

альной астроомзической обсерватории ПЕТУСПЕШНОЙ РАБОТЫ РАПОРИИ ТЛЕТУСПЕШНОЙ РАБОТЫ РАПОРИИ СПЕТУСПЕШНОЙ РАБОТЫ РАПОРИИ

Обсерватория создана в НПО имени С.А. Лавочкина платформы НАВИГАТО на базе высокопрецизионной платформы НАВИГАТО Обсерватория создана в нПО имени С.А. Лавонкина платформы нАВИГАТОР на с 10-метровым космическим радиотелескопом крт а базе высокопрецизионной платформы НАВИГАТОР а сазе высокопрецизионной платформы НАВИГАТОР и научным комплексими радиотелескопами крт с крупнейшими наземными радиотелескопа

оздаёт рекордный косимический междинародный интерферометр оздаёт рекордный косимический междинародный интерферометр во сих пор пространственное разрешение 3-10-5 угловых секундсбазой до збо ооо кипометров обеспечиевающей недостижилиое до сих портранитая программа в основном включает в себя

и межзаёзанной са также косимической плазмы и другие, исследования адектической плазмы и другие, исследования адектической плазмы и другие,



издание является присоединённым к англоязычному журналу Solar System Research, в котором публикуются отобранные статьи (~50% от годового объёма). Они входят в международные базы цитирования Web of Science, Scopus.

HA BEHEF HA MAPC



C	0	д	е	р	ж	а	н	И	e
Лемеше	евский ( ков А Б		н С.В., А	СЮШКИН Ефанор	В.А., Ви	куленко	в В.П.,		
Жумаха	нов Н.Б	. Пореш	нев А.Ю.	., Бирюк	ов А.С.	OBJIED D	·A•/		
Усоверш	енствова	нный разі	гонный бл	ок типа «	ΦΡΕΓΑΤ»				
для перс	пективны	ых ракет к	осмическо	ого назна	чения ср	еднего кл	acca		3
Лемеше	евский (	<b>A</b> .							
Математ	ическая	постановк	а задачи г	проектир	ования ко	смически	1X		
систем д	истанцис	ННОГО ЗОН	ідировани	я Земли (	с учетом р	развития			10
Помощи	и техноло Эрский (	лии в пла • •	нируемыи	тпериод.		• • • • • • • • •	• • • • • • • • • •	• • • • • • • • •	.13
Метолич		•• <b>~</b> •	позинии г		чии залач	ш			
проекти	ования и	осмическ	их систем	листанці	ионного з	ондирова	ания Земл	и	
сучётом	развития	техники	и техноло	гии в пла	нируемы	й период			.19
Моишее	ев А.А.				1.7				
Создание	е космич	еских сеги	иентов аст	рофизич	еских обс	ерватори	й	· · · · · · · ·	.24
Сачков	M.E., Ca	ванов И.	С., Шусто	<b>)в Б.М.,</b> [	Шугаров	з А.С., Си	чевский	С.Г.	
Астрофи	зическии	космичес	скии проен	КТ ВСЕНЕО	есного об	озора неба	а		<u> ۲</u>
вультра		юм диапа:		PUH-Z»	• • • • • • • •	• • • • • • • • •	• • • • • • • • • •	• • • • • • • • •	.30
Приборы	р.е., са гладнази	чков м.е	DOHOMUYE	ской полл	ержки мі	иссии «СГ	ΙΕΚΤΡ-۷Φ	»»	42
Лемеше	евский (	<b>А Гра</b>	<b>Болатски</b>	і <b>й О.С., Ц</b>	Циринин Циршак	<b>DB A.E.</b>	illinii je	·····	. 72
Москат	иньев И	.В., Мить	кин А.С.,	Балиев	A.B.	,			
Космиче	ская тран	чспортная	система д	1ля освое	ния маль	іх космич	еских тел		.47
Голома	зов М.М	., Иванко	ов А.А.						
Исследо	вание аэ	одинами	ки перспе	ктивного	десантно	го модуля	A,		- /
спускаем	иого в атм	иосфере М	lapca			• • • • • • • •		• • • • • • • •	.56
Платов	И.В., СИ	монов А.	<b>.B.</b>						
газраоо	Гопирии	ой систом	схемы пол	ета космі	ических а	шаратов			62
Шевчен			DI			• • • • • • • • •			.02
Формирс	рвание це	елевой фу	нкции при	обоснова	энии опти	имальных			
долгосро	очных про	ограмм со	здания ко	смически	х аппара	тов			
социалы	но-эконо	мического	р назначен	ния					.68
Деменк	ю О.Г., Е	ирюков	A.C.						
Особенн	ости отра	ботки уда	рной проч	ности де	сантного	модуля	00		71
космиче	ского апг	арата (ме	жпланетн	ои станци	1ИЈ «ЭКЗС	JMAPC-20	20»	• • • • • • • •	./
Особонни	<b>Б.Б., УЛ</b>		.и., геле						
пожимах	ости раос 7 стабили	лы дылат запим кос			прецизис				78
Любому		<b>А., Ефан</b>	ов В.В., Г	оровцо	B.B K	<b>vзин E.H</b>	  .		.70
Электро	магнитны	е помехи,	генериру	емые в ко	смическ	ом аппара	ате		
при элек	тризации	, 1							.87
Хамиду	ллина Н	. <mark>М., А</mark> рте	емов М.Е	., Тютюн	іников А	<b>.A.</b>			
Оценка з	эффектов	смещени	я в радиоз	электронн	юй аппар	атуре			~~
десантно	ого модул	я КА «ЭКз	BUMAPC-2	U2U»				• • • • • • • •	.93
Волчен	KOB A.L.	, петров	А.С., При	ілуцкии	А.А., ЧИ	KOB B.A.			
космице	ского бээ		умы в суба	шертурны	ых антенн	ых нешет	NdX		100
Хохлач		Шаханов	з <b>А.Е</b> .	• • • • • • • • • •		• • • • • • • • •			100
Прогнози	ирование	затрат на	а ранних ст	тадиях					
проектир	оования и	космическ	их систем						107

