сохранение работоспособного профессорско-преподавательского

КОНЦЕПЦИЯ РАЗВИТИЯ АСПИРАНТУРЫ АКЦИОНЕРНОГО ОБЩЕСТВА «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА»

состава из числа сотрудников предприятия и привлечение к учебному процессу в аспирантуре известных ученых-специалистов вузов, организаций промышленности и РАН.

4. Целесообразно осуществить двухэтапный процесс развития аспирантуры. На первом этапе в течение двух лет обеспечить функционирование эффективной образовательной системы на уровне, соответствующем требованиям по аккредитации аспирантуры. При этом необходимо удержать темпы притока молодых ученых из состава предприятия на уровне 2–3 человек в год с защитой диссертаций в диссертационном совете предприятия.

На втором этапе возможно дальнейшее совершенствование деятельности аспирантуры в направлении развития научных школ и повышения уровня их материально-технической оснащённости.

5. Реализация стратегии развития аспирантуры потребует активной совместной с вузами работы по использованию опыта преподавателей, научного и технического потенциала вузов, создания современного учебно-инновационного комплекса (*Mambeeb Ю.A.*, *Кудрявцев С.В.*, *Примаков П.А.*, 2013).

6. В целях создания современного учебно-инновационного комплекса целесообразно предусмотреть мероприятия по техническому оснащению учебных классов современным исследовательским проектноконструкторским и технологическим оборудованием (*Кудрявцев С.В., Примаков П.А., Кудрявцев М.С.*, 2013).

7. Для повышения эффективности деятельности аспирантуры основные организационно-технические мероприятия целесообразно проводить в следующих направлениях:

- поднять планку требований к кандидатам на поступление в аспирантуру с обязательным отбором только кандидатов, имеющих задел по диссертации, публикации, участие в конференциях;
- в приёмную комиссию, кроме отзыва потенциального научного руководителя, представлять документы с обоснованием актуальности планируемого диссертационного исследования с рекомендациями руководителя подразделения;
- утверждение тем диссертаций на НТС, аттестацию аспирантов осуществлять только в присутствии научных руководителей и руководителей подразделений;
- ежегодно на заседаниях НТС оценивать работу научных руководителей с учётом результатов аттестации аспирантов для подготовки предложений в комиссию по стимулированию труда научных работников;
- предоставить аспирантам право первоочередного участия в конференциях, конкурсах, фестивалях, учебных семинарах и программах повышения квалификации.

8. Необходимо совершенствовать механизм целевого набора аспирантов в ведущие вузы страны: МАИ, МГТУ им. Н.Э. Баумана, МГУ, МИРЭА и др. С этой целью отдел подготовки и развития персонала ежегодно проводит мониторинг по отбору кандидатов для поступления в аспирантуры вузов по конкретным специальностям для формирования целевой заявки, направляемой в ГК «Роскосмос» и Минобрнауки России.

9. Важнейшим фактором успешного функционирования аспирантуры предприятия является развитие тесных контактов, взаимный обмен организационным и методическим опытом с аспирантурами других ведущих предприятий ГК «Роскосмос» и вузов страны.

список литературы

Данильченко М.В., Кудрявцев С.В., Теселкин С.Ф. Стратегическое партнёрство с вузами как важнейший фактор обеспечения конкурентоспособности наукоёмкого промышленного предприятия // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 93-99.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. О научном потенциале НПО имени Семена Алексеевича Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 73-76.

Кудрявцев С.В., Примаков П.А., Кудрявцев М.С. Учебно – инновационный комплекс авиационного и космического машиностроения // Научно-аналитический журнал «Инновации и инвестиции». 2013. № 8. С. 10-13.

Матвеев Ю.А., Кудрявцев С.В., Примаков П.А. Концепция образовательной деятельности ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5. С. 70-73.

О науке и государственной научно-технической политике: Федер. закон (принят Гос. Думой 23 августа 1996 г. № 127) // URL: http://минобрнауки.рф/документы (дата обращения: 31.07.2017).

Об образовании в РФ: Федер. закон (принят Гос. Думой 29 декабря 2012 г. № 273) // URL: http://минобрнауки.рф/документы (дата обращения: 31.07.2017).

Орбита молодежи и перспективы развития российской космонавтики: сб. материалов 2016 г. // URL: http://www.elibrary.ru (дата обращения: 31.07.2017).

Развитие интегрированной системы обеспечения высококвалифицированными кадрами организаций оборонно-промышленного комплекса в 2016– 2010 годах: приказ Минобрнауки России от 29 февраля 2016 г. № 170 // URL: http://минобрнауки.рф/ документы (дата обращения: 31.07.2017).

Статья поступила в редакцию 11.08.2017 г.

МЕТОДИКА ИНЖЕНЕРНОГО РАСЧЁТА СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ, ИСТЕКАЮЩИХ ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ, НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В НЕВЯЗКОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

METHOD OF ENGINEERING CALCULATION OF IMPACT OF FORCE SUPERSONIC JETS FLOWING OUT OF THE LOW-THRUST ENGINES ON THE SPACECRAFT STRUCTURES IN THE INVISCID APPROXIMATION



С.И. Шматов¹, кандидат технических наук, shmatov_si@laspace.ru; **S.I. Shmatov**

В статье рассматривается задача приближённого определения силового воздействия струй двигателей малой тяги на элементы конструкции космических аппаратов. Представлен подход к решению этой задачи, основанный на невязком приближении и позволяющий оперативно и с приемлемой для начальных этапов проектирования точностью рассчитывать указанное воздействие. Приведены также результаты одного из вариантов реализации такого расчёта, свидетельствующие о необходимости учёта этого фактора при проектировании и эксплуатации космических аппаратов.

Ключевые слова: космический annapam; двигатель малой тяги; геометрическая модель; возмущающие силы и моменты.

введение

Задача определения силового воздействия струй двигателей малой тяги (ДМТ) на элементы конструкции космических аппаратов (КА) продолжает оставаться актуальной, поскольку далеко не всегда на проектируемых КА удаётся во всех отношениях рационально разместить двигатели системы управлеThe article considers the problem of approximate determination of the force action of the low-thrust engines jets on the spacecraft structures. The presented approach to the solution of this problem is based on the inviscid approximation and enables to calculate specified impact timely and acceptable accuracy for the initial stages of design phase. The results of one of the options of its implementation are presented, indicating the need to account for this factor in the design and operation of spacecraft.

Key words: spacecraft; low-thrust engine; geometric model; perturbing forces and moments.

ния. В результате в зоне действия струй ДМТ нередко оказываются приборы и достаточно габаритные конструкции КА. Это может стать одной из причин ухудшения эксплуатационных характеристик ряда его агрегатов и систем. В частности, нерациональное расположение элементов конструкций КА может

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

МЕТОДИКА ИНЖЕНЕРНОГО РАСЧЁТА СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ, ИСТЕКАЮЩИХ ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ, НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В НЕВЯЗКОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

быть причиной изменения эффективной тяги ДМТ системы управления, что в свою очередь может привести к увеличению расхода рабочего тела, снижению точности и увеличению времени выполнения необходимых манёвров. Кроме того, дополнительное силовое воздействие струи может привести к смещению, деформации некоторых элементов конструкций КА и т.п. Практика показывает, что перечисленные обстоятельства непосредственно касаются как вновь проектируемых аппаратов, например, КА «ЛУНА-25» (Казмерчук П.В. и др., 2016), так и успешно функционирующих, например, КА «СПЕКТР-Р» (Заславский Г.С. и др., 2016). Таким образом, задача расчёта силового воздействия струй ДМТ на элементы конструкции КА напрямую связана с проблемой повышения качества проектирования и надёжности эксплуатации КА.

При этом проблема воздействия бортовых ДМТ на элементы конструкции КА и влияния на функционирование его аппаратуры, несмотря на большой объём отечественных и зарубежных исследований, пока далека от завершения. Это связано с разнообразием типов используемых ДМТ, широким диапазоном их основных параметров (геометрия, тяга, параметры на срезе сопел), схем расположения ДМТ на КА, геометрий поверхностей, омываемых струями, режимов течения и т.п. То есть фактически в каждом конкретном случае возникает новая задача. Тем самым данная проблема является весьма общирной и трудной как для теоретических, так и для экспериментальных исследований.

Таким образом, сложность и трудоёмкость решения данной задачи в её полной постановке, а также её уникальность для каждого типа КА, с одной стороны, и потребности практики – с другой, неизбежно приводят к разработке приближённых методик, которые, используя более простые модели и не принципиально уступая в точности, позволяют оперативно получать достаточно достоверные оценки интересующих воздействий, приемлемые на ранних этапах проектирования и в экстренных ситуациях при эксплуатации КА.

В настоящей статье предлагается вариант инженерной методики для оперативной оценки силового воздействия струи ДМТ на элементы конструкции КА в рамках невязкого приближения и приводится пример её реализации для конкретного КА.

1. Методика инженерного расчёта силового воздействия струй, истекающих из ДМТ, на элементы конструкции КА в невязком приближении

Для КА, находящихся на высотах более 200 км над Землёй, при решении задач истечения можно не учитывать влияние окружающей атмосферы и полагать, что истечение происходит в вакуум. В настоящей методике расчёт распределений газодинамических параметров в струях, истекающих из сверхзвуковых сопел в вакуум, основывается на известных фактах, позволяющих рассматривать интересующие нас зоны этих течений как течения совершенного газа. Согласно этим фактам скорость газа на достаточно близком расстоянии от сопла ($\overline{r}=r/r_a\approx10$) практически достигает максимальной величины $V_{max}=V_{max}(\gamma, T_0)$, а распределение плотности ρ описывается уравнением для источника с переменной по полярному углу θ (рисунок 1) интенсивностью (*Albini F.A.*, 1965; Дулов В.Г., Лукьянов Г.А., 1984; Dettleff G., 1991):

$$\rho \sim B(\mathbf{M}_{a}, \gamma) \cdot f(\theta) \cdot (r_{a}/r)^{2}, \tag{1}$$

где *r* – расстояние от исследуемой точки до центра среза сопла, м;

*r*_a – радиус среза сопла, м;

γ – показатель адиабаты газа;

*T*₀ – температура торможения, К;

М_а – число Маха на срезе сопла.



рисунок 1. Схема к выводу распределения плотности газа в струе $\rho(r, \theta)$

На практике одной из наиболее популярных зависимостей подобного рода является зависимость, полученная Ф. Альбини (*Albini F.A.*, 1965) для струй идеального газа, в которой функция *f*(θ) имеет вид

$$f(\theta) = \cos^{\frac{2}{\gamma - 1}} \left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{\theta}{\theta_m} \right).$$
 (2)

Здесь $\theta_m = \theta_m(M_a, \gamma)$ – предельный угол расширения газа по отношению к оси симметрии сопла, который определяется из соотношений Прандтля – Майера (Гинзбург И.П., 1966)

$$\theta_m = \theta_a + \omega(M_H, \gamma) - \omega(M_a, \gamma)$$

где

$$\omega(\mathbf{M},\gamma) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \operatorname{arctg} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}(\mathbf{M}^2-1)} - \operatorname{arctg} \sqrt{\mathbf{M}^2-1}.$$

При этом $M_{\rm H}$ – число Маха на границе струи; $\theta_{\rm a}$ – угол полураствора сопла.

Далее формула (1) преобразуется к виду

$$\frac{\rho}{\rho_{\rm xp}} = A_j \cdot \left(\frac{r_{\rm xp}}{r}\right)^2 \cdot f(\theta), \tag{3}$$

где *r*_{кр} – радиус критического сечения сопла, м;

 $\rho_{\kappa p}-$ плотность газа в критическом сечении сопла, кг/м³.

Согласно (Герасимов Ю.И., Ярыгин В.Н., 2012) в конус с углом полураствора θ_m истекает 97–99% от суммарного расхода газа через сопло Q. Поэтому θ_m можно рассматривать в качестве условной границы струи, расширяющейся в вакуум. Соответственно константа струи A_j находится из интегрального уравнения сохранения расхода газа через критическое сечение сопла и через часть поверхности сферы радиуса r, ограниченную углом полураствора θ_m .

Расход газа через критическое сечение сопла равен

$$Q_{\rm sp} = \pi \cdot r_{\rm sp}^2 \cdot \rho_{\rm sp} \cdot V_{\rm sp} = \pi \cdot r_{\rm sp}^2 \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \cdot \rho_0 \cdot \sqrt{\frac{2}{\gamma+1} \cdot \frac{p_0}{\rho_0}},$$

где p_0 – давление торможения (давление в форкамере сопла), Па;

 ρ_0- плотность торможения (плотность в форкамере сопла), кг/м³.

Расход газа через часть поверхности сферы радиуса r, ограниченной углом полураствора θ_m , равен

$$Q_m = \int_{0}^{\sigma_m} \rho(r, \theta) \cdot V_{\max} \cdot dS(\theta), \qquad (4)$$

где $V_{\rm max}$ – максимальная скорость газа в поле течения струи, м/с;

 $dS(\theta)=2\pi r^2 \sin\theta d\theta$ — дифференциал площади поверхности сферы, м².

Далее выражаем $\rho(r, \theta)$, используя (3), (2), и V_{max} , через параметры торможения:

$$\rho(r,\theta) = \rho_{\kappa p} \cdot A_j \cdot \left(\frac{r_{\kappa p}}{r}\right)^2 \cdot \cos^{\frac{2}{\gamma-1}}\left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{\theta}{\theta_m}\right) =$$

$$= \rho_0 \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \cdot A_j \cdot \left(\frac{r_{\kappa p}}{r}\right)^2 \cdot \cos^{\frac{2}{\gamma-1}}\left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{\theta}{\theta_m}\right),$$

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2\gamma}{(\gamma-1)}} \cdot \frac{R \cdot T_0}{\mu_a} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1}} \cdot \frac{p_0}{\rho_0}.$$
(6)

Подставляя (5) и (6) в (4), интегрируя по θ и приравнивая $Q_m \kappa Q_{\kappa p}$, получаем уравнение, из которого находим

$$A_{j} = \frac{1}{8} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \left(\frac{\pi}{\theta_{m}}\right)^{2}.$$
(7)

Таким образом, для $\rho(r, \theta)$ получаем

$$\rho(r,\theta) = \frac{1}{8} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \left(\frac{\pi}{\theta_m}\right)^2 \rho_{\rm kp} \cdot \left(\frac{r_{\rm kp}}{r}\right)^2 \cos^{\frac{2}{\gamma-1}}\left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{\theta}{\theta_m}\right). \tag{8}$$

Поскольку параметры в критическом сечении сопла ($r_{\rm kp}$ и $\rho_{\rm kp}$) не всегда известны, то в (8) есть смысл перейти к параметрам на срезе сопла, которые практически всегда известны.