журнал является рецензируемым изданием • журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте http://www.elibrary.ru

- журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несёт ответственность за содержание рекламы ٠
- рукописи не возвращаются .
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» . обязательна
- плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей
- приведены на сайте журнала http://www.vestnik.laspace.ru подписной индекс 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать) © АО «НПО 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



главный редактор С.А. Лемешевский К.Э.Н. заместитель главного редактора д.т.н., профессор В.В. Ефанов редакционная коллегия чл. СХСССР, России В.М. Давыдов К.А. Занин д.т.н. А.А. Иванков д.т.н. Х.Ж. Карчаев К.Э.Н. А.А. Моишеев к.т.н. А.Е. Назаров д.т.н.

А.В. Савченко д.т.н., профессор С.Н. Шевченко А.Е. Ширшаков к.т.н.

#### редакционный совет

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

#### журнал является рецензируемым изданием

Л y Ч р e А И Т e АО «НПО ЛАВОЧКИНА».

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



2018 Apr	$\frac{1}{2/40}$	COSMONAUTICS AND ROCKET ENGINEERING
chief editor – c.sc. (ec.) deputy chief editor –	S.A. Lemeshevskii	<b>t a b l e o f c o n t e n t s</b> Lemeshevskii S.A., Ishin S.V., Asyushkin V.A., Vikulenkov V.P., Shirshakov A.E., Fedoskin D.I., Efanov V.V., Yakovlev B.D.,
d.eng., professor	V.V. Efanov	Jumahanov N.B., Poreshnev A.Yu., Birukov A.S. Refined upper stage of FREGAT type designed for advanced medium
editorial	board	class integrated launch vehicles (ILV)
UA USSR, URA	V.M. Davydov	Mathematical task description of design of the space systems for the Earth remote sensing considering the technology growth
d.eng.	K.A. Zanin	within the planned period
d.eng.	A.A. Ivankov	Methodological scheme of decomposition while solving of the task
C.SC. (eC.)	K.Z. Karchayev	the technology growth within the planned period
d.eng	A.E. Nazarov	Moisheev A.A. Creation of space segments of astrophysical observatories
u.eng.	A.V. Savchenko	Sachkov M.E., Savanov I.S., Shustov B.M., Shugarov A.S., Sichevskij S.G.
d.eng., professor	S.N. Shevchenko	spectral domain ASTRON-2
c.sc. (eng.)	A.E. Shirshakov	Panchuk V.E., Sachkov M.E., Klochkova V.G. Instrumentation for ground based astronomical support of the SPEKTR-UE mission
		Lemeshevskii S.A., Graphodatsky O.S., Shirshakov A.E., Moskatiniov V. Mitkin A.S. Palivov A.V.
e d I t o r I a I	councii	Space transport systems for industrial and scientific development
$c_{\text{sc}}(ec)$	S.A. Lemeshevskii	of small celestial bodies
corresponding		Examination of the aerodynamics of a prospective descent module
member RAN	O.M. Alifanov	Platov I.V., Simonov A.V.
doctor of physical ar	nd mathematical	Rational flight scheme design of the mission spacecrafts to the centre of Solar system62 Shevchenko S.N.
sciences, professor	V.V. ASMUS B I Glazov	Generation of target function at justification of optimal long-term development
academician RAN	L.M. Zelenvi	Demenko O.G., Birukov A.S.
corresponding		Special features of verification for EXUMARS-2020 Spacecraft Composite Descent Module shock strength
member ANRT	H.I. Ibadinov	Belyaev B.B., Ulyashin A.I., Telepnev P.P. Features of operation reaction wheel used in precision
c.sc. (eng.)	E.N. Kuzin	stabilization of spaceraft
a.eng., projessor academician RAN	A.A. Lyudomuarov M Y Marov	Electromagnetic interferences generated in the spacecraft
d.eng., professor	Y.A. Matveev	at static-charge accumulation
academician NASB	O.G. Penyazkov	Estimation of the displacement damage effects in the radioelectronic
academician RAN	G.A. Popov	Volchenkov A.S., Petrov A.S., Prilutskiy A.A., Chikov V.A.
d.eng.	V.S. Finchenko VV Khartov	Grating lobes in the space-borne sub-aperture antenna arrays
d.eng., professor	E.N. Khokhlachev	Forecasting of costs in the early stages of space systems design
corresponding		the journal is a reviewed publication
member RAN	B.M. Shustov	<ul> <li>the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link http://www.elibrary.ru</li> </ul>
academician NASU	Ya.S. Yatskiv	the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION     COMMITTEE OF THE PUSCIAN EEDERATION in the group of the scientific extension
		05.07.00 aviation and rocket-space technologies
the journal is	s a reviewed	<ul> <li>the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint</li> <li>editorial staff is not responsible for the content of any advertisements</li> </ul>
public	ation	manuscripts are not returned
		No part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «VESTNIK «NPO IMENI S.A. LAVOCHKINA»
foun	der	<ul> <li>post-graduates and adjuncts have not to pay for the publication of articles</li> <li>manazine articles and features required of author manuscript design are available at</li> </ul>
«LAVOCHKIN A	SSOCIATION»	Internet Site http://www.vestnik.laspace.ru
the journal is	s registered	<ul> <li>Subscription index 37 156 in catalogue «GAZETY LJUURNALY» (RUSPECHAT)</li> <li>© «LAVOCHKIN ASSOCIATION» © article writers</li> </ul>
in Federa	I Service	cciontific and tochnical quarterly journal
for telecommu	inications and	published since 2009
address of the	e founder and	editorial office address: 141402 Moscow region, Khimki,
the publisher is the same as of		Leningradskaya str., 24
certificate ПИ М	le ΦC 77-72311	fax: (495) 572 00 68
dated Februa	ary 01, 2018	e-mail: VESTNIKldLASPACE.RU internet: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU
		1

# **УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ** РАЗГОННЫЙ БЛОК ТИПА «ФРЕГАТ» **ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТ** КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ СРЕДНЕГО КЛАССА

# С.А. Лемешевский<sup>1</sup>,

кандидат экономических наук. *lemeshevsky@laspace.ru;* S.A. Lemeshevskii

**В.П.** Викуленков<sup>1</sup>, доцент, кандидат технических наук, vikulenkov@laspace.ru; V.P. Vikulenkov

**В.В. Ефанов**<sup>1</sup>,

профессор, доктор технических наук, *vladimir efanov@laspace.ru;* V.V. Efanov

# **А.Ю. Порешнев**<sup>1</sup>,

pay@laspace.ru; **A.Yu. Poreshnev** 

В статье приведены результаты работ АО «НПО Лавочкина» по созданию универсального разгонного блока (РБ) «ФРЕГАТ-СБУ», предназначенного для использования в составе разрабатываемой ракеты космического назначения (РКН) среднего класса «Союз-5».

Конкретные цели разработки:

- обеспечение полного использования энергетических возможностей РН «Союз-5»;
- повышение конкурентных возможностей отечественных средств выведения КА на высокоэнергетические орбиты на мировом рынке коммерческих услуг.

Предложена единая концепция систем запусков КА с космодромов Байконур, Восточный и «Морского старта». Представлены результаты сравнительного анализа энергетических возможностей РБ «ФРЕГАТ-СБУ» и возможностей РБ типа ДМ, которые подтвердили конкурентные преимущества РБ «ФРЕГАТ-СБУ». Одной из составляющих концепции является применение системы двойного запуска КА, которая обеспечивает высокую экономическую эффективность как в результате значительного снижения стоимости запусков, так и оптимизации системы запусков.

Ключевые слова: разгонный блок; энергетические возможности; двойной запуск; дополнительные ёмкости; модернизация; сбрасываемый блок баков.

# **REFINED UPPER STAGE OF** FREGAT TYPE DESIGNED FOR **ADVANCED MEDIUM CLASS INTEGRATED LAUNCH VEHICLES (ILV)**

**В.А.** Асюшкин<sup>1</sup>, кандидат технических наук. asyshkin@laspace.ru; V.A. Asyushkin

Д.И. Федоскин<sup>1</sup>, fedoskin@laspace.ru; **D.I. Fedoskin** 

**Н.Б.** Жумаханов<sup>1</sup>, jumahanov@laspace.ru; N.B. Jumahanov

**А.С.** Бирюков<sup>1</sup>, кандидат технических наук, birukov@laspace.ru; A.S. Birukov

**С.В.** Ишин<sup>1</sup>.

S.V. Ishin

ishin@laspace.ru;

А.Е. Ширшаков<sup>1</sup>,

A.E. Shirshakov

**Б.Д.** Яковлев<sup>1</sup>,

B.D. Yakovlev

shirshakov@laspace.ru;

*vakovlev@laspace.ru;* 

кандидат технических наук,

The article covers outcome of Lavochkin Association activities on the development of FREGAT-SBU versatile upper stage designed for implementation on Souvz-5 medium class ILV which is currently under development.

Specific purposes of the development are as follows:

- to ensure complete usage of power capabilities of Souvz-5 LV:
- to increase the competitive capabilities of domestic launch vehicles designed for SC injection into high-energy orbits at the international market of commercial launch services.

The unified concept is proposed, combining SC launch systems from Baikonur cosmodrome, Vostochny cosmodrome and Sea Launch. The comparative analysis of power capabilities of FREGAT-SBU upper stage and DM type upper stage is provided, confirming the competitive advantages of FREGAT-SBU upper stage. One of the concept components is the use of

the SC dual-launch system, which provides high economic efficiency resulting in a significant launch cost reduction and launch system optimization.