Согласно (Гинзбург И.П., 1966)

$$\rho_{0} = \rho_{a} \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} \cdot M_{a}^{2} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}.$$
(9)

Используя известное соотношение

$$\left(\frac{r_{\rm kp}}{r_{\rm a}}\right)^{2} = q(M_{\rm a}) = \frac{M_{\rm a} \cdot \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} \cdot M_{\rm a}^{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$
(10)

и подставляя (7), (9) и (10) в (5), для $\rho(r, \theta)$ получаем

$$\rho(r,\theta) = \frac{1}{8}\rho_a M_a \cdot \frac{(\gamma+1)}{\sqrt{2(\gamma-1)}} \cdot \left(\frac{\pi}{\theta_m}\right)^2 \cdot \left(\frac{r_a}{r}\right)^2 \times \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} \cdot M_a^2\right)^{-\frac{1}{2}} \cdot \cos^{\frac{2}{\gamma-1}} \left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{\theta}{\theta_m}\right).$$

Далее на основе полученного распределения $\rho(r, \theta)$ переходим к определению сил и моментов, действующих на элементы конструкции, попадающие в зону воздействия струи ($\theta \le \theta_m$).



рисунок 2. Схема к расчёту элементарных сил и моментов

Все элементы конструкции разбиваются на множество элементарных площадок dA (рисунок 2), и для каждой такой площадки находятся сила $d\vec{F}_A$ и момент $d\vec{M}_A = \vec{r}_A \cdot d\vec{F}_A$.

Для расчёта силы $d\vec{F}_A$ используются коэффициенты нормальной P_n и касательной P_{τ} составляющих аэродинамической силы.

Поскольку элементы конструкции находятся в зоне свободномолекулярного гиперзвукового течения газа, то для P_n и P_{τ} согласно (Бондарев Е.Н. и др., 1993) получаем

МЕТОДИКА ИНЖЕНЕРНОГО РАСЧЁТА СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ, Истекающих из двигателей малой тяги, на элементы конструкции космических аппаратов в невязком приближении

$$P_n = \frac{\rho V^2}{2} \cdot \left\{ (2 - \sigma_n) \cdot 2\cos^2 \psi_i + \sigma_n \cdot \left[\frac{\pi (\gamma - 1)}{\gamma} \right]^{1/2} \left(\frac{T_w}{T_o} \right)^{1/2} \cos \psi_i \right\},$$
$$P_\tau = \left(\frac{\rho V^2}{2} \right) \cdot \sigma_\tau \cdot 2\sin \psi_i \cdot \cos \psi_i,$$

где σ_n – коэффициент аккомодации нормального импульса;

σ_τ – коэффициент аккомодации касательного импульса;

T_w – температура элементарной площадки *dA*, К;

ψ_i – местный угол атаки для элементарной площадки *dA*, рад.

При этом значения коэффициентов σ_n и σ_τ подбираются на основании данных работы (*Взаимодействие...*, 1965), в которой приводятся результаты экспериментальных исследований взаимодействия разреженных газов с поверхностями, и рекомендаций работы (*Краснов Н.Ф.*, 1971).

В итоге для силы $d\vec{F}_{A}$ получаем

 $\vec{F}_A = (P_n \,\vec{n} + P_\tau \,\vec{\tau}) \, dA.$

Затем путём численного интегрирования по всем площадкам находятся результирующая сила \vec{F} и мо-мент \vec{M} :

 $\vec{F} = \oiint d\vec{F}_{A}, \ \vec{M} = \oiint \vec{r}_{A} \times d\vec{F}_{A}.$

Здесь \vec{r}_{A} – радиус-вектор площадки dA в связанной системе координат; $\vec{n} = \vec{n}(\vec{r}) = -\frac{\nabla f_{i}}{|\nabla f_{i}|}$ – орт внутренней нормали к площадке dA; $\vec{\tau} = \frac{\vec{n} \cdot \vec{v} \cdot \vec{n}}{|\vec{n} \cdot \vec{v} \cdot \vec{n}|}$ – вектор касательной к площадке dA; $f_{i}(x, y, z)=0$ – каноническое

уравнение *i*-го элемента поверхности КА. Геометрическая форма аппарата задаётся посред-

ством конечно-элементной аппроксимации поверхности на основе набора базовых элементов, состоящего из поверхностей 1-го и 2-го порядка (плоский многоугольник, эллипсоид, конус, цилиндр, параболоид) и тора, а также системы ограничивающих неравенств.

Каждая отдельная поверхность задаётся в собственной локальной системе координат O'X'Y'Z'(рисунок 3), в которой её уравнение принимает наиболее простой вид (канонический), через параметры формы, а положение локальной системы координат задаётся в глобальной системе OXYZ, связанной с КА (рисунок 3). Надлежащий выбор локальных систем координат позволяет проще, оперативнее и точнее выполнять многие подготовительные и вычислительные операции (задание формы поверхности, вычисление интегралов, анализ затенения).

Учёт взаимного экранирования одних элементов конструкции другими проводится в предположении «геометрической оптики», т.е. посредством решения в каждом случае системы уравнений



рисунок 3. Положение локальной системы координат *O'X'Y'Z'* относительно глобальной системы *OXYZ*

$$\begin{cases} \vec{r} = \vec{r}_A + \vec{V} \cdot t, \\ f_i(x, y, z) = 0 \end{cases}$$

где $f_i(x, y, z)=0$ – уравнение поверхности *i*-го элемента.

Рассматриваются решения, для которых параметр t < 0. Если координаты x, y, z проверяемой точки пересечения удовлетворяют системе ограничительных неравенств для рассматриваемого элемента, то проверяемая площадка считается затенённой и силовые характеристики на ней полагаются равными нулю.

Исключаются также из расчёта площадки, для которых выполняются условия самозатенения

 $\vec{V} \cdot \vec{n} < 0$,

где \vec{n} – местная внутренняя нормаль к поверхности.

Сравнения силовых и моментных характеристик воздействия струй на различные тела в дальнем следе, полученных на основании представленной методики, с аналогичными результатами других авторов (*Albini F.A.*, 1965; Дулов В.Г., Лукьянов Г.А., 1984; Dettleff G., 1991), показали, что различие составляет 20–40%.

2. Применение методики оценочного расчёта силового воздействия струй, истекающих из ДМТ, на элементы конструкции для конкретного КА

В качестве примера применения предложенной методики предлагается расчёт силового воздействия струй ДМТ двигательной установки (ДУ) системы обеспечения запуска (СОЗ) разгонного блока «Фрегат-МТ» (РБФ) на головной блок (ГБ), состоящий из РБФ и КА «ГАЛИЛЕО», при выведении КА «ГАЛИЛЕО» на целевую орбиту.

Расчёты значений газодинамических сил \vec{F} и моментов \vec{M} действующих на РБФ со стороны струй ДМТ, проводились в соответствии с общей циклограммой работы ДМТ. В следующих двух подразделах представлены «Исходные данные для расчётов» и «Результаты расчётов».

2.1. Исходные данные для расчётов

Схема расположения двигателей малой тяги ДУ СОЗ РБФ (ДВ1–ДВ4, ДТ5–ДТ8, ДР9–ДР12) представлена на рисунке 4.



Расстояние от среза сопла каждого двигателя до его посадочного места на РБФ (точки приложения его силы тяги) – 180 мм.

рисунок 4. Схема расположения ДМТ ДУ СОЗ РБ «Фрегат-МТ»

Согласно общей циклограмме работы ДМТ расчёты были проведены для следующих семи вариантов:

А – одновременно работают двигатели ДТ5, ДТ6;

Б – одновременно работают двигатели ДТ5, ДТ6 и ДТ7, ДТ8;

В – одновременно работают двигатели ДР9, ДР10;

Г – одновременно работают двигатели ДР9, ДР10 и ДР11, ДР12;

Д – одновременно работают двигатели ДВ1, ДВ3;

Е – одновременно работают двигатели ДВ2, ДВ4;

Ж – работает только двигатель ДВ2.

В таблице приведены основные силовые, расходные, геометрические и газодинамические параметры двигателей малой тяги РБФ.

таблица – Параметры ДМТ ДУ СОЗ РБ «Фрегат-МТ»

параметр	характеристики		
топливо	гидразин		
радиус среза сопла, м	0.0222		
угол полураствора сопла, град	25		
тяга, Н	49		
расход, кг/с	0.0238		
давление в камере, Па	800000		
температура в камере, К	1182		
давление на срезе сопла, кг/см ²	800		
температура на срезе сопла, К	203		
средний молекулярный вес, г/моль	13		
число Маха на срезе сопла	5.31		
показатель адиабаты	1.342		
скорость газа на срезе сопла, м/с	2200		

Все ДМТ ДУ СОЗ РБ «Фрегат-МТ» расположены и направлены так, что силовое воздействие они могут оказывать только на элементы конструкции разгонного блока. Геометрия РБ «Фрегат-МТ» задавалась на основе чертежей его общего вида. Для представления о конструкции РБ «Фрегат-МТ» на рисунке 5 изображён его общий вид, а на рисунках 6–7 даются две проекции РБ «Фрегат-МТ» на плоскости базовой строительной системы координат.



рисунок 5. Общий вид РБ «Фрегат-МТ»

Х-координата центра масс ГБ после 1-го включения маршевой двигательной установки (МДУ) равна

после 2-го включения

*X*_{2цм}=2.089 м.

У-координата и *Z*-координата центра масс в обоих случаях принимались равными нулю.

При этом на основании данных работы (*Взаимодействие*..., 1965) и рекомендаций работы (*Краснов Н.Ф.*, 1971) при проведении настоящих расчетов полагалось

$$\sigma_n = \sigma_\tau = 0.95.$$

МЕТОДИКА ИНЖЕНЕРНОГО РАСЧЁТА СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ, Истекающих из двигателей малой тяги, на элементы конструкции космических аппаратов в невязком приближении



рисунок 6. Проекция РБ «Фрегат-МТ» на плоскость ОХZ

2.2. Результаты расчёта

Расчётная геометрическая модель РБ «Фрегат-МТ», состоящая из 40 базисных элементов и покрытая конечно-элементной сеткой, представлена на рисунке 8. ДМТ здесь обозначены сферами, показывающими расположение двигателей, а отрезки указывают направление истечения рабочего тела. Между номерами и двигателями имеет место следующее соответствие: 1 – ДВ1, 2 – ДВ2, 3 – ДВ3, 4 – ДВ4, 5 – ДТ5, 6 – ДТ6, 7 – ДТ7, 8 – ДТ8, 9 – ДР9, 10 – ДР10, 11 – ДР11, 12 – ДР12.



рисунок 7. Проекция РБ «Фрегат-МТ» на плоскость ОҮZ

На основе изложенной выше методики были проведены расчёты составляющих сил F_x , F_y , F_z и моментов M_x , M_y , M_z , действующих на РБ «Фрегат-МТ» со стороны рабочего тела ДМТ, для семи вариантов работы ДМТ и для двух положений центра масс ГБ, указанных в исходных данных.

Из этих семи вариантов по абсолютным значениям сил и моментов явно выделяются варианты Б, Е и Ж. В остальных вариантах расположение и ориентация работающих двигателей такова, что соответствуюцие абсолютные значения сил и моментов более чем на порядок меньше по сравнению с вышеперечисленными, т.е. не оказывают заметного возмущающего воздействия. Поэтому далее представлены результаты для наиболее показательных вариантов Б, Е и Ж.

Б: одновременно работают двигатели ДТ5, ДТ6 и ДТ7, ДТ8.

В этом случае величины составляющих сил F_x , F_y , F_z , действующих на РБФ со стороны рабочего тела указанных двигателей, имеют следующие значения:

 $F_x = -38.6 \text{ H},$

 $F_z = -0.5$ H.

Величины составляющих моментов M_x , M_y , M_z , действующих на РБФ после 1-го включения МДУ ($X_{1_{11M}}=1.397$ м), имеют следующие значения:

 M_x =1.7 H·м, M_y =-0.7 H·м, M_z =-21.9 H·м.



рисунок 8. Расчётная геометрическая модель РБ «Фрегат-МТ», покрытая конечно-элементной сеткой

Величины составляющих моментов M_x , M_y , M_z , действующих на РБФ после 2-го включения МДУ (X_{211M} =2.089 м), имеют следующие значения:

$$M_x = 1.7 \text{ H} \cdot \text{m},$$

 $M_{y} = -1.0 \text{ H} \cdot \text{m},$

М_z=−22.9 Н·м.

Е: одновременно работают двигатели ДВ2, ДВ4.

В этом случае величины составляющих сил F_x , F_y , F_z , действующих на РБФ со стороны рабочего тела указанных двигателей, имеют следующие значения:

 $F_x = -1.3$ H, $F_y = -0.4 \cdot 10^{-5}$ H, $F_z = 0.4 \cdot 10^{-5}$ H.

Величины составляющих моментов M_x , M_y , M_z , действующих на РБФ после 1-го включения МДУ ($X_{1_{11M}}$ =1.397 м), имеют следующие значения:

 M_x =-7.3 H·M, M_y =0.4·10⁻⁵ H·M, M_z =-0.6·10⁻⁶ H·M. Величины составляющих моментов M_x , M_y , M_z , действующих на РБФ после 2-го включения МДУ ($X_{2им}$ =2.089 м), имеют следующие значения:

$$M_x$$
=-7.3 H·m,
 M_y =0.6·10⁻⁵ H·m,
 M_z =0.2·10⁻⁵ H·m.

Ж: работает только двигатель ДВ2.

В этом случае величины составляющих сил F_x , F_y , F_z , действующих на РБФ со стороны рабочего тела указанных двигателей, имеют следующие значения:

$$F_x = -0.6 \text{ H},$$

 $F_y = -2.1 \text{ H},$
 $F_z = 0.3 \text{ H}.$

Величины составляющих моментов M_x , M_y , M_z , действующих на РБФ после 1-го включения МДУ ($X_{1_{IIM}}$ =1.397 м), имеют следующие значения:

МЕТОДИКА ИНЖЕНЕРНОГО РАСЧЁТА СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ, Истекающих из двигателей малой тяги, на элементы конструкции космических аппаратов в невязком приближении

Величины составляющих моментов M_x , M_y , M_z , действующих на РБФ после 2-го включения МДУ (X_{211M} =2.089м), имеют следующие значения:

 $M_x = -3.6 \text{ H} \cdot \text{m},$

 $M_{v} = 1.3 \text{ H} \cdot \text{m},$

*М*_z=1.3 Н∙м.

Как следует из представленных результатов, максимальные по модулю значения составляющих газодинамических сил F_x и F_z достигаются в случае Б (одновременно работают двигатели ДТ5, ДТ6 и ДТ7, ДТ8). При этом

 $\max|F_x|=38.6$ H,

 $\max|F_z|=0.5$ H.

Максимальное по модулю значение составляющей газодинамических сил F_y достигаются в случае Ж (работает только двигатель ДВ2). При этом

 $\max|F_{y}|=2.1$ H.