*Key words: upper stage; power capabilities;* dual launch; additional volume; upgrade; *jettisonable tanks unit.* 

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

#### УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК ТИПА «ФРЕГАТ» Для перспективных ракет космического назначения среднего класса

#### введение

РБ «ФРЕГАТ» (РБФ) создан АО «НПО Лавочкина» с предприятиями кооперации в 2000 году. РБФ обладает высокими тактико-техническими характеристиками и надёжностью, подтверждённой статистикой успешных запусков. В (Асюшкин В.А. и др., 2017; Асюшкин В.А. и др., 2009; Асюшкин В.А. и др., 2011; Асюшкин В.А. и др., 2014; Асюшкин В.А. и др., 2011; Асюшкин В.А. и др., 2014; Асюшкин В.А., Смирнов А.И. и др., 2009; Асюшкин В.А., Пичхадзе К.М. и др., 2009; Асюшкин В.А. и др., Патент № 97051; Хартов В.В. и др., Патент № 96547; Гафаров А.А. и др., 2017; Котомин А.А. и др., 2010; Ишин С.В. и др., 2017; Аsyushkin V.A. et all., 2015) представлены содержание и последовательность поэтапных модернизаций РБФ, проводимых с целью улучшения его технических характеристик.

РБФ в составе РКН «Союз-2» эксплуатируется на четырёх космодромах: Плесецк, Байконур, Восточный, Гвианский космический центр, где создана наземная инфраструктура (технические комплексы, заправочные станции и т.д.) для обеспечения полного цикла подготовки разгонного блока типа «ФРЕГАТ» к запускам.

За время эксплуатации РБФ показал ряд преимуществ, обеспечивающих ему устойчивый спрос на отечественном и международном рынке пусковых услуг:

- масса полезной нагрузки (ПН), выводимой РБ типа «ФРЕГАТ» в составе РКН среднего класса, выше массы, выводимой кислородно-углеводородными РБ;
- обеспечение особо высокой точности выведения на различные целевые орбиты благодаря использованию аппаратуры спутниковой навигации в контуре управления;
- многократность включения (максимальное семь) маршевой двигательной установки (МДУ) и разведение ПН на различные орбиты при групповых запусках;
- заправка компонентами топлива на заправочной станции, до стыковки с PH, что исключает ошибки в массе заправляемого топлива и позволяет отказаться от дорогостоящего оснащения стартовых комплексов оборудованием для заправки PБ.

Заказчиками РБФ являются Госкорпорация «Роскосмос», МО РФ и коммерческие организации, что обеспечивает стабильное количество изготавливаемых РБ (до 12 изделий в год).

РБФ имеет большие возможности для модернизации, которые обеспечивают снижение массы конструкции и систем и значительное увеличение массы заправляемого топлива без существенного изменения конструктивно-компоновочной схемы РБФ, что сводит к минимуму объем наземной экспериментальной отработки.

Это объясняется рациональным выбором конструктивно-силовой схемы блока баков МДУ, который является основной силовой конструкцией РБФ. Он имеет квазитороидальную конфигурацию, состоящую из шести сферических, сваренных между собой ёмкостей, что обеспечивает компоновочные преимущества тороидальной схемы и функциональные преимущества для двигательной установки и прочностные преимущества сферической формы.

В частности, на сферические ёмкости устанавливаются дополнительные ёмкости различной формы и вместимости с помощью соединительных шпангоутов незначительной массы (<1,5 кг), обеспечивая единый объём дополнительных ёмкостей и основного бака. При этом максимальная масса заправляемого топлива возросла с 5350 кг в базовом варианте до 8230 кг.

Тороидальная форма блока баков обеспечивает меньшую высоту зоны размещения РБ под головным обтекателем (ГО), что является одним из значимых преимуществ по сравнению с модернизируемыми кислородно-углеводородными разгонными блоками типа ДМ, поскольку разница в высоте зоны полезного го груза достигает двух метров (см. рисунок 1), а это значительно затрудняет размещение на PH «Союз-2» с кислородно-углеводородным РБ ряд КА из-за ограничений, накладываемых на размеры головного обтекателя.

По поводу аргументов, приводимых в пользу кислородно-углеводородных разгонных блоков, обеспечивающих экологическую чистоту по сравнению с РБ на компонентах НДМГ+АТ, отметим следующее:

- получены положительные заключения Государственной экологической экспертизы на комплекс РБ «ФРЕГАТ» на космодромах Плесецк, Байконур и Восточный. РБ «ФРЕГАТ» эксплуатируется в Гвианском космическом центре, где требования к экологической безопасности существенно выше российских;
- разгонный блок функционирует за пределами атмосферы, что полностью исключает влияние продуктов сгорания топлива на экологию;
- соблюдение установленных правил безопасности при работах с топливом НДМГ+АТ на Земле обеспечивает непопадание компонентов топлива в атмосферу, что подтверждено многолетней эксплуатацией космических аппаратов и разгонных блоков, включая РБ «ФРЕГАТ»;
- РКК «Энергия» ведёт разработку перспективных пилотируемых кораблей «Федерация» на компо-





**а** – РБ на кислородно-углеводородном топливе; **б** – РБ «ФРЕГАТ». **рисунок 1.** Зона полезного груза РН «Союз-2» с ГО 81КС

нентах топлива НДМГ+АТ, для полётов к МКС, КА для лунных экспедиций, с массой топлива 8000 кг, что соизмеримо с запасом топлива РБ «ФРЕГАТ». ПК «Федерация» будет запускаться на PH «Союз-5»;

- НДМГ и АТ применяются в ДУ ориентации, стабилизации и обеспечения запуска модернизируемого РБ ДМ на кислородно-углеводородных компонентах топлива;
- НДМГ и АТ не имеют альтернативы для длительных полётов. Большой опыт эксплуатации изделий с указанными компонентами обеспечивает их экологическую допустимость в современной ракетно-космической технике на среднесрочную перспективу (Коротаев А.С. и др., 2014).