Максимальное по модулю значение составляющей момента газодинамических сил M_x достигается в случае Е (работают одновременно двигатели ДВ2, ДВ4). При этом

 $\max|M_x|=7.3 \text{ H}\cdot\text{M}.$

Максимальное по модулю значение составляющей момента газодинамических сил M_y достигается в случае Ж (работает только двигатель ДВ2). При этом

 $\max|M_{y}|=1.3 \text{ H}\cdot\text{M}.$

Максимальное по модулю значение составляющей момента газодинамических сил M_z достигается в случае Б (работают одновременно двигатели ДТ5, ДТ6 и ДТ7, ДТ8). При этом

 $\max|M_z|=22.9 \text{ H}\cdot\text{M}.$

заключение

Возмущающие силы и моменты, вызванные попаданием струй ДМТ на элементы конструкции разгонного блока «Фрегат-МТ», могут достигать весьма заметных значений, и для их компенсации потребуется дополнительный запас рабочего тела, размеры которого должны быть заранее определены. Предложенная в этой работе методика позволяет проводить быструю оценку указанных возмущений и оперативно давать соответствующие рекомендации на ранних этапах проектирования.

Для более точного определения вышеуказанных возмущающих сил и моментов необходимо использовать более точную модель течения газа, позволяющую учитывать влияние пограничного слоя, образующегося на стенке сопла. Кроме того, используемая в предложенной методике конечно-элементная модель разгонного блока «Фрегат-МТ» не учитывает ЭВТИ-покрытия (экранно-вакумной теплоизоляции) и влияния его на силовые и моментные характеристики. Тогда как ЭВТИ-покрытие заметно меняет геометрию отдельных поверхностей «Фрегат-МТ» (как по форме, так и по размерам). Кроме того, под воздействием струй двигателей форма покрытия также может меняться. Поэтому для учёта изменений, вносимых наличием ЭВТИ, необходимо решать сопряжённую задачу взаимодействия струй двигателей с изменяющейся поверхностью. Естественно, решение такой сопряжённой задачи в полной постановке потребует заметных дополнительных теоретических и экспериментальных исследований. Но для успешного решения разнообразных научных и практических задач, стоящих перед современной космонавтикой, эти исследования необходимы.

список литературы

Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А., Свирщевский С.Б. и др. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1993. 608 с.

Взаимодействие газов с поверхностями: сб. ст. / Под ред. Р.Г. Баранцева. М.: Мир, 1965. 227 с.

Герасимов Ю.И., Ярыгин В.Н. Истечение струй идеального и реальных газов из осесимметричных сопел. Вопросы подобия. 1. Истечение струй в вакуум // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2012. Т. 1. 10 с. URL: http://www.chemphys. edu.ru/pdf/2012-07-13-001.pdf// (дата обращения 05.09.2017).

Гинзбург И.П. Аэрогазодинамика. М.: Высшая школа, 1966. 404 с.

Дулов В.Г., Лукьянов Г.А. Газодинамика процессов истечения. Новосибирск: Наука, 1984. 236 с.

Заславский Г.С., Захваткин М.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. и др. Баллистико-навигационное обеспечение управления полётом КА и выполнения научной программы проекта «РАДИОАСТРОН». 5 лет полёта // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 25-37.

Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К. и др. Космический аппарат «ЛУНА-25» – основа новых исследований Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9-19.

Краснов Н.Ф. Аэродинамика. М.: Высшая школа, 1971. 632 с.

Albini F.A. Approximate computation of underexpanded jet structure // AIAA J. 1965. № 3(8). P. 1535-1537.

Dettleff G. Plume Flow and Plume Impingement in Space Technology // U.S. Gov. Prog. Aerospace Sci. 1991. V. 28. P. 1-71.

Статья поступила в редакцию 06.09.2017 г.

ВЛИЯНИЕ МАЛОРАЗМЕРНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА УРОВЕНЬ ИХ УДАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИСТЕМЫ ОТДЕЛЕНИЯ



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

В статье рассматриваются особенности нагружения малоразмерных космических аппаратов (МКА) от действия системы отделения; приводятся результаты экспериментального исследования уровня ударного нагружения МКА на примере разработок АО «НПО Лавочкина»; анализируются причины наблюдаемого процесса его повышения; высказываются рекомендации по уточнению методики испытания подобных объектов на восприятие ударных импульсов.

Ключевые слова: ударный спектр; испытание на прочность; ударно-импульсное нагружение; малоразмерные космические аппараты.

Одной из тенденций совершенствования облика современных космических аппаратов (КА) является миниатюризация конструкции при сохранении и даже увеличении числа решаемых задач. Появление малоразмерных КА стало возможным благодаря возросшим технологическим возможностям. Стремительное развитие микроэлектроники, появление новых конструкционных материалов, снижение энергоёмкости и повышение энергоэффективности позволили уменьшить массу и размеры бортовой аппаратуры и систем, а вслед за ними и конструкции КА. Такое решение имеет большой положительный

SPACECRAFT SHORTENING INFLUENCE ON SHOCK LOADING LEVEL BY SEPARATION SYSTEM ACTUATION



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

This article presents investigation into the level of shock loading on components of low-sized multisatellite spacecraft manufactured by Lavochkin Association due to separation system actuation; the recommendations are given for changes to the methods of testing of the response to impact-impulsive loading for similar objects.

Key words: shock response spectrum; strength test; impact-impulsive loading; low-sized spacecraft

эффект, поскольку снижается стоимость самого КА и его жизненного цикла, расширяется его функциональность за счёт увеличения состава аппаратуры и применения более разнообразных орбит (*Асюшкин В.А. и др.*, 2010). Вследствие этих причин широкое применение МКА сегодня и в будущем является объективным и обоснованным процессом.

Указанную тенденцию можно проиллюстрировать на примере разработок одного из головных предприятий российской космической отрасли – АО «НПО Лавочкина». Наряду с КА типа СПЕКТР («СПЕКТР-Р», «СПЕКТР-РГ», «СПЕКТР-УФ») на

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ВЛИЯНИЕ МАЛОРАЗМЕРНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА УРОВЕНЬ ИХ УДАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИСТЕМЫ ОТДЕЛЕНИЯ

платформе «Навигатор» (Ефанов В.В., 2017) с массой КА порядка 2200...3700 кг и длиной 5...8 м в настоящее время разработаны или разрабатываются на микроплатформе «Карат» (базовый унифицированный служебный модуль в виде негерметичной конструкции) МКА-ФКИ ПН1 «Зонд-ПП», МКА-ФКИ ПН2 «Рэлек», МКА-ФКИ ПН4 «Странник», МКА-ФКИ ПН5 «Арка» с массой порядка 100...400 кг и характерным размером конструкции 0,7...1 м (Гордиенко Е.С. и др., 2016). Среди КА, выводимых на орбиту с помощью разгонного блока (РБ) «Фрегат» разработки и изготовления АО «НПО Лавочкина», в последнее время также преобладают МКА массой 30...100 кг и размером конструкции 0,5...1 м (МКА типа «SkySat», «DX», «TechDemoSat», «AISSat», «Канопус» и др.).

В связи с происходящими изменениями в конструкции КА особую актуальность приобретают исследования влияния малоразмерности КА на его эксплуатационные свойства, выявление негативных сторон этого влияния и разработка методов совершенствования конструкции МКА. Одним из важных эксплуатационных факторов, определяющих прочность и надёжность КА, является ударное нагружение КА при срабатывании системы отделения (*Ефанов В.В. и др.*, 2013). Несмотря на кратковременность действия ударных нагрузок, они представляют большую опасность для КА в целом. Это связано с тем, что ударный импульс возбуждает интенсивные колебания различных частей конструкции, которые могут являться причиной различного рода неисправностей.

На рисунке 1 показан типичный ударный импульс, создаваемый современной системой отделения КА. (Запись произведена вблизи от источника ударной нагрузки, на расстоянии около 5 см от него). Слева приведен временной сигнал (по вертикали – ускорение отклика в g, g=9,81 м/c², по горизонтали – время в с), а справа – соответствующий ему ударный спектр (УС) ускорений отклика (по вертикали – ускорение отклика, g, по горизонтали – частота колебаний, Гц), который показывает, колебания какой частоты и амплитуды будут возбуждаться в конструкции при действии такого импульса (Деменко О.Г. и др. О некоторых подходах..., 2015). Как видно из рисунка 1, время нарастания нагрузки в импульсе менее 1 мс, что приводит к высокочастотному характеру УС, при этом максимум нагрузки приходится на частоты 2...9 кГц. Такие высокие частоты колебаний характерны прежде всего для критически важных элементов современных приборов – лёгких и/или хрупких элементов, к ним относятся электрические платы, микросхемы, оптические линзы и кристаллы, точные механизмы и др. Поэтому ударные нагрузки от срабатывания систем отделения представляют большую опасность прежде всего для аппаратуры КА, без надёжной работы которой функционирование КА теряет смысл.

Уровень ударной нагрузки на оборудование КА зависит от величины ударного импульса системы отделения и от его изменения при передаче по конструкции КА. Несмотря на постоянное совершенствование систем отделения (Ефанов В.В. и др., 2007; Ефанов В.В. и др., 2014), снижение массы детонационного заряда и, как следствие, ударной нагрузки, возможно только до определённого уровня, ниже которого не обеспечивается его безотказное срабатывание (Котомин А.А. и др., 2001). Дальнейшее снижение ударной нагрузки возможно только за счёт специальных устройств (амортизаторов) или за счёт демпфирующих свойств конструкции КА. Как показывают исследования, в том числе проведённые авторами, значительное снижение ударной нагрузки происходит при передаче ударного импульса через болтовое соединение частей конструкции КА (Бирюков А.С. и др., 2017).



рисунок 1. Ударный импульс, создаваемый системой отделения КА



рисунок 2. Снижение ударной нагрузки при прохождении через болтовое соединение тел

На рисунке 2 показаны УС в районе перед узлом соединения основной конструкции и приборного макета и за ним – соответственно датчики Д35 (красная линия) и Д36 (синяя линия). Как видно из рисунка 2, ударная нагрузка через соединение передается только до некоторой частоты, определяемой упругой связью узла соединения. При этом наиболее интенсивная высокочастотная часть импульса обрезается и не передается на соединяемую конструкцию. Таким образом, значительно (до двух-трёх раз) снижается величина и частотный диапазон импульса.

В традиционных протяжённых конструкциях КА, в силу технологических причин, можно насчитать большое количество (пять–семь) плоскостей разъёмов конструкции от агрегатов системы отделения до объектов оборудования – между РБ и базовым модулем «Навигатор» (БМ), между БМ и переходной фермой, между переходной фермой и фермой комплекса научной аппаратуры (КНА), между фермой КНА и различными кронштейнами. В результате ударный импульс во многом демпфируется конструкцией КА и доходит до аппаратуры существенно ослабленным. На рисунке 3



рисунок 3. Ударные спектры ускорений отклика объектов аппаратуры КА «СПЕКТР-УФ» и «СПЕКТР-РГ» при штатном отделении КА

ВЛИЯНИЕ МАЛОРАЗМЕРНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА УРОВЕНЬ ИХ УДАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИСТЕМЫ ОТДЕЛЕНИЯ

показаны реальные УС, регистрируемые на входе в аппаратуру КА «СПЕКТР» (Бирюков А.С. и др., 2013), а также огибающие этих спектров (выделены на рисунке красным цветом). При определении огибающей по КА «СПЕКТР-УФ» использовались нагрузки на приборных панелях внешнего расположения (ППВР-1 и ППВР-2), панели астродатчиков, скамье оптических приборов, узлах крепления главного зеркала и модуля вторичного зеркала (MB3). При определении огибающей по КА «СПЕКТР-РГ» использовались нагрузки на панели приборов, панели гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС), узлах крепления и конструкции по величине и частотному диапазону телескопов ART-XC и eRosita. Как видно, эти УС значительно уступают УС, регистрируемому вблизи агрегатов системы отделения (см. рисунок 1).

Уменьшение размеров КА приводит к уменьшению количества технологических разъёмов конструкции КА до 1...2, что значительно снижает полезное демпфирование конструкции, приближает источники ударной нагрузки к узлам крепления аппаратуры, повышает величину и частотный диапазон ударного спектра. Кроме того, снижение массы оборудования и уменьшение размеров способствуют повышению собственных частот конструкции КА и приборов, таким образом приближая их к частотам, возбуждаемым ударным импульсом, и увеличивая отклик конструкции на ударное воздействие. Следует также отметить, что уменьшение размеров КА делает возможным многоспутниковое (кластерное) построение КА, что увеличивает количество источников ударного нагружения и разнообразие направлений и каналов передачи ударного возмущения. Все эти факторы объективно и однозначно способствуют повышению ударного нагружения у МКА.

Из-за сложности расчётного определения отклика реальной конструкции КА на ударное воздействие, основное значение в изучении ударного нагружения КА в настоящее время имеют экспериментальные методы, особенно использующие штатные пиросредства и конструкцию КА. Такие натурные испытания КА на восприятие нагрузок при срабатывании систем отделения уникальны, но они широко используются в практике создания КА на АО «НПО Лавочкина». В ноябре–декабре 2013 года здесь проходили испытания одного из первых МКА – МКА-ФКИ ПН2, успешный



рисунок 4. Взаимное расположение МКА

запуск которого состоялся в июле 2014 года. Эти испытания, в проведении которых участвовали авторы, позволили оценить реальные особенности ударного нагружения малоразмерных КА (Деменко О.Г. и др. Особенности ударного нагружения..., 2015).

Космический аппарат МКА-ФКИ ПН2 входит в состав космического комплекса МКА для фундаментальных космических исследований (*Асюшкин В.А. и др.*, 2010). На борту КА в качестве полезной нагрузки установлен комплекс научной аппаратуры для изучения высотных атмосферных явлений, масса полезной нагрузки 101 кг. МКА-ФКИ ПН2 запущен совместно с попутными КА «МЕТЕОР-М», «SKYSAT-2», «DX-1», «TECHDEMOSAT-1», «UKUBE-1», «AISSAT-2». Кроме них, в испытаниях участвовал MKA «M3M Sat-2».

«МЕТЕОР-М» – гидрометеорологический КА, масса полезной нагрузки 1250 кг. «TDS-1» - инновационный спутник Великобритании, масса полезной нагрузки 150 кг. «SKYSAT-2» - коммерческий спутник, созданный калифорнийской компанией Skybox Imaging для наблюдения Земли, масса полезной нагрузки 90 кг. «DX-1» – российский КА, созданный частной компанией Dauria Aerospace, экспериментальный образец универсальной платформы, на которой в дальнейшем предполагается размещать разную полезную нагрузку и строить группировки спутников различного назначения, представляет собой кубическую конструкцию массой около 27 кг, включающую алюминиевый каркас и две панели приборов. «UKUBE-1» – первый британский аппарат типа CubeSat, масса полезной нагрузки 4 кг. «AISSAT-2» наноспутник, созданный лабораторией Института аэрокосмических исследований Университета Торонто для отслеживания судов с низкой околоземной орбиты, масса полезной нагрузки 6,5 кг. Взаимное расположение МКА показано на рисунке 4.