# 1. Представление разгонного блока «ФРЕГАТ-СБУ»

Общий вид РБ «ФРЕГАТ-СБУ» показан на рисунке 2. Габаритные размеры приведены в таблице 1.

Рассматриваемый блок состоит из разгонного блока РБФ2У и сбрасываемого блока баков (СББ). Конструкция и приборный состав РБФ2У соответствуют комплектации РБ «ФРЕГАТ-СБ», прошедшего штатную эксплуатацию при запусках КА «ЭЛЕКТРО-1» и «ЭЛЕКТРО-2», «СПЕКТР-Р», имеющих массу рабочего топлива 7160 кг. Увеличение рабочей заправки на РБФ2У до 8100 кг обеспечено повышением объёма дополнительных ёмкостей (ДЕ), имеющих Ø720 мм, за счёт увеличения длины их цилиндрических участ-

#### УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК ТИПА «ФРЕГАТ» ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ СРЕДНЕГО КЛАССА



рисунок 2. Общий вид РБ «ФРЕГАТ-СБУ»

ков. При увеличении общей массы топлива на 1000 кг масса ДЕ возросла на 18 кг. Для обеспечения зоны полезного груза под головным обтекателем Ø4100 мм разработки АО «НПО Лавочкина» продольные оси ДЕ установлены параллельно продольной оси РБФ, что также более благоприятно по прочности блока баков в расчётном случае действия максимальной осевой перегрузки  $n_{x \text{ max}}$ .

Следует отметить, что масса топлива в результате введения ДЕ возросла по сравнению с базовым вариантом (без ДЕ) на 2840 кг, т.е. на 53,5%, при увеличении массы конструкции РБ на 100 кг.

Увеличение массы топлива ДЕ не влияет на местную прочность ДЕ и её крепления к основному блоку баков, так как расчётным для ДЕ является действие внутреннего давления (*P*<sup>*p*</sup>=10 кг/см<sup>2</sup>(1 МПа). Однако для проверки общей прочности блока баков, с учётом возрастания гидростатических нагрузок и проверки



рисунок 3. Общий вид СББ

прочности при циклическом нагружении предусмотрены испытания на статические и динамические нагрузки бака «О» с увеличенными ДЕ.

В результате проводимой модернизации РБ типа «ФРЕГАТ» (снижение массы системы управления, применение металлокомпозитных баллонов высокого давления) масса РБФ2У уменьшится на 60 кг по сравнению с существующим РБФ2М.

Общая масса конструкции РБФ2У составит 950 кг, конечная масса 1080 кг, полная масса 9180 кг. Коэффициент  $M_{\rm kc}/M_{\Sigma}$  рБ, характеризующий техническое совершенство конструкции, равен 0,103,

где  $M_{\rm кc}$  – масса конструкции;  $M_{\Sigma \rm PB}$  – суммарная масса РБ.

Сбрасываемый блок баков является новой разработкой, однако компоновочная, конструктивно-силовая и пневмогидравлическая схемы аналогичны схеме существующего сбрасываемого блока баков РБ «ФРЕГАТ-СБ». Общий вид СББ представлен на рисунке 3.

СББ конструктивно состоит из восьми тороидальных секторов обечаек Ø860 мм средним радиусом 1284 мм, соединённых восемью цилиндрическими шпангоутами шириной 150 мм.

Общая масса топлива 5760 кг, рабочее топливо 5670 кг.

Четыре шпангоута имеют разделительные перегородки в виде сферических сегментов из триметалла, разделяющих внутренний объём на четыре топливных бака.

На нижней поверхности блока баков расположены восемь желобов с заборниками для слива топлива в трубопроводы МДУ.

Толщина обечаек переменная, средняя 2,1 мм (2,0÷2,3 мм), АМг-6.

Максимальное расчётное напряжение в обечайках не превышает 225 МПа.

Верхние и нижние кронштейны шпангоутов соединены балками из высокопрочного титанового сплава ВТ-6, воспринимающими в основном осевые усилия от инерционных нагрузок, действующих в плоскости стыка с РБФ2У.

На внутренней поверхности блока баков установлены четыре металлокомпозитных баллона.

Диаметр 3820 мм выбран для возможности размещения под ГО  $\emptyset$ 4100 мм.

Внутренний диаметр СББ 2100 мм не обеспечивает требование по углу выхода струи газа ≥65 град, поэтому целесообразно и технико-экономически выгодно предприятию КБХМ удлинить сопло двигателя С5.92 дополнительно на 200 мм, что также увеличит удельный импульс на ~3 ед.