Головной блок включает две соединенные между собой по торцам стержневые фермы аналогичной формы – верхнюю и нижнюю, к которым крепятся все указанные КА. Фермы имеют форму правильной восьмиугольной призмы высотами 0,62 м (верхняя), 0,75 м (нижняя) и длиной бокового ребра 0,75 м. Нижняя ферма в восьми точках крепится к РБ «Фрегат». На верхнем основании верхней фермы через адаптер установлен КА «МЕТЕОР-2». Внутри ферм находится МКА-ФКИ ПН2, который при помощи адаптера крепится к горизонтальным балкам, установленным внизу нижней фермы. Остальные КА консольно закреплены на боковых гранях нижней фермы.

Ударное нагружение происходило при срабатывании штатных детонационных систем отделения в следующем порядке: отделение верхней фермы переходного отсека, отделение МКА ФКИ ПН-2 от нижней фермы, отделение МКА «SKYSAT» от нижней фермы, отделение МКА «TDS» от нижней фермы, отделение МКА «DX-1» от нижней фермы. Миниспутники «AISSAT-2» и «UKUBE-1» в силу малой массы (менее 7 кг) пироустройства при отделении от фермы не используют и к моменту отделения «DX-1» остаются на ферме, так же как и «M3M SAT-2». Уровень ударного импульса при этих отделениях был разным. При отделении верхней фермы срабатывали детонационные замки с расчетным усилием 100 кH, при отделении всех остальных КА срабатывали менее мощные замки с расчётным усилием 30 кH.

Нагружение конструкции каждого МКА при указанных воздействиях определялось трёхкомпонентными вибродатчиками, установленными вблизи узлов крепления МКА, измеряемый ими уровень нагружения является определяющим для всего МКА в целом. Для оценки величин анализируемых УС будем использовать их сравнение с «традиционными» КА «СПЕКТР-УФ» и «СПЕКТР-РГ», разработанными и испытанными на воздействие ударных нагрузок при срабатывании штатных систем отделения в НПО им. С.А. Лавочкина (Бирюков А.С. и др., 2013). В системах отделения этих КА использовались мощные детонационные замки с расчётным усилием 100 кН.

На рисунке 5 приведены огибающие УС, регистрируемые на входе в КА МКА-ФКИ ПН2. УС на входе в МКА-ФКИ ПН2 регистрируется при отделении верхней фермы и при отделении самого ПН2. УС при этих отделениях примерно равны, несмотря на разницу в мощности детонационных зарядов (она нивелируется разницей в расстояниях до центра удара – 0,8 м против 0,2 м), и превосходят спектры КА «СПЕКТР-РГ».



рисунок 5. Огибающие УС на входе в КА «МКА-ФКИ ПН2»

ВЛИЯНИЕ МАЛОРАЗМЕРНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА УРОВЕНЬ ИХ УДАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИСТЕМЫ ОТДЕЛЕНИЯ



рисунок 6. Огибающие ударные спектры на входе в «SKY Sat» и «TDS»



рисунок 7. Огибающие ударные спектры на входе в «МЗМ Sat» и «DX-1»



рисунок 8. Огибающие ударные спектры на входе в «AIS Sat» и «UKube»

На рисунках 6 и 7 приведены огибающие УС, регистрируемые на входе в КА «SKYSat», «TDS» и «DX». Эти МКА имеют собственные детонационные системы отделения, их ударное нагружение характеризуется высоким уровнем, превышающим уровень традиционных КА. Значительный вклад в их нагружение вносят собственные системы отделения, а также детонационная система отделения высокой мощности (система отделения верхней фермы).

На рисунках 7 и 8 приведены огибающие УС, регистрируемые на входе в МКА «МЗМ Sat», «AISSAT» и «UKUBE». На этих МКА установлены системы отделения непиротехнического типа, поэтому значительная ударная нагрузка к ним приходит от систем отделения других МКА. Их ударное нагружение также характеризуется высоким уровнем, превышающим уровень традиционных КА. Наибольшее нагружение они испытывают при срабатывании детонационной системы отделения высокой мощности (система отделения верхней фермы). Влияние систем отделения остальных МКА на уровень нагружения этих спутников в целом пропорционально удаленности МКА от анализируемого спутника и соответствует уровню ударного нагружения традиционного КА.

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

1. Ударное нагружение оборудования МКА, по сравнению с традиционными КА, имеет более высокий уровень (до 2,5...5 раз) и более широкий диапазон частот (область максимальных ускорений сдвигается с 4 кГц до 6...8 кГц). Это явление происходит даже при уменьшении мощности детонационных устройств систем отделения МКА и объясняется уменьшением расстояния от аппаратуры до центра удара.

2. Наиболее значительное ударное нагружение МКА происходит при срабатывании собственной системы отделения и при срабатывании систем отделения близкорасположенных КА с детонационными устройствами повышенной мощности.

3. Ударное нагружение МКА от систем отделения сопутствующих МКА с небольшой мощностью детонационных устройств примерно соответствует уровню нагружения аппаратуры традиционных КА.

4. При ударных испытаниях МКА и его оборудования необходимо в первую очередь обращать внимание:

- на уровень и частотный диапазон для МКА, имеющих собственную детонационную систему отделения;
- на количество ударных нагрузок для МКА, не использующих собственную детонационную систему отделения.

список литературы

Асюшкин В.А., Грешилов П.А., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. и др. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под ред. Г.М. Полищука, К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А. Ударное нагружение космического аппарата при срабатывании детонационной системы отделения, изготавливаемой ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» // Материалы XXXXIII Всероссийского симпозиума. Т. 2. Механика и процессы управления. М.: РАН, 2013. С. 77-86.

Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А. Влияние жёсткости соединительной связи на передачу продольной ударной нагрузки через болтовое соединение тел // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 28-33.

Гордиенко Е.С., Ильин И.С. и др. Баллистико-навигационное обеспечение полета малых космических аппаратов «ЗОНД-ПП» и «РЭЛЕК» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 31-43.

Деменко О.Г, Михаленков Н.А. Особенности ударного нагружения объектов оборудования малоразмерных космических аппаратов // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований. Химки, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2015. С. 209-215.

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.

Ефанов В.В. Многофункциональная космическая платформа «Навигатор» / Под ред. С.А. Лемешевско-го. Химки: ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2017. 360 с.

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г., Горовиов В.В. Совершенствование систем разделения современных КА по снижению ударных нагрузок // Полет. 2014. № 2. С. 30-36.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Подобедов Я.Г. и др. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2007. Т. 12, № 3. С. 18-31.

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г. К вопросу снижения динамических нагрузок при срабатывании устройств разделения перспективных орбитальных астрофизических обсерваторий // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 21-26.

Котомин А.А., Ефанов В.В. и др. Проблема снижения динамического воздействия на космические аппараты при срабатывании взрывных систем разделения // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2001. № 4. С. 34-40.

Статья поступила в редакцию 25.09.2017 г.

МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ АПЕРТУРЫ И АНАЛИЗ ИХ ВЛИЯНИЯ НА ДИАГРАММУ НАПРАВЛЕННОСТИ АФАР КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

MODELING OF APERTURE MECHANICAL DEFORMATION INFLUENCE ON ARRAY FACTOR OF SPACE-BASED ACTIVE PHASE ARRAY ANTENNA



А.А. Прилуцкий¹, доктор физикоматематических наук, niidar2011@yandex.ru; А.А. Prilutskiy



E.A. Сидорчук¹, sid123@list.ru; E.A. Sidorchuk



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

Проведено моделирование деформации апертуры активной фазированной антенной решётки, обусловленной заданным распределением температуры на её поверхности. Проанализировано изменение диаграммы направленности, связанное с деформацией апертуры по нескольким низиим типам собственных колебаний с различными значениями амплитуды. Выданы рекомендации по снижению уровня искажения диаграммы направленности активной фазированной антенной решётки, устанавливаемой на борту космических аппаратов.

Ключевые слова:

радиолокатор с синтезированной апертурой; активная фазированная антенная решётка; диаграмма направленности антенны; температурные деформации.

введение

В системах дистанционного зондирования поверхности Земли из космоса наряду с оптическими системами используются радиолокаторы с синтезированной апертурой. В них, как правило, применяются активные фазированные антенные решётки (АФАР) с электрическим управлением угловым сканированием диаграммы направленности (ДН) (*Верба В.С.* Modeling of aperture mechanical deformation influence on array factor of active phase array antenna was executed. Array factor changes followed by lowest aperture mechanical modes deformations with prescribed amplitude deviation from aperture plane were analyzed. Recommendations on array factor distortion level lowering were produced.

Key words: synthetic aperture radar; active phase array antenna; array factor; temperature deformation

и др., 2010; Mittermayer J. et al., 2010; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2015; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2016). При нахождении АФАР на орбите её апертура испытывает изменяющиеся механические деформации, связанные с тем, что различные участки поверхности попадают в зоны солнечного освещения, а значит, нагревания и, наоборот, затенения, влекущего за со-

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

бой охлаждение. Кроме того, наблюдаются механические колебания корпуса аппарата после прохождения его через области гравитационного возмущения. Наконец, отклонение положений излучателей на антенном полотне может быть связано и с допусками при изготовлении изделия, а также с неравномерным размещением на нём тепловыделяющих элементов. В литературе (Elliott R.E., 1958; Anselmi N. et al., 2013) проведён анализ влияния на ДН решётки случайных отклонений положений излучателей, однако механические колебания, а также деформации апертуры, возникающие вследствие неоднородности распределения температуры в конструкции, не относятся к этому классу возмущений и поэтому подлежат отдельному рассмотрению (Иванов Н.Н., Шабарчин А.Ф., 2017; Светушков Н.Н., Тулин И.Д., 2017; Петров А.С., Прилуцкий А.А., 2017). При наземном размещении АФАР существует возможность механической юстировки элементов конструкции, но при её установке на космическом аппарате (КА) такая возможность практически отсутствует, поэтому требования стабильности геометрических параметров конструкции становятся особенно актуальными.

Цель статьи состоит в разработке модели, ориентированной на исследование процесса формирования механических деформаций апертуры, а также анализ их влияния на ДН АФАР.

1. Деформации апертуры, связанные с тепловыми эффектами

В таблице перечислены основные факторы, влияющие на геометрические параметры антенны, и указаны способы решения проблем.

Проведём анализ деформаций апертуры решётки, вызываемых внешним тепловым воздействием (Солнце – тень) или нагревом бортовой аппаратурой (Цаплин С.В. и др., 2013). Силовым элементом АФАР служит рама размером 2'6 м и сечением 100 мм, обшитая с двух сторон панелями толщиной 10 мм, выполненными из алюминиевого сплава. Для снижения тепловых деформаций вся конструкция выполнена из одного материала, что является обычной практикой при создании КА. Для упрощения алгоритма расчёта сделаны некоторые допущения: силовая рама АФАР симметрична; рассматривается идеальный тепловой контакт между разными элементами; отсутствуют болтовые соединения элементов конструкции; отсутствуют отверстия для крепления бортовой аппаратуры и прокладки кабелей и трубопроводов (*Малоземов В.В. и др.*, 1980).

В качестве модели для исследования возьмём антенную решётку, соответствующую по основным параметрам AФAP системы TerraSAR-X, описанной в (*Mittermayer J. et al.*, 2010), рисунок 1.

При этих допущениях можно утверждать, что расчётные деформации поверхности решётки будут минимально возможными и при тех же значениях тепловых потоков и градиентов температур реальные деформации превысят их значения.

Для наглядности результатов рассмотрим установившееся состояние системы с неизменным перепадом температур между противоположными термостатированными гранями. Краевые эффекты, вызванные тепловыми потоками по периметру рамы, не рассматривались (условие идеальной теплоизоляции – тепловой поток на боковых гранях равен нулю). Поскольку смещение в плоскости решётки центров излучения оказывает слабое влияние на диаграмму направленности (*Петров А.С., Прилуцкий А.А.*, 2017), то максимальное внимание было уделено смещениям центров излучения в перпендикулярном апертуре решётки направлении.

таблица	а – Фактори	ы, влияющие	е на геомет	рические па	раметры	антенны
---------	--------------------	-------------	-------------	-------------	---------	---------

фактор	способ решения проблемы	
механические воздействия при перевозке, выводе и маневрировании на орбите	- повышение жёсткости конструкции	
неравномерный нагрев от Солнца	 - экранно-вакуумная теплоизоляция - перенос тепла на «холодную» сторону 	
нагрев элементов конструкции при работе АФАР	 высокоэффективные системы отвода тепла (тепловые трубки) использование тепловых аккумуляторов 	
использование несимметричной конструкции рамы АФАР	 выравнивание градиента температуры внутри аппарата (теплопроводность конструкции и лучистый теплообмен) 	
использование материалов с разными свойствами при изготовлении	- плавающая посадка для снятия напряжения	
цикличность воздействия и накопление деформаций	- периодическая калибровка антенны	
ограниченность энергоресурсов для вывода аппаратуры на режим	 оптимизация циклограммы сеанса съёмки 	

МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ АПЕРТУРЫ И АНАЛИЗ ИХ ВЛИЯНИЯ На диаграмму направленности афар космических аппаратов





Модель излучающего полотна АФАР сформирована 50 модулями, размещёнными на поверхности силовой рамы в 10 рядов. Чётные ряды модулей смещены относительно нечётных. Для упрощения расчётной модели модули рассматриваются как блоки с изотропными свойствами по объёму, механически не связанные друг с другом. Для наглядности результатов на поверхности каждого антенного модуля выбраны четыре контролируемые точки, формирующие сеть с равным шагом на поверхности АФАР в каждом направлении. Результаты расчётов демонстрируются в виде смещения контролируемых точек в направлении, перпендикулярном поверхности АФАР (в недеформированном состоянии).

3D-модель для проведения расчётов была построена в среде конструкторского моделирования «NX», а расчёт деформаций проводился с использованием инструментов «NX Simulation». Алгоритм расчёта и параметры сходимости разностной схемы принимались заданными по умолчанию в «NX Simulation», для данного типа расчётов. Пример построения сетки для реализации разностной схемы расчёта тепловых потоков представлен на рисунке 2. Все деформации рассматриваются относительно центра координат, связанного с центральной точкой АФАР (на рисунке отмечена зелёным цветом).

При проведении расчётов был реализован следующий принцип – внутренняя сторона АФАР (противоположная излучающей) рассматривалась с постоянной температурой – 300 К, а внешняя (излучающая) сторона рассматривалась с положительным или отрицательным перепадом температуры относительно внутренней стороны.

Для наглядности результаты расчётов представлены в цветном виде, а цветовые оттенки соответствуют величине температуры или смещению относительно начального положения данной точки. Соответствие температуры и цвета определяется шкалами, приведёнными на каждом рисунке. Положение корпуса АФАР на рисунке выбрано произвольно из соображений большей информативности иллюстрации.

Результаты анализа теплого режима функционирования АФАР проиллюстрируем двумя примерами. В первом внешние и внутренние тепловые воздействия формируют однородное температурное поле на поверхности силовой рамы, которое не изменяется во времени (стационарный случай), во втором внешние и внутренние тепловые факторы формируют неоднородное температурное поле на одной из поверхностей силовой рамы. Такая ситуация может реализоваться при затенении поверхности АФАР корпусом аппарата или при отключении части модулей АФАР (например, при расширении диаграммы направленности для обзорного режима или построении многолучевой диаграммы) (*Фаворский О.Н., Каданер Я.С.*, 1967).



рисунок 2. Сетка для компьютерной модели с точкой фиксации модели

1.1. Однородное распределение температуры на излучающей поверхности АФАР (вариант 1 тепловой нагрузки)

В данном варианте расчёта температура всех антенных модулей одинаковая (однородное температурное поле на излучающей поверхности). В результате присутствия градиента температур и, следовательно, неодинакового теплового расширения материала на разных гранях силовой рамы АФАР возникает деформация самой рамы.

Для примера ниже представлены формы деформации плоскости АФАР при перепадах температур между гранями «+25 К» и «-25 К» (рисунок 3 и 4). Проведены расчёты для различных перепадов температур между излучающей поверхностью АФАР и монтажным основанием АФАР. Влияние перепада температур на величину деформации демонстрируется графиком на рисунке 5 на примере смещения пяти контрольных точек, расположенных на оси решётки и находящихся на разном удалении от центра АФАР (с шагом 0.6 м). Точка 1 – около центра, точка 5 – на краю решётки. Линейная зависимость смещений демонстрирует факт отсутствия значимых пластических деформаций в построенной с учётом сделанных допущений модели. В реальной конструкции антенны картина, безусловно, будет другой, но в целом зависимость останется аналогичной.

На графике, представленном на рисунке 6, демонстрируется зависимость смещения контрольных точек, расположенных на оси решётки, в зависимости от перепада температур между поверхностью антенны и монтажным основанием. Симметричность деформаций относительно центра обусловлена симметрией модели, взятой для численного эксперимента. Достичь такого симметричного поведения реальной конструкции практически невозможно. Моделирование деформаций конструкций, более приближённых









к реальным изделиям, демонстрировало сложные, несимметричные формы деформаций.

Тем не менее, линейная зависимость деформации от температурных градиентов и пространственная симметрия деформаций позволяют интерполировать дискретные расчёты на промежуточные температурные диапазоны и строить непрерывное поле деформаций поверхности модели, использованной при расчёте диаграммы направленности решётки.

На рисунках 7 и 8 демонстрируется смещение контрольных точек на поверхности решётки. Распределение контрольных точек по поверхности решётки – 10 рядов по 20 точек в ряду. На рисунке 7 расчёт сделан для перепада температур +50 К, а на рисунке 8 для перепада температур –50 К.

Видим, что деформация корпуса антенны практически симметрична относительно центра антенны в обоих случаях (при положительном и отрицательном



рисунок 5. Зависимость величины деформаций от перепада температур

МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ АПЕРТУРЫ И АНАЛИЗ ИХ ВЛИЯНИЯ На диаграмму направленности афар космических аппаратов





перепаде температур), но максимальные величины смещений крайних точек различаются, что обусловлено влиянием жёсткости корпусов модулей на прочностные характеристики силовой рамы. Кроме того, при построении расчётной модели не учитывались краевые эффекты, которые, безусловно, приводят к нарушению равномерности деформации силовой конструкции реальных изделий.

Несмотря на то, что выше мы говорили об отсутствии значимых пластических деформаций в нашей модели, необходимо оценить условия, при которых они могут оказывать влияние на работу АФАР. На рисунках 9 и 10 изображены зоны пластических деформаций на поверхности модели. На цветовой шкале стрелкой показано предельное значение давления, при котором преодолевается предел текучести материала (точное числовое значение предела текучести указано немного ниже цветовой шкалы).



рисунок 7. Смещение контрольных точек при перепаде температур +50 К



рисунок 8. Смещение контрольных точек при перепаде температур –50 К



рисунок 9. Пластические деформации при перепаде температур 10 К



рисунок 10. Пластические деформации при перепаде температур 20 К

Видим, что при перепаде температур 10 К на поверхности нет зон с пластической деформацией, а при перепаде температур 25 К зона пластической деформации охватывает всю поверхность. При больших перепадах температур предельные давления в материале конструкции только нарастают. При циклических тепловых нагрузках возникает явление гистерезиса и величина пластических деформаций может накапливаться с каждым циклом, приводя к более значительным смещениям излучающих центров на поверхности АФАР (*Viskanta R. et al.*, 1962).

Анализ полученных результатов при проведении численного эксперимента «Вариант 1» приводит к следующим выводам:

Даже при небольших перепадах температур (до 50 К) возможны необратимые деформации конструкции рамы антенны и нарушение расчётных геометрических параметров апертуры решётки. Причём относительные смещения центров излучателей могут достигать величин, которые соизмеримы с рабочей длиной волны АФАР в Х-диапазоне, а именно 10–15 мм.

Нарушение планарности силового каркаса антенны при наличии градиентов температур и возможность возникновения пластических деформаций конструкции обязывает разработчиков систем космического базирования с использованием антенных решёток уделять повышенное внимание, при наземной экспериментальной отработке, вопросам стабильности геометрических параметров антенны при тепловых воздействиях.

1.2. Неоднородное температурное поле на излучающей поверхности АФАР (вариант 2 тепловой нагрузки)

Неоднородность температурного поля на поверхности решётки обусловлена, главным образом, различным тепловыделением в разных модулях АФАР. Рассмотрим вариант тепловыделения только на четырёх центральных рядах (из десяти рядов) антенных модулей (вариант обзорного режима). Расчёты проведены для двух схем температурных градиентов на поверхности АФАР, перепад температур dT разных зон АФАР указывается относительно монтажного основания АФАР с базовой температурой 300 К.

Схема А. Центральные модули (четыре ряда) dT=+50 K, а боковые модули (по 3 ряда с каждой стороны) dT=-50 K;

Схема Б. Центральные модули (четыре ряда) dT=+20 К, а боковые модули (по 3 ряда с каждой стороны) dT=-10 К.

Результаты численного эксперимента (профиль деформации центральной части решётки) представлены на рисунке 11.



рисунок 11. Профиль деформации центральной зоны АФАР при неоднородном поле температур на поверхности решётки

На рисунках 12 и 13 для схемы А (+50/–50 К) и на рисунках 14 и 15 для схемы Б (+20/–10 К) показаны соответственно смещение контрольных точек на поверхности решётки и форма деформации плоскости АФАР.







рисунок 13. Деформация полотна АФАР при нагреве по схеме А

МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ АПЕРТУРЫ И АНАЛИЗ ИХ ВЛИЯНИЯ На диаграмму направленности афар космических аппаратов



рисунок 14. Смещение контрольных точек при нагреве по схеме Б



рисунок 15. Деформация полотна АФАР при нагреве по схеме Б

На рисунках 12 и 13 (схема А) представлена разнонаправленная деформация поверхности АФАР, при небольших значениях смещений контрольных точек.

На рисунках 14 и 15 (схема Б) показана другая форма деформации поверхности, меньшая разница между температурами центральной и периферийной зоны приводит к меньшим величинам смещений.

Мы видим, что схема распределения температур на поверхности АФАР может формировать абсолютно разную картину деформаций поверхности. Фактически при динамическом процессе форма деформации может изменяться на противоположную. Хотя рассмотренные схемы нагрева поверхности АФАР маловероятны, полученные результаты демонстрируют неоднозначность решения задачи геометрической стабильности конструкции при воздействии тепловых факторов.

На рисунках 16 и 17 представлены результаты исследования возникновения пластических деформаций при неоднородном температурном поле на поверхности АФАР (Схемы А и Б теплового воздействия). Мы видим, что пластические деформации на поверхности появляются в обоих случаях, хотя при больших перепадах температур они существенно увеличиваются. Для снижения риска возникновения пластических деформаций в реальных изделиях можно искусственно подогревать неактивные модули для выравнивания поля температур на поверхности АФАР.



рисунок 16. Пластическая деформация при нагреве по схеме А



рисунок 17. Пластическая деформация при нагреве по схеме Б

Численный эксперимент по исследованию тепловых деформаций поверхности АФАР дал приводимые ниже результаты исследования поведения диаграммы направленности АФАР, при разных формах деформации поверхности решётки.



рисунок 18. Трёхмерное изображение нормированной диаграммы направленности АФАР при отсутствии деформаций апертуры

2. Результаты расчёта ДН решётки с деформированным полотном

При механических деформациях антенного полотна АФАР перестаёт быть планарной, поскольку излучатели больше не лежат в одной плоскости и оказываются повернутыми друг относительно друга в общем случае на произвольные углы. Множитель решётки, позволяющий резко упрощать расчёт ДН решётки, теряет смысл. В этом случае АФАР следует отнести к классу конформных решёток (*Josefsson L., Persson P.*, 2006; *Жексенов М.А., Петров А.С.*, 2014). Модель рассматриваемой решётки подробно описана в (*Петров А.С., Прилуцкий А.А.*, 2017). Трёхмерное изображение нормированной диаграммы направленности АФАР (при отсутствии деформаций её апертуры) дано на рисунке 18.

Система ортогональных (собственных) функций, по которым могут быть разложены в ряд Фурье произвольные деформации антенного полотна прямоугольной формы с размерами L_x и L_y по осям x и y, соответственно имеет следующий вид:

$$z(x,y) = A \left\{ \sin_{\cos} \left[\pi m(x/L_x) \right] \right\} \left\{ \sin_{\cos} \left[\pi n(y/L_y) \right] \right\},$$

где A – амплитуда колебаний; x/L_x и y/L_y – отнесённые к длине апертуры координаты произвольной точки по осям x и y; m, $n=0, \pm 1, \pm 2...$ Каждый собственный тип колебания описывается двойкой чисел (m, n). Деформированную поверхность АФАР можно представить и в виде произведения двух функций с разделяющимися переменными по осям x и y, каждая из которых представляет собой полином, например, 3-й степени

 $\Delta z(x, y) = \Delta z(x) \Delta z(y), \ \Delta z(x) = a_x x^3 + b_x x^2 + c_x x, \ \Delta z(y) = a_y y^3 + b_y y^2 + c_y y.$

Результаты расчёта амплитуд колебаний апертуры синусного и косинусного типов (0, 1), (1, 0), (1, 1) и (5, 3) изображены на рисунке 19 в виде 3-мерных поверхностей и контуров постоянного уровня. Положим углы сканирования ДН АФАР равными $\theta_0=10^\circ$ и $\phi_0=90^\circ$, и пусть деформация полотна имеет косинусный тип с индексами (1, 0); её форма изображена на рисунке 196. Зададим амплитуды отклонений A=0, 5, 10, 20, 30 и 100 мм по стороне L_x . На рисунке 20а для примера дана зависимость ДН АФАР от азимутального угла при различных значениях амплитуды деформации апертуры косинусного типа (1, 0) при фазовых сдвигах на излучателях, определённых для планарной решётки.

Видим, что по мере увеличения амплитуды деформации максимум ДН смещается в сторону меньших углов по азимуту, а уровень боковых лепестков быстро увеличивается справа и уменьшается слева. Так,

МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ АПЕРТУРЫ И АНАЛИЗ ИХ ВЛИЯНИЯ НА ДИАГРАММУ НАПРАВЛЕННОСТИ АФАР КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



рисунок 19. ДН решётки с косинусными типами колебания (0, 1) – (**a**) и (1, 0) – (**б**), (1, 1) – (**г**), (5, 3) – (**e**) и (**3**), синусная ДН с типами (1, 1) – (**B**), (5, 3) – (**д**) и (**ж**)



а – фазовые сдвиги на излучателях, определены для планарной решётки;

6 – фазовые сдвиги на излучателях, определены для конформной решётки.

рисунок 20. Зависимость ДН АФАР от азимутального угла при $\theta_0=10^\circ$ и различных значениях амплитуды деформации апертуры косинусного типа (1, 0)



а – сечение *OX*; **б** – сечение *OY*.





рисунок 22. Угловая зависимость ДН решётки в двух сечениях (синяя пунктирная линия – ДН исходной решётки, сплошная линия – ДН решётки с деформированной апертурой)

МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ АПЕРТУРЫ И АНАЛИЗ ИХ ВЛИЯНИЯ На диаграмму направленности афар космических аппаратов

при A=5, 10, 20, 30 мм максимумы ДН достигаются не при $\varphi_0=90^\circ$, а при $\varphi=89.25^\circ$, 88.5° , 87.0° и 85.5° . Если же фазовые множители задаются с учётом деформации апертуры, то, как следует из кривых, приведённых на рисунке 20б, ситуация по азимутальному углу практически полностью исправляется вплоть до значения амплитудной деформации, равной 100 мм. Аналогичные особенности поведения ДН АФАР наблюдаются и при других типах деформации апертуры.

Теперь более детально рассмотрим деформацию косинусного типа (1, 1) с амплитудой 3 мм, рисунок 21. Результаты расчёта ДН этой решётки в двух сечениях представлены на рисунке 22.

Эти, а также многие другие полученные, но не приведённые здесь расчётные зависимости показали, что приемлемый уровень деформаций поверхности антенны лежит в пределах $\pm 1...\pm 3$ мм. В этом случае ДН решётки испытывает угловые сдвиги, не превышающие 1/10 от её ширины, увеличение уровней первых боковых лепестков окажется меньше 0.5 дБ, а снижение максимума коэффициента усиления антенны произойдет не более чем на 0.1 дБ.

При разработке конструкции АФАР необходимо провести моделирование деформаций полотна АФАР в заданном диапазоне температурных и механических воздействий, а полученные профили деформаций использовать для оценки степени влияния их на ДН антенны с использованием разработанной модели антенны, учитывающей деформации полотна.

заключение

Вопрос стабильности геометрических параметров конструкции антенны актуален, особенно при эксплуатации АФАР в условиях открытого космического пространства. Характер распределения температурного поля на апертуре решётки, а также значения уровней его перепадов существенно влияют на стабильность её геометрических параметров, а следовательно, и на ДН. Поэтому необходимо уделять особое внимание снижению температурных градиентов в конструкции АФАР. В условиях полёта возникает потребность в контроле геометрических параметров антенны и учёта смещения фазовых центров излучателей при управлении углом сканирования диаграммы направленности решётки.

список литературы

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

Иванов Н.Н., Шабарчин А.Ф. Жидкостные наземные средства обеспечения температурного режима с использованием термостатов для испытания автоматических космических аппаратов, отработки их модулей и макетов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 59-66.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры и координатная привязка полученных изображений // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 19-25.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 67-74.

Жексенов М.А., Петров А.С. Конформные антенные решетки с излучателями ЭЗМЗ // Радиотехника и электроника. 2014. Т. 59, № 5. С. 467-472.

Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. С. 207-224.