Исследования по возможности удлинения сопла двигателя C5.92 были проведены в КБХМ (Гафаров А.А. и др., 2017). В результате полная масса конструкции блока баков составит 430 кг, при этом коэффициент

$$K_{\rm kc} = \frac{M_{\rm kc}}{M_{\Sigma \, \rm CEE}} = 0,07$$

Масса конструкции СББ РБ «ФРЕГАТ-СБ» 334 кг.

### Переходный отсек (ПхО)

ПхО является новой разработкой. Разработчик и изготовитель – АО «НПО Лавочкина». ПхО предназначен для установки ГО Ø4100 мм с цилиндрической нижней частью.

Основные характеристики РБ «ФРЕГАТ-СБУ» приведены в таблице 1.

таблица 1 – Основные характеристики РБ «ФРЕГАТ-СБУ»

характеристики	значение
сухая масса, кг: - основного РБ - сбрасываемого блока баков	950 430
конечная масса, кг: - основного РБ - сбрасываемого блока баков	1080 530
габариты, мм: - высота - диаметр (описанный) компоненты топлива: - окислитель - горючее	2950 3820 азотный тетраксид несимметричный диметилгидразин
полный запас топлива, кг: - основного РБ - сбрасываемого блока баков	8230 5760
рабочий запас топлива, кг: - основного РБ - сбрасываемого блока баков	8100 5670
топливо ДУ СОЗ	гидразин
тяга маршевого двигателя, кгс: - режим большой тяги - режим малой тяги максимальное количество включений МЛ	~2016 ~1411 7
максимальный запас топлива ДУ СОЗ, кг	60
максимальная продолжительность полёта, час	24
удельный импульс маршевого двигателя, с	333,2

# 2. Энергетические характеристики РБ «ФРЕГАТ-СБУ»

Энергетические характеристики РКН «Союз-5» с разгонным блоком «ФРЕГАТ-СБУ» в сравнении с модернизируемым РБ типа ДМ приведены в таблице 2. По разгонному блоку типа ДМ расчёты оценочные. **таблица 2** – Массы полезной нагрузки, кг, выводимые на различные орбиты

ADELAT CEVA	модернизируемый РБ ДМ			
«WPEIAI-Cby»	этап I, исполнение 2	этап II		
Байконур, Восточный, ГСО				
2760	2150	2500		
Байконур, Восточный, ГПО				
5200	4700	5150		
«Морской старт», ГСО				
4380	3850	4400		
«Морской старт», ГПО				
7750	7350	8000		

Из таблицы 2 видно, что энергетические возможности РКН «Союз-5» при запусках с космодромов Байконур и Восточный с РБ «ФРЕГАТ-СБУ» существенно превышают возможности РКН с модернизируемыми разгонными блоками типа ДМ даже при их глубокой модернизации.

Модернизируемый разгонный блок типа ДМ при запусках РКН с «Морского старта» имеет некоторые преимущества по массе выводимой полезной нагрузки по сравнению с РБ «ФРЕГАТ-СБУ».

# 3. Концепция применения разгонного блока «ФРЕГАТ-СБУ»

С целью повышения конкурентоспособности РКН «Союз-5» предлагается концепция применения РБ «ФРЕГАТ-СБУ» при соблюдении следующих общих требований:

1. Возможность большой разницы в массе и габаритах ПН, выводимых с разных космодромов в зависимости от орбит выведения;

2. Сохранение, в основном, неизменной конструкции РБФ2У, при значительном увеличении массы ПН;

3. Обеспечение допустимой собственной поперечной частоты космической головной части относительно PH  $\geq$ 5 Гц;

4. Применение отработанных технических решений, не снижающих надёжность конструкции и не требующих проведения значительного объёма наземных испытаний, с целью сокращения стоимости и сроков создания РБ.

Единая концепция обеспечивает преемственность при разработке конструктивно-компоновочных схем космических головных частей (КГЧ) для различных задач выведения ПН, объединённых общими требованиями; позволяет снизить объём проектно-конструкторских работ, количество вновь создаваемой технологической оснастки, объём наземных испытаний, в том числе квалификационных и в целом подтверждает технико-экономическую целесообраз-

#### УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК ТИПА «ФРЕГАТ» ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ СРЕДНЕГО КЛАССА

ность применения РБ «ФРЕГАТ-СБУ» в составе новой РКН «Союз-5».

Концепция включает два варианта исполнения космических головных частей в составе РКН «Союз-5».

Вариант I. Космическая головная часть с ГО Ø4100 мм, рисунок 4.



рисунок 4. Космическая головная часть с ГО Ø4100 мм

КГЧ в составе РБ «Фрегат-СБУ» с ГО Ø4100 мм разработки АО «НПО Лавочкина».

Запуски ПН с космодрома Байконур:

- на ГСО массой 2760 кг;
- на ГПО массой 5200 кг;



**рисунок 5.** Космическая головная часть с СДЗ Ла-5, с ГО Ø4350 мм и длиной 15250 мм

 массой до 5500 кг, на траекторию Глонасс, высокоэллиптические, высококруговые орбиты, перелётные траектории, траектории к Луне и др. Масса ПН до 5500 кг ограничена необходимостью обеспечения прочности разгонного блока РБФ2У.

Вариант II. Космическая головная часть с СДЗ Ла-5, рисунок 5.