Петров А.С., Прилуцкий А.А. Влияние механических деформаций антенного полотна на диаграмму направленности фазированной антенной решетки // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов. Химки: АО «НПО Лавочкина», 2017. Вып. 2. С. 151-159.

Светушков Н.Н., Тулин И.Д. Интерактивная программная среда по обработке потоковых телеметрических данных по тепловым режимам КА «СПЕКТР–РГ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 95-102.

Фаворский О.Н., Каданер Я.С. Вопросы теплообмена в космосе. М.: Высшая школа, 1967. С. 20-29.

Цаплин С.В., Болычев С.А., Романов А.Е. Теплообмен в космосе. Самара: Изд-во «Самарский университет», 2013. С. 28-35.

Anselmi N., Manica L., Rocca P., Massa A. Tolerance analysis of antenna arrays though arithmetics // IEEE Trans. on antennas and propagation. 2013. Vol. AP-61, № 11. P. 5496-5507.

Elliott R.E. Mechanical and electrical tolerances for two-dimensional scanning antenna arrays // Trans. IRE. 1958. Vol. AP-6, No 1. P. 114-120.

Josefsson L., Persson P. Conformal array antenna theory and design. IEEE Press, John Wiley & Sons. 2006. 472 p.

Mittermayer J., Younis M., Metzig R. et al. TerraSAR-X system performance characterization and verification // IEEE Transactions on geoscience and remote sensing. 2010. Vol. 48, № 2. P. 660-676.

Viskanta R., Gross R. Heat transfer by simultaneous conduction and radiation in an absorbing medium // Heat Transfer. 1962. Vol. 84. P. 73-76.

Статья поступила в редакцию 29.09.2017 г.

БАЛЛОНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ И ТОПЛИВНЫЕ БАКИ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ



H.A. Маркачев¹, кандидат технических наук, markachev@ laspace.ru; **N.A. Markachev**



К.И. Михалевский¹, mki@laspace.ru; K.I. Mikhalevskii

SPACECRAFT HIGH PRESSURE CYLINDERS AND FUEL TANKS MADE OF TITANIUM ALLOY. IMPROVEMENT OF MANUFACTURING TECHNOLOGY



Я.А. Соболев², профессор, доктор технических наук, yasobolev@mail.ru; **Ya.A. Sobolev**



К.Я. Савинкова², acnupaнm, info@ilmatech.ru; K.Ya. Savinkova

Рассмотрены результаты промышленного изготовления баллонов высокого давления из высокопрочных титановых сплавов для космических аппаратов. Снижение затрат и трудоёмкости достигается применением технологии реверсивной газовой формовки в условиях сверхпластичности. Проведены исследования, выбраны технологические параметры и устройства штампа для реализации процесса.

Ключевые слова:

баки высокого давления для космических аппаратов; сверхпластичность; газовая формовка; полусфера; установка.

Повышение надёжности и экономичности конструкций космических аппаратов требует применения новых высокопрочных титановых сплавов. Результаты НИОКР по освоению производства титановых шаробаллонов в АО «НПО Лавочкина» показали перспективность применения титанового сплава ВТ23 для крупногабаритных тонкостенных баков (Асюшкин В.А. и др., 2015; Маркачёв Н.А., Арбузов В.М., Цвелев В.М., Бабин Ю.А, и др., 2005; Бирюков А.С., Калинин В.И., Гринев А.В., Маркачёв Н.А., 2013). В качестве общих требований, предъявляемых The results of industrial manufacturing of spacecraft high pressure cylinders of high-strength titanium alloys are considered. The costs and man power efforts reduction are achieved by using the technology of reversible gas-forming under superplastic conditions. The relevant studies are conducted, the process parameters and the die design for the process implementation are selected.

Keywords: spacecraft high pressure cylinders; super-plasticity; gas forming; hemisphere; facility.

к ёмкостям из титановых сплавов, можно выделить следующие: снижение затрат на производство, приемлемые массовые характеристики, экономичность. Успех внедрения технологии сверхпластической формовки (СПФ) титановых сплавов в производстве космических аппаратов во многом зависит от проведения систематических исследований сверхпластичных материалов, изучения их технологических и механических свойств и поведения их в условиях сверхпластической деформации и эксплуатации. Применение технологии СПФ для получения штам-

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

² ФГБОУ ВО «Московский политехнический университет» (Московский политех), Россия, г. Москва. Moscow Polytechnical University, Russia, Moscow.

БАЛЛОНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ И ТОПЛИВНЫЕ БАКИ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ

повок полусфер баков КА обеспечило высокую стабильность геометрических размеров изделия, минимальные остаточные напряжения, исключение механической обработки по поверхности детали. Существенным недостатком свободного формообразования газом является неравномерная деформация, приводящая к переменной толщине штамповки, достигающая 100%. Уменьшить разнотолщинность можно разными способами: механической обработкой, предварительной формовкой или штамповкой, реверсивной формовкой, изменением температурного поля заготовки и т.п. (Маркачёв Н.А., Арбузов В.М., Цвелев В.М., Бабин Ю.А. и др., 2005; Шитиков А.А., 2016). Выбор способа зависит от свойств металла, технологических возможностей оборудования и оснастки. Предлагаемая технология реверсивной штамповки полусфер привлекает своей простотой и обеспечивает снижение производственных издержек при изготовлении баллонов высокого давления и баков для космических аппаратов. В работе исследовалась возможность регулирования толщины штамповки способом реверсивной газовой формовки, рисунок 1.

Объектом исследования выбран сплав ВТ23 со специально подготовленной структурой Верхнесалдинского металлургического производственного объединения, применяемый в баках КА.

Сверхпластичность материала характеризируется большим ресурсом деформационной способности и чувствительностью напряжения текучести к изменению скорости деформации, которая определяется с помощью коэффициента скоростного упрочнения. Материал принято считать сверхпластичным, если выполняются следующие условия (*Маркачёв Н.А., Арбузов В.М., Цвелев В.М., Бабин Ю.А. и др.*, 2005; *Чудин В.Н., Соболев Я.А.* 2015; *Чумаченко Е.Н., Смирнов О.М., Цепин М.А.*, 2005; *Ghosh A.K., Hamilton C.H.*, 1982):

$$m = \frac{\dot{\varepsilon}}{\sigma} \cdot \frac{\partial \sigma}{\partial \dot{\varepsilon}} \ge 0,3.$$

Для отработки технологии газовой формовки необходимо:

1. Уточнить реологические характеристики сплава для компьютерной аналитической модели.

2. Определить форму и способ изготовления образцов.

3. Определить методику испытаний.

4. Провести испытания.

5. Для каждой из температур определить оптимальную скорость деформации.

6. Обработать результаты и передать их для моделирования СПФ.

7. Выполнить поэтапную реверсивную формовку полусферы на промышленной установке.



1 – верхняя матрица; 2 – вставка;

3 – штамповка; 4 – нижняя матрица.

рисунок 1. Принципиальная схема формообразования способом реверсивной газовой формовки:

а – штамповка после первого перехода;

6 – штамповка после второго перехода

Для исследования реологии и эволюции структуры сплава при газовой формовке из листа 3,6×800×800 мм были вырезаны образцы для растяжения по ГОСТ 9651-84. Схема вырезки и форма образца приведена на рисунке 2.

Образцы вырезали вдоль и поперёк направления прокатки лазерной резкой, небольшой газонасыщенный слой удаляли механической обработкой. Испытания проводились при температурах 800, 830, 860°С при скорости растяжения 3×10⁻³; 3×10⁻⁴; 3×10⁻⁵ с⁻¹ для каждой температуры, с целью определения максимальных и минимальных напряжений течения металла при заданных скоростях, обеспечивающих высокую



рисунок 2. Схема вырезки образцов из листа $3,6 \times 800 \times 800$ мм (**a**) и форма образца (**б**)

пластичность. Одновременный нагрев и растяжение проводились на универсальном испытательном оборудовании INSTRON 3382. Трёхзонная печь серии SF корпорации Instron с проволочной обмоткой и разъёмной конструкцией обеспечивала равномерность нагрева образца $\pm 5^{\circ}$ С, рисунок 3. По всей длине рабочей части образцов нанесены риски для определения степени деформации каждого участка.

Для исследования структуры готовили микрошлифы механической полировкой на полировальной машине фирмы Struers RotoPol-21. Микрошлифы изготовлены из исходного и деформированных образцов. Это позволяет проследить за изменением структуры в зависимости от степени нагрева сплава. Для выявления структуры использовался травитель на основе глицерина с азотной и плавиковой кислотами (68 мл глицерин+16 мл HNO₃+16 мл HF). Исследование структуры проводили с помощью микроскопа NEOPHOT2. Для оценки количественных параметров структуры делали снимки из наиболее типичных участков образцов: из части головки образца, находившейся в захвате испытательной машины INSTRON, и из середины образца в очаге сверхпластической деформации. Из температур 800° С, 830° С, 860° С оптимальной для проведения сверхпластичности с точки зрения микроструктуры является температура 860° С. Она выше, чем температура начала рекристаллизации T_{μ} = 850° С, но ниже температуры полиморфного превращения $T_{\mu =}$ = $890-930^{\circ}$ С. При данной температуре структура наиболее равномерная и равноосная.

Результатом испытаний на INSTRON 3382 стали кривые растяжения для каждого из образцов. Образец № 1 был растянут на 91% при минимальной из заданных температур 800°С и со средней скоростью деформации 3·10⁻³ с⁻¹. Максимальное напряжение растяжения 63 МПа, в ходе эксперимента деформация проходила с разупрочнением, и напряжение в конце составило 27 МПа. График зависимости напряжения течения от степени деформации изображён на рисунке 4. Аналогичные зависимости были получены для всех образцов.



рисунок 3. Недеформированный и растянутый образец № 1. Степень деформации 91%

БАЛЛОНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ И ТОПЛИВНЫЕ БАКИ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ



рисунок 4. График зависимости напряжения течения от степени деформации образца № 1

Данные из полученных экспериментальных зависимостей служили для последующего расчёта кривых $\sigma(\varepsilon)$. Для расчёта параметров формовки (температуры нагрева штампа, давления газа, усилия прижима заготовки) используем математическую модель процесса деформирования эллиптической мембраны, построенную в рамках основных предположений безмоментной теории оболочек и принятия гипотезы о подобии девиаторов напряжений и скоростей деформаций. Данная модель позволяет рассчитать основные технологические параметры моделируемого процесса: закон подачи давления, толщину оболочки, а также оценить параметры напряжённо-деформированного состояния в очаге деформации. Так как принято, что материал изотропный и несжимаемый,



рисунок 5. Вставка для первого перехода реверсивной формовки



рисунок 6. График давлений реверсивной формовки: первый (**a**) и второй (**б**) переход

а скорости деформации и ускорения малы, это позволяет рассматривать уравнения равновесия вместо уравнений движения. Толщина листа достаточно мала, а деформации достаточно велики, так что можно пренебречь изгибными эффектами и пользоваться основными уравнениями безмоментной теории оболочек. Оболочка жёстко закреплена по замкнутому контуру. Расчёт первой и второй стадий реверсивной формовки производили в программе компьютерного моделирования, основанной на методе конечных элементов. На рисунке 5 представлены оптимизированные размеры вставки и рассчитанные оптимальные режимы газовой формовки, реализующие деформацию в режиме сверхпластичности (рисунок 6). При моделировании использовались реологические характеристики материала, полученные ранее.

На основании выполненных расчётов произведена газовая формовка в условиях сверхпластичности титановых заготовок диаметром 750 мм на промышленной установке. Заготовка помещалась в штамп, уста-





а – нижняя часть штампа;
 б – верхняя часть штампа с вставкой.
 рисунок 7. Штамп для реверсивной формовки



рисунок 8. Вид штамповки после первого перехода

навливаемый в вакуумной камере. Для герметизации и удержания штампа от раскрытия под давлением формообразующего газа к его верхней части прикладывали силу пресса 700 кН. Нижняя и верхняя часть штампа представлены на рисунке 7. Штамп с заготовкой нагревали в вакуумной камере до температуры 850°С и формовали на вставку подачей газа в нижнюю часть штампа в соответствии с графиком на рисунке 6. По завершении первого перехода штамп охлаждали и разбирали (вид предварительно отформованной заготовки представлен на рисунке 8), толщину замеряли ультразвуковым толщиномером ТТ-100, не снимая со штампа. В результате охлаждения и разных коэффициентов линейного расширения титана и глубокоаустенитной хромоникелевой стали плотного прилегания заготовки к штампу не было и на результаты измерения толщины наличие штампа не сказалось.

Замеры толщины по восьми меридиональным сечениям заготовки показали наличие значительной деформации по толщине в центральной части до 30% при абсолютном значении толщины 2,5 мм. В зоне свободной деформации между вставкой и плоскостью штампа уменьшение толщины менее значительно – 3–8% при толщине 3,2–3,5 мм (рисунок 9). Ожидаемого уменьшения деформации в месте контакта заготовки со вставкой не произошло, что обусловлено более высокими напряжениями растяжения по мере удаления от центра. Последующие реверсивные формовки с мероприятиями по увеличению трения между вставкой и заготовкой с целью затормозить деформацию в центре, а также варьирование параметрами давления газа существенно не изменили распределения толщины. Данная форма вставки не позволяет регулировать толщину в пределах, обеспечивающих равномерное распределение толщины по изделию. Увеличение радиуса скругления с 20 мм до 60 мм значительно уменьшило локализацию деформации в зоне перегиба и обеспечило получение качественной штамповки с толщиной стенки более 1,2 мм.

БАЛЛОНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ И ТОПЛИВНЫЕ БАКИ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ



рисунок 9. Распределение толщины заготовки после первого перехода

Конечное распределение толщины штамповки представлено на рисунке 10



рисунок 10. Распределение толщины по сечению полусферы, полученной способом реверсивной формовки



рисунок 11. Полусфера из титанового сплава ВТ23, полученная методом реверсивной формовки

Внешний вид полученной полусферы представлен на рисунке 11, имеет гладкую наружную и внутреннюю поверхности, наружные геометрические размеры соответствуют внутренним размерам штампа. На поверхности не наблюдается следов окисных пленок, что говорит о хорошей защите металла от окисления.

заключение

1. Технология реверсивной газовой формовки обеспечивает получение гладкой наружной и внутренней поверхности штамповки без видимых следов от перегибов при реверсе.

2. Технологические режимы, вид нагружения и геометрические размеры использованного вкладыша приводят к образованию локального утонения в зоне перехода от сферической поверхности матрицы к цилиндрической в связи со сложным напряжённым состоянием в зоне перегиба.

3. Рассмотренная технология может быть использована для производства лейнера из титановых сплавов, где он выполняет роль герметичного контейнера.

список литературы

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Лебедев К.Н., Лукъянец С.В. и др. Создание высокоэффективного металлокомпозитного баллона высокого давления // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 19-27.