СДЗ Ла-5 – система двойного запуска разработки АО «НПО Лавочкина».

Выводятся два КА на ГПО и на другие орбиты. Для варианта II на раму РБФ2У устанавливается СДЗ Ла-5 с фермой ПхО.

# 4. Представление вариантов исполнения ГБ в составе с РБ «ФРЕГАТ-СБУ»

Наличие вариантов исполнения ГБ определяется:

- различными орбитами выведения: ГСО и ГПО;
- различиями в схеме запусков: одинарный, двойной запуск;
- массами выводимой ПН;
- необходимостью обеспечения прочности существующего основного РБФ2У.

Вариант 1. РБФ2У-СБУ в составе КГЧ, рисунок 6. В составе КГЧ используется традиционная схема ГБ, проверенная при запусках КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 и КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2, «СПЕКТР-Р».

Для варианта 1 проведён частотный анализ для следующих исходных данных:

Масса ПН 5500 кг, координата центра масс по оси X 3100 мм.



рисунок 6. РБФ2У-СБУ в составе КГЧ

Масса РБФ2У 9350 кг, масса СББ 6100 кг, масса проставки РБФ 20 кг.

Полная масса сборки 20970 кг.

Низшие поперечные частоты: по оси Z - 6,46 Гц, по оси Y - 6,81 Гц (при условии жёсткого ПхО).

Продольная частота 23,45 Гц.

Статический момент по стыку РБФ с проставкой высотой 220 мм.

М<sub>ст</sub>=5500·3,32=18,26 т∙м

*Вариант 2.* РБФ2У-СБУ с СДЗ Ла-5 и ПхО, рисунок 7.

На рисунке 7 представлен РБФ2У-СБУ с системой двойного запуска СДЗ Ла-5. Разработку и штатное применение системы двойного запуска можно считать приоритетным направлением в общей системе запусков как в интересах федеральных ведомств, так и по коммерческим запускам, по следующим причинам:



рисунок 7. РБФ2У-СБУ с СДЗ Ла-5 и ПхО

#### УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК ТИПА «ФРЕГАТ» Для перспективных ракет космического назначения среднего класса

- применение СДЗ обеспечивает высокую экономическую эффективность, так как стоимость запусков двух КА соответствует стоимости одиночного запуска. К примеру, стоимость одного запуска РН типа «Зенит-2» составляет 2,5 млрд. рублей;
- создаёт выгодные конкурентные условия на рынке запусков, особенно на высокоэнергетические орбиты;
- внедрение СДЗ может способствовать оптимизации общей программы запусков КА и расширению перечня пусковых услуг.

При старте РКН «Союз-5» с Байконура или Восточного на ГПО и на орбиту Глонасс с помощью РБФ2У-СБУ, оснащённого системой СДЗ Ла-5, можно вывести два КА общей массой 4800 кг.

СДЗ Ла-5 состоит из центральной, нижней и верхней ферм. В состав ПхО введена ферма (Ферма ПхО), которая соединяет СДЗ Ла-5 с ПхО, образуя двухконтурное соединение ГБ с ПхО.

Расчёты показали, что без применения фермы ПхО по стыку с СДЗ на РБФ2У действуют внутренние усилия, в 2,5 раза превышающие квалификационные при испытаниях.

Прямым аналогом СДЗ Ла-5 является система двойного запуска для РН «Союз-2», разработанная АО «НПО Лавочкина» (общий вид КГЧ представлен на рисунке 8). При разработке были применены новые технические решения, отличные от применявшихся ранее в зарубежных проектах по разработке СДЗ:

- ферменная раскрывающаяся конструкция из высокомодульного углепластика;
- двухконтурная схема передачи инерционных нагрузок на PH;
- применение разработанных ранее детонационных систем разделения;
- применение в системах раскрытия и амортизации простых механических элементов, обладающих высокой надёжностью и эффективностью;
- впервые разработана исключающая отделение фрагментов конструкции система трансформации, которая включает специальное устройство трансформации, выполняющее раскрытие и закрытие фермы в автоматическом режиме. Алгоритмы трансформации содержат систему стабилизации и ориентации с участием бортового комплекса управления и исполнительных органов.

Разработанные проектно-конструкторские решения обеспечили выполнение обязательных технических требований по массе, жёсткости, собственным частотам, трансформации, модифицируемости, обеспечению безопасного отделения двух КА, прочности конструкции СДЗ и существующего РБ, надёжности и космической экологии.



**рисунок 8.** Общий вид КГЧ с СДЗ для запуска с РН «Союз-2»

Описание концепции разработки и конструкции СДЗ представлено в работах (*Котомин А.А. и др.*, 2010; *Ишин С.В. и др.* Создание..., 2017; *Ишин С.В. и др.* Комплексная..., 2017).

В результате проведённых системно-проектных исследований разработаны два сценария трансформации конструкции в процессе отделения внутреннего КА:

- отделение верхнего корпуса и раскрытие центральной фермы, обеспечивающей безопасное отделение КА (симметричный сценарий);
- разделение верхнего корпуса и центральной фермы, без отделения верхнего корпуса. Корпус закреплён на одной из створок фермы.