Бирюков А.С., Калинин В.И., Гринев А.В., Маркачёв Н.А. Применения принципов механики разрушения для расчёта ресурса конструкций работающих под давлением, на примере топливного бака четвертой ступени РН «VEGA» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С.29-33.

Яковлев С.П., Чудин В.Н., Соболев Я.А., Яковлев С.С. и др. Изотермическая пневмоформовка анизотропных высокопрочных листовых материалов: монография. М.: Машиностроение, 2009. 352 с.

Маркачёв Н.А., Арбузов В.М., Цвелев В.М., Бабин Ю.А. и др. Титановые сплавы для космических аппаратов // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. трудов. М.: НПО им. С.А. Лавочкина, 2005. Вып. 6. С.153-157.

Чудин В.Н., Соболев Я.А. Формообразование газом оболочек емкостей // Технология машиностроения. 2015. № 4. С.18-20.

Чумаченко Е.Н., Смирнов О.М., Цепин М.А. Сверхпластичность. М.: КомКнига, 2005. 320 с.

Шитиков А.А. Совершенствование технологии пневмотермической формовки в состоянии сверхпластичности деталей типа «полусфера»: дис... М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 167 с.

Ghosh A.K., Hamilton C.H. Influences of material parameters and microstructure on superplastic forming // Metallurgical transactions A. 1982. Vol. 13 A.P. 733-743.

Статья поступила в редакцию 24.05.2017 г.

НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА. ВОЗМОЖНОСТИ ЧАСТНО-ГОСУДАРСТВЕННОГО ПАРТНЁРСТВА В УСЛОВИЯХ РЫНКА КОСМИЧЕСКИХ УСЛУГ

LAVOCHKIN ASSOCIATION. POTENTIAL IN PUBLIC-PRIVATE PARTNERSHIP PROJECTS ON THE SPACE SERVICE MARKET

Когда дует ветер перемен, ставь не стены, а паруса. (восточная мудрость)

В.В. Иваненко¹, vladislav.ivanenko@sputnix.ru; **V.V. Ivanenko** **С.О. Карпенко**¹, karpenko.so@dvfu.ru; **S.O. Karpenko**

И.В. Лоханов², кандидат технических наук, lokhanov@laspace.ru; **I.V. Lokhanov**

E.И. Панфилова³, panfilova@niiem.ru; E.I. Panfilova С.Ф. Тесёлкин²,

кандидат физико-математических наук, teselkin@laspace.ru; S.F. Teselkin

Смена организационно-правовой формы НПО им. С.А. Лавочкина (далее – НПОЛ), а именно превращение ФГУП в акционерное общество, наряду с наметившейся тенденцией сокращения бюджетных расходов по утвержденной Федеральной космической программе России на 2016-2025 годы, обусловили актуальность поиска новых направлений деятельности, финансируемых из внебюджетных источников. Все более усиливающаяся конкуренция на космическом рынке объективно требует привлечения инженерных кадров, способных, а главное, стремящихся работать в новых условиях. В данной статье рассматривается возможность организации частно-государственного партнёрства на базе кооперации с Агентством стратегических инициатив.

Ключевые слова: частно-государственное партнёрство; конкуренция на рынке космических услуг; Агентство стратегических инициатив; целевая подготовка инженерных кадров. Change of legal-organizational form of Lavochkin Association (hereinafter referred to as Lavochkin), specifically change of Federal State Unitary Enterprise into Joint-Stock Company, in parallel with an emerging trend of the cuts in the budget on the approved Russian Federal Space Program for the period of 2016–2025, have made the conditions for a search of new areas of focus funded from the non-government sources. The increasingly severe business competition on the space market reasonably requires involvement of engineering skills capable, and most importantly, striving for work in the new environment. This article overviews the possibility of organization of the public-private partnership on the basis of collaboration with Agency of strategic initiatives.

Key words: public-private partnership; competition on the space services market; Agency of strategic initiatives; target-oriented engineering education.

¹ ООО «СПУТНИКС», Россия, г. Москва. SPUTNIX Ltd, Russia, Moscow.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

³ AO «НИИЭМ», Россия, Московская область, г. Истра. JSC «NIIEM», Russia, Moscow region, Istra.

НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА. ВОЗМОЖНОСТИ ЧАСТНО-ГОСУДАРСТВЕННОГО ПАРТНЁРСТВА В УСЛОВИЯХ РЫНКА КОСМИЧЕСКИХ УСЛУГ

введение

В условиях всё более усиливающейся конкуренции на космическом рынке, особенно со стороны частных компаний США, Европы, Индии и Китая, весьма актуальной становится задача диверсификации научно-производственной деятельности НПО им. С.А. Лавочкина в целях сохранения и укрепления позиций на внутренней и международной арене.

Реализация данной задачи требует не только осуществления глубоких преобразований в организации внутренних бизнес-процессов (что не является предметом данной статьи), но и привлечения молодых инженерных кадров, способных активно участвовать в развитии новых направлений деятельности, поиске новых форм сотрудничества для выхода на новые рынки.

«Типичный наёмный работник неоиндустриальной экономики представляется выпускником технического вуза, имеющим, помимо достаточных знаний в области точных наук, минимально необходимые управленческие и коммуникативные навыки» (Шеповаленко М.Ю., 2017).

На сегодняшний день одним из немногих перспективных проектов, которые могли бы быть реализованы в НПО им. С.А. Лавочкина без бюджетного финансирования, является создание научно-производственного центра перспективных изделий из пористых сетчатых материалов для объектов космической отрасли и общепромышленного назначения (Александров А.А. и др., 2017).

Вместе с тем, в рамках дорожной карты направлений AeroNet/SpaceNet Агентства стратегических инициатив (АСИ) появляется возможность организации проекта в рамках частно-государственного партнёрства по подготовке кадров для космической промышленности и созданию малых спутников, выполняющих актуальные прикладные задачи.

1. Общие принципы работы, понятия, определения

1.1. Направление деятельности

Основным направлением деятельности программы могло бы быть осуществление ритмичной разработки, производства, запусков и последующего сопровождения малогабаритных космических аппаратов (до 100–200 кг), создаваемых силами старших школьников и студентов под руководством экспертов-наставников и при непосредственном взаимодействии с индустриальными партнёрами из российской космической промышленности – как государственными, так и частными. Такая работа могла бы проводиться с привлечением промышленной и вузовской инфраструктуры.

1.2. Почему именно малые космические аппараты?

Малые спутники дают реальную возможность любому коллективу, не являющемуся представителем традиционной космической промышленности, разработать, создать и подготовить к запуску в космос своё собственное изделие в обозримой перспективе (от полугода до двух лет от возникновения идеи до её реализации).

За последние 10 лет в мире было запущено (UCS Satellite Database, 2017) свыше 900 аппаратов, из них более 300 – массой до 200 кг, а более 200 аппаратов – массой до 50 кг.

То есть почти треть всех запущенных за последние 10 лет аппаратов являются спутниками класса «микро».

В ряде ведущих учебных заведений США, Европы и Азии (Китай, Япония, Индия) малые КА к настоящему времени уже широко используются в качестве полигона для отработки образовательных технологий в области проектной деятельности.

В России продуктом такой деятельности являются микроспутники – КА массой до 100–200 кг, создаваемые силами студентов, а также кубсаты – спутники массой 1–10 кг, сделанные руками, как студентов, так и школьников, естественно, под контролем и руководством опытных специалистов из космической индустрии.

Запускать подобные аппараты в качестве попутных полезных нагрузок на низкие околоземные орбиты предполагается российскими ракета-носителями (PH) в рамках озвученной на Королевских чтениях-2016 (секция 8 «Образование») инициативы руководства Роскосмоса о «свободном» запуске микроспутников, создаваемых отечественными вузами.

Этой возможностью уже воспользовался Самарский государственный аэрокосмический университет (СГАУ), запустив студенческий кубсат-спутник «SamSat-218» на PH «Союз-2» с космодрома Восточный весной 2016 года. Большой опыт по созданию и запуску студенческих КА наработан в МГУ им. М.В. Ломоносова и МГТУ им. Н.Э. Баумана (*Майорова В.И.*, 2014).

Наиболее успешным проектом по развитию космического образования в России можно считать кооперацию МГУ им. М.В. Ломоносова с ведущими предприятиями космической промышленности (КБ «Полет», АО «Корпорация «ВНИИЭМ»). Успешный запуск малых КА «Университетский-Татьяна», «Университетский-Татьяна-2» и «Ломоносов» как результат сотрудничества в рамках международной научно-образовательной программы подтвердил пра-
вильность выбранной стратегии (*Садовничий В.А., Панасюк М.И.*, 2012).

Вовлечение студентов, аспирантов и молодых сотрудников промышленных предприятий в полный цикл – от конструирования платформы спутника, разработки научной аппаратуры до обработки полученных данных и получения научных результатов, а также в создание новых образовательных программ, методик и пропаганду научных знаний является уникальным космическим научно-образовательным проектом, не имеющим аналогов в России (Данильченко М.В. и др., 2017).

Это могут быть аппараты как простейших конструкций и состава аппаратуры, так и весьма сложные, но всегда полностью соответствующие требованиям регламентирующих органов по обеспечению возможности запуска на ракете-носителе и последующей эксплуатации в космосе.

Другим успешным примером кооперации учебных заведений и специалистов из космической индустрии является спутник «Искра-МАИ-85» массой 4 килограмма, запущенный 14.07.2017. Студенты и молодые специалисты аэрокосмического факультета МАИ разработали и создали универсальную платформу стандарта CubeSat 3U. (*Алифанов О.М. и др.*, 2013). Полезной нагрузкой является модуль исследования теплового состояния электронных компонентов магнитного исполнительного органа системы ориентации и стабилизации КА, разработанный совместно с индустриальным партнёром – Научноисследовательским институтом электромеханики (АО «НИИЭМ») (*Рощин П.Г. и др.*, 2013).

Дальнейшее сопровождение спутника центром управления полётами МАИ позволит подтвердить работоспособность разработанной платформы в реальных условиях. Наработки и опыт, полученные при создании «Искра-МАИ-85», дают возможность Московскому авиационному институту выполнять заказы по разработке и производству как самих спутников, так и комплектующих к ним, а также будут использованы для подготовки будущих специалистов по профильным специальностям и программам.

Помимо образовательных целей, малые спутники решают и задачи по отработке новых технологий и по получению лётных сертификатов, т.к. несут на борту приборы, системы и технологии, имеющие невысокие уровни TRL (технологической готовности), но имеющие большой потенциал развития и внедрения в крупные космические проекты. Проведение собственных лётных экспериментов для вузовской науки – единственный путь «сертификации» научных открытий и инновационных технологий в космосе.

Главным интересом со стороны участвующих в проекте космических предприятий является получение подготовленных кадров, отработка технологий по поставленным ими техническим заданиям, приобретение и развитие собственных компетенций в проектировании космических систем и аппаратов. Особенно интересны проекты, совмещающие образовательные цели с задачами технологической отработки приборов и систем.

В связи с этим предлагается создавать аппараты, где в основе образовательных технологий лежит проектный подход, а в основе создания новых технологий — дорожная карта SpaceNet и «заказ» от индустриальных партнёров и конечных потребителей услуг.

1.3. Кто является участниками программы – индустриальными партнёрами и вузами?

Общее руководство проектом предлагается передать уполномоченному представителю Роскосмоса, ответственному за кадровую работу.

Ведущий индустриальный партнёр является одновременно «системным интегратором» — партнёром вузов, отвечающим за постановку технического задания миссии, реализацию проектов и данной образовательной программы в целом. В качестве такого системного интегратора могло бы выступить одно из ведущих предприятий российской космической отрасли – АО «НПО Лавочкина» (www.laspace.ru).

Потенциальными индустриальными партнёрами могут стать и другие государственные предприятия Роскосмоса, а также частные компании, специализирующие в области космических разработок:

- Спутникс (www.sputnix.ru),
- Космокурс (http://www.cosmocourse.com),
- CKAHЭKC (www.scanex.ru).
- Участвующие в программе вузы:
- МГУ им. М.В. Ломоносова (Иннопрактика НИИЯФ МГУ (http://www.sinp.msu.ru));
- МГТУ им. Н.Э. Баумана;
- Московский авиационный институт;
- Московский политехнический университет;
- Санкт-Петербургский политехнический университет;
- Московский физико-технический институт (https://mipt.ru);
- Московский университет геодезии и картографии (http://www.miigaik.ru).

НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА. ВОЗМОЖНОСТИ ЧАСТНО-ГОСУДАРСТВЕННОГО ПАРТНЁРСТВА В УСЛОВИЯХ РЫНКА КОСМИЧЕСКИХ УСЛУГ

1.4. Что такое дорожная карта SpaceNet?

В настоящее время дорожная карта SpaceNet только формируется, но в черновом и проектном варианте она уже активно обсуждается в АСИ.

Основными направлениями перспективных исследований в рамках микроспутниковых проектов по всей вероятности будут:

- перспективные бортовые энергетические установки (источники энергии, системы хранения);
- высокоэффективные двигательные установки для орбитального маневрирования;
- космическое материаловедение и промышленное производство в космосе;
- стандартизация и унификация бортовых приборов и систем;
- бортовые системы управления;
- межспутниковое взаимодействие;
- биологические эксперименты в космосе;
- системы передачи данных, в том числе и для IoT (интернета вещей);
- устройства для схода микроспутников с орбиты (*Нестерин И.М. и др.*, 2017).

Проекты, за которые берутся студенты и школьники, предлагается формулировать, прежде всего, в указанных направлениях, хотя тематику можно и расширить с учётом потребностей индустриальных партнёров и конечных заказчиков.

1.5. Где здесь традиционный космос?

В п. 1.4 был представлен перечень перспективных направлений разработок, которыми следует заниматься уже сейчас. В будущем список, как общих направлений, так и частных задач, может быть расширен назначенным представителем Роскосмоса или Ведущим индустриальным партнёром, в том числе по заявке участвующего предприятия отрасли или конечного заказчика, которые сформулируют «заказ» на разработку и примут участие в составлении соответствующих образовательных программ.

1.6. Что именно делать в рамках программы?

Программа подразумевает организацию и использование распределённой материально-технической инфраструктуры, в которую бы входили выделенные лаборатории и испытательные стенды индустриальных партнёров и вузов, включая Ведущего индустриального партнёра, а также других исследовательских лабораторий, созданных, к примеру, на базе Образовательного центра «Сириус» (https://sochisirius.ru/ – конкретнее см. (Лаборатории и мастерские, 2017)), где, в частности уже используется оборудование производства компании «Спутникс» для полунатурных испытаний микроспутников.

Здесь предполагается создавать, испытывать, дважды в год организовать запуск и эксплуатацию пары микроспутников, один из которых будет являться школьным, другой – студенческим.

Масса каждого аппарата – до 50 кг при массе полезной нагрузки до 30 кг. Орбита эксплуатации – солнечно-синхронная высотой от 400 до 800 км. Ракетаноситель: «Союз-2» (разгонный блок «Фрегат»).

Срок активного существования космических аппаратов – до 2 лет. Это напрямую связано с ритмичностью разработки подобных аппаратов в «Сириусе» и других вузах, где каждые два года создаются очередные аппараты. Поэтому к моменту вывода из эксплуатации действующих спутников должны быть созданы и запущены новые.

1.7. Проектная деятельность: как?

В основу проектной деятельности может быть положен опыт реализации проектных смен «Сириуса-2016», а также учебно-методический материал, полученный по результатам анализа его деятельности, см. (*Реальный проект...*, 2016). Однако для того, чтобы иметь возможность планомерного сквозного создания реального и сложного космического аппарата в течение 2 лет силами проектных смен и студенческих практикантов, сменяющих друг друга, требуется особый подход к организации работы, гарантирующий своевременное создание очередного аппарата.

Как этого добиться?

Предполагается, что в основе работы заложено взаимодействие системного интегратора с одним или несколькими индустриальными партнёрами на базе Лаборатории или с элементами распределённой материально-технической инфраструктуры с участием школьных или студенческих коллективов под руководством наставников.

За общую организацию работ, успешное создание и запуск спутника должен отвечать Ведущий индустриальный партнёр.

Это значит, что партнёры ведут системное проектирование в целом, совместно с вузами проектируют, изготавливают и программно интегрируют спутниковые компоненты, обеспечивают необходимый уровень надёжности. Ведущий индустриальный партнёр проводит требуемый объём испытаний, предлагая в качестве критически важных компонентов, обеспечивающих живучесть создаваемой системы, уже проверенные разработки, имеющие лётную квалификацию. Он же контролирует качество создаваемых школьниками и студентами изделий, и интегрирует их на борт аппарата, а сам аппарат – на борт ракеты-носителя.

Временные коллективы студентов и школьников занимаются решением отдельных задач, связанных, прежде всего, с разработкой отдельных приборов, различных полезных нагрузок, несущих образовательную составляющую, но в то же время имеющих отношение к перечисленным выше направлениям, интересующим SpaceNet и космическую отрасль.

Вся работа по изготовлению, сборке, испытаниям приборов и систем может осуществляться как в «Сириусе», с использованием того оборудования, которое уже есть или предполагается, что оно будет закуплено в обозримом будущем, так и на предоставленных вузами или партнёрами площадках. Критически важные работы могут выполняться на мощностях Ведущего индустриального партнёра и системного интегратора – НПО им. С.А. Лавочкина.

1.8. Объёмы и источники финансирования

Предварительная оценка объёма финансирования двухлетней программы на 2018–2019 гг. оценивается в 80–100 млн. рублей.

Предполагается, что программа будет финансироваться на принципах государственно-частного партнёрства: 60–70% общего финансирования из бюджетных источников (SpaceNet), а 30–40% – из частных источников.

2. Образовательные программы

Предлагается градация программ, реализуемых в рамках проекта, по уровню сложности, в зависимости от степени вовлечённости и подготовки участников.

2.1. Короткая демонстрационная программа

Предлагается стандартная двухчасовая программа для детей, начиная с 5 класса, суть которой – решить понятную им прикладную задачу с помощью спутника. Например, использование космоснимков для обнаружения разливов нефтепродуктов на поверхности моря или незаконной вырубки лесов.

Задача может быть сезонной: зимой ведутся поиски лавиноопасных склонов, летом – незаконные вырубки лесов, весной – потенциальные опасные зоны паводков и т.д. Вначале детям объясняется суть задачи, и затем ищутся пути её решения с помощью спутника. После этого, под руководством преподавателя, собирается спутник из стандартных компонентов конструктора и производится его «запуск» (подвешивание у глобуса), производится сеанс съёмки интересующей территории, скачивается «снимок» из Центра управления полётом, который затем обрабатывается в геоинформационной системе. При этом дети используют только готовые решения, ничего не программируют.

Цель: познакомиться с задачами, которые можно решать из космоса, и пройти по цепочке от источника информации (спутника) к конечному результату (космоснимку).

Программа может выглядеть как занятие на территории центра «Сириус» в Сочи, где дети могут получить определённую квалификацию. В рассматриваемом примере это «инженер космических систем».

2.2. Программа для непрофильных смен Сириуса

Речь идёт об обучении детей, которые уже определились с выбором будущей профессии, не связанной ни с космосом, ни с физикой и математикой, но тем не менее интересующихся космическими технологиями для расширения своего кругозора.

2.3. Программа для естественнонаучных неинженерных смен Сириуса

Речь идёт об обучении детей, определившихся с выбором специальности, напрямую связанной с физикой или математикой, но не связанной с космосом. Обучающиеся теоретически могут принять решение связать свою будущую деятельность с космосом, хотя вряд ли в инженерной плоскости.

2.4. Программа дополнительного школьного образования в Сириусе

По сути, предлагается организация регулярных (2 раза в неделю) занятий с детьми, интересующимися космическими технологиями, по программам, аналогичным обучению в детских технопарках-Кванториумах.

Специфика учебной программы:

- первый год работа с конструктором и изучение стендов лаборатории «издалека», на уровне «пришли и посмотрели, что делают взрослые»;
- второй год разработка реального прибора с его последующей интеграцией на борт школьного спутника.

Разработка реального прибора во второй год обучения возможна благодаря наличию в «Сириусе» (в отличие от Кванториумов) специального достаточ-

НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА. ВОЗМОЖНОСТИ ЧАСТНО-ГОСУДАРСТВЕННОГО ПАРТНЁРСТВА В УСЛОВИЯХ РЫНКА КОСМИЧЕСКИХ УСЛУГ

но сложного лабораторного оборудования, а также большого сквозного микроспутникового проекта, который ведёт индустриальный партнёр. В этом случае дети регулярно взаимодействуют с представителями индустриального партнёра, работают под его контролем для того, чтобы группа в конце обучения создала полноценный работоспособный прибор, интегрируемый впоследствии на борт спутника.

Основные требования к прибору:

- форм-фактор прибора кубсат 1U (Спутники стандарта CubeSat, 2012);
- интерфейсы должны соответствовать требованиям и ограничениям со стороны «материнского» микроспутника.

В основу работы по прибору положена разработка «кубсат-конструктора» в кооперации компании «Спутникс» с отечественными производителями.

2.5. Программа для инженерных проектных смен школьников

В рамках смен дети разрабатывают полезные нагрузки (ПН), удовлетворяющие требованиям перспективных направлений SpaceNet, а также задачам, поставленным промышленностью (Роскосмос). За три недели предлагается создать ПН из стандартных компонентов, являющихся элементами кубсатконструктора формата 1U, интегрированными в такой мере, чтобы дети не тратили время на отладку отдельных компонентов, а могли сконцентрироваться на функционале именно полезной нагрузки. Главное требование к группе – получить на выходе работоспособный вариант, готовый к интеграции с лётным образцом спутника.

Естественно, работу над проектом дети должны начать за несколько месяцев до приезда в «Сириус», чтобы согласовать эксперимент и сделать всё, что можно без использования лабораторного оборудования центра.

Во время смены дети изготавливают компоненты полезной нагрузки, пишут софт, выполняют специальные численные расчёты, проводят испытания в термобарокамере, вибростенде и других стендах (в лаборатории «Сириуса» или в НПОЛ), в итоге сдают готовое изделие индустриальному партнёру (защищают проект перед ним). Успешно защитили – их будут интегрировать на борт, безуспешно – не будут.

Таким образом, за один учебный год собирается школьный спутник с полезной нагрузкой, состоящей из 1U-кубсат-модулей в формате 1-6U общей массой 2–10 кг. Это порядка 15 школьных экспериментов.

2.6. Программа для студентов

В ней участвуют студенческие команды, во многом она аналогична программе проектных школ, но:

- проект длится 1-2 года;
- предоставляемый объём для постановки эксперимента – от 3U до 18U (на базе кубсат-конструктора разработки «Спутникс»);
- процент компонентов для разработки существенно выше, чем для школьных проектных смен.

В итоге за 1–2 года собирается студенческий спутник с полезной нагрузкой, состоящей из 3U-18U кубсат-модулей общей массой до 20 кг. В среднем это около 6 студенческих экспериментов.

2.7. Методическое обеспечение образовательного процесса

Программы, изложенные в разделах 2.1.–2.6., необходимо обеспечить соответствующим методологическим сопровождением:

- годовые учебные программы;
- программы подготовки учителей и преподавателей;
- сборники задач и технических пособий;
- образцы олимпиадных задач.

Работу по методологическому обеспечению могут взять на себя компании – партнёры учебных заведений или индустриальных партнёров. Например, такие как компания «Образование будущего», которая готовит методические материалы для колледжей и технических кружков дополнительного образования, работающих с оборудованием компании «Спутникс».

2.8. Профессиональная инженерная и научная деятельность в Лаборатории

К перечню целей, задач, программ целесообразно сформулировать задачи индустриального партнёра. Все они предполагают профессиональную, поисковую, научную и опытно-производственную деятельность в рамках Лаборатории:

- согласование технического задания в рамках программы SpaceNet, с учётом требований Роскосмоса и потребностей рынка (коммерческая перспектива);
- организация сквозной работы по проектам школьного и студенческого аппаратов;
- системное проектирование спутников;
- разработка служебной платформы (система радиосвязи, система управления, система ориентации, система энергопитания, система навигации, конструктив);

 интеграция полезных нагрузок различных смен и команд (всего до 10 кубсатов типов от 1U-6U (школьные) до 3U-18U (студенческие), отдельно на школьный микроспутник и отдельно на студенческий микроспутник.

Кроме того, к задачам (функциям) ведущего индустриального партнёра относится:

- ведение переговоров о попутном запуске двух спутников в 2018 г.;
- согласование всех документов с Роскосмосом;
- согласование радиочастот с Государственной комиссией по радиочастотам Минкомсвязи России и ITU;
- проведение комплексных испытаний аппаратов в сборе;
- доставка спутников на космодром, помощь с интеграцией на носитель;

- обеспечение эксплуатации аппарата на орбите.

Функции школьников и студентов:

- постановка задачи для прибора (в рамках направлений SpaceNet);
- моделирование;
- участие в разработке, изготовлении, отладке и автономных испытаниях;
- участие в управлении собственными спутниками на орбите после их запуска.

выводы

Реализация предложенной дорожной карты обеспечит:

1. Сквозную проблемно-ориентированную подготовку будущих специалистов для предприятий ракетно-космической отрасли, начиная со школьной скамьи.

2. Наработку практического опыта в создании низкобюджетных микроспутников (школьных и студенческих) с последующим использованием его при создании унифицированных малых космических аппаратов в интересах государственных и коммерческих заказчиков.

список литературы

Александров А.А., Графодатский О.С., Крылов В.И., Лемешевский С.А. и др. Создание научнопроизводственного центра перспективных изделий из пористых сетчатых материалов для объектов космической отрасли и общепромышленного назначения на базе кооперации ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» и МГТУ им. Н.Э. Баумана (история, современное состояние и перспективы) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 17-23. Алифанов О.М., Медведский А.Л., Фирсюк С.О. Космические аппараты Московского авиационного института // Сборник трудов Конференции «Космодром «Восточный» – будущее космической отрасли России». 26-27 ноября 2013. С. 44-49.

Лаборатории и мастерские // Образовательный центр «Сириус»: сайт. URL: https://sochisirius. ru/laboratorii-i-mastierskiie (дата обращения: 09.10.2017).

Майорова В.И. Каждый год появляются новые мечты // Вестник Бауманского университета. 2014. Майиюнь. С. 10-11.

Реальный проект, сделанный школьниками: что это такое? // Частная космическая компания «Спутникс»: сайт. Дата публикации: 23.10.2016. URL: http://sputnix.ru/ru/analitika/item/414-realnyj-proektsdelannyj-shkolnikami-chto-eto-takoe (дата обращения: 09.10.2017).

Рощин П.Г., Терентьев В.В., Туманов М.В., Фирсюк С.О. Разработка магнитных исполнительных органов системы ориентации малых космических аппаратов // Иосифьяновские чтения: сб. 2016. С. 101-103.

Садовничий В.А., Панасюк М.И. Космическая флотилия Московского университета // Земля и вселенная. 2012. № 2. С. 3-20.

Спутники стандарта CubeSat // Проект cubesat.ru: сайт Дата публикации: 24.05.2012. URL: http://cubesat.ru/ru/cubesats.html (дата обращения: 09.10.2017).

Шеповаленко М.Ю. Тезисы доклада на первой тематической секции «Четвертая промышленная революция и ее последствия для научно-технического прогресса в военной области» // VI Сеульская военно-научная конференция. 07.09.2017.

UCS Satellite Database. URL: http://www. heavens-above.com/Satellites.aspx (дата обращения: 09.10.2017).

Нестерин И.М., Пичхадзе К.П., Сысоев В.К., Финченко В.С. и др. Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 20-26.

Данильченко М.В., Кудрявцев С.В., Теселкин С.Ф. Стратегическое партнёрство с вузами как важнейший фактор обеспечения конкурентоспособности наукоёмкого промышленного предприятия // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 93-99.

Статья поступила в редакцию 10.10.2017 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

 К публикации в журнале «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).

2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности: – индекс УДК (слева);

- инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
- основной текст;
- список литературы.

6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **А4**.

7. Набирать текст и формулы необходимо в MS Word 2010, используя стандартные шрифты Times New Roman, размер – 14, интервал – полтора. Поля со всех сторон – 25 мм.

8. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.

9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.

11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имен).

12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.

13. К статье следует приложить диск с файлами:

- сформированной статьи;
- рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
- фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
- сведений об авторах.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ АО «НПО ЛАВОЧКИНА» редактор В.В. Ефанов технический редактор А.В. Савченко корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова вёрстка А.Ю. Титова художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета – «СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА» подписано в печать 13.11.2017. формат 60×84/₈. бумага офсетная. печать офсетная. объём 22,0 печ. л. тираж 350 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт» Врачебный пр., д. 10, пом. III, ком. 1, г. Москва, 125367

ВЕСТНИКИНА

подписку на журнал ВЕСТНИК НПО имени С.А. Лавочкина можно оформить на почте. подписной индекс № 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать)

адрес редакции: 141402, Московская область, г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24. телефоны: (495) 575-5563, (495) 575-5469, факс: (495) 575-0068

vestnik@laspace.ru http://www.vestnik.laspace.ru

ежеквартальный научно-технический журнал «ВЕСТНИК «НПО имени С.А. Лавочкина» издаётся с 2009 года. включён в базу данных: • российского индекса научного цитирования (РИНЦ); • международной системы цитирования (Scopus).

основные тематические направления:

• ракетная и космическая наука и техника • непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства • проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности,



За время космической деятельности в НПО имени С.А. Лавочкина создали и успешно запустили 46 различных автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. Все поставленные задачи по исследованию Вселенной, Солнца, Луны, планет Солнечной системы и космического пространства были успешно решены