Разработана система раскрытия фермы ПхО и центральной фермы с элементами раскрытия в виде рессорных пружин, содержащая малоразмерные фиксаторы ферм в раскрытом положении с встроенными в узлы фермы малоразмерными амортизаторами.

В результате оптимизации был обеспечен очень высокий конструктивный модуль упругости стержней фермы из отечественного углепластика – 260 ГПа (исполнитель «УНИИКМ» г. Пермь).

В процессе выполнения проекта разработана КД конструкции и её элементов, проведён динамический и прочностной анализ, а также анализ динамики трансформации с учётом работы системы управления. Дважды проведён совместный (с АО «РКЦ «Прогресс») динамический анализ КГЧ в составе РН «Союз-2».

Проведена подробная технологическая проработка изготовления и сборки конструкции на предприятии, а также технологических операций на полигоне.

Выполнен большой объём экспериментальных работ, в том числе по исследованию процессов раскрытия и фиксации, с учётом демпфирования, на специальном стенде, который подтверждает высокую надёжность и обоснованность предложенных решений.

Предложенная в статье конструкция с СДЗ Ла-5 незначительно отличается от разработанной АО «НПО Лавочкина» системы СДЗ для РН «Союз-2» своими геометрическими характеристиками. В основу разработки СДЗ Ла-5 будет положена вышеизложенная концепция разработки указанной СДЗ, что значительно сократит сроки и стоимость разработки и испытаний СДЗ Ла-5.

На данном этапе разработки СДЗ Ла-5 проведён массовый и силовой анализ конструкции, в результате которого получены следующие массы:

полная масса СДЗ Ла-5 – 463 кг, фермы ПхО – 130 кг, общая масса ПхО с учётом массы фермы ПхО – 550 кг.

Проведённый частотный и силовой анализ конструкции СДЗ Ла-5 показал:

1. Перемещения центра масс верхней ПН от силы 3650 кг в боковом направления составили 6,9 мм.

2. Собственные низшие частоты относительно стыка с ПхО:

- первый тон поперечных колебаний 6,0 Гц соответствует собственной частоте верхней ПН;
- третий тон поперечных колебаний 11,1 Гц, соответствует собственным колебаниям нижней ПН;
- низшая собственная частота в продольном направлении 29,2 Гц.

Определены усилия по стыку фермы ПхО с центральной фермой от поперечных нагрузок в центре масс грузов, которые составляют для верхней ПН – 10220 кг; для нижней ПН – 5475 кг; для РБФ – 10120 кг; для СББ – 5890 кг при перегрузках соответственно 2,8; 1,5; 1,1; 0,95.

Данные перегрузки соответствуют эксплуатационным перегрузкам в случае «Старт».

Усилия Q и  $M_{_{\rm H3T}}$  сверху и снизу стыка нижней фермы СДЗ Ла-5 с фермой ПхО, необходимые для расчёта нагрузок по стыкам статически неопределимой системы для контуров: внешний контур ферма ПхО – ПхО (корпус ПхО) – РН и внутренний контур нижняя ферма СДЗ Ла-5 – РБФ – СББ – внутренняя ферма ПхО – РН.

В результате получено:

- сверху стыка *Q*=10220 кг; *M*<sub>изг</sub>=71540 кгм, что соответствует нагрузкам от верхней ПН;
- снизу стыка в ферме ПхО *Q*=10090 кг, *M*<sub>изг</sub>=75980 кгм;
- снизу стыка в нижней ферме СЗД Ла-5 *Q*=130 кг, *М*<sub>изг</sub>=4440 кгм.

Из результатов расчёта следует:

- инерционные нагрузки от верхней ПН практически полностью передаются по внешнему контуру, через ферму ПхО;
- по внутреннему контуру передаются нагрузки от нижней ПН, РБФ и СББ;
- ввиду низкой загруженности нижнего корпуса СДЗ Ла-5 его можно изготавливать из материала АмГ6, труб сечением 50×2,0 мм.

Расчётный изгибающий момент по стыку с РБФ2У равен 23600 кгм, что значительно ниже изгибающего момента 38000 кгм, на который был испытан РБФ.

#### выводы

1. Высочайшие тактико-технические и эксплуатационные характеристики разгонных блоков типа «ФРЕГАТ», построенная на четырёх космодромах наземная инфраструктура, устойчивый спрос на РБ и возможности постоянного совершенствования позволяют рассматривать РБ типа «ФРЕГАТ» в качестве перспективных средств выведения.

2. На базе опыта создания и эксплуатации РБ типа «ФРЕГАТ» АО «НПО Лавочкина» проводит разработку РБ «ФРЕГАТ-СБУ» для применения в составе РКН «Союз-5», который может быть использован для запуска разных по массе и целевому назначению ПН с космодромов Байконур, Восточный.

Энергетические возможности РКН «Союз-5» с РБ «ФРЕГАТ-СБУ» при запусках с космодромов Байконур и Восточный превосходят возможности РКН с разгонным блоком типа ДМ, даже после полной его модернизации.

#### УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК ТИПА «ФРЕГАТ» Для перспективных ракет космического назначения среднего класса

3. РБ «ФРЕГАТ-СБУ» является универсальным разгонным блоком, обеспечивающим выведение различных по массе и назначению ПН как при одиночных, так и при двойных запусках.

По массовым и энергетическим показателям «ФРЕГАТ-СБУ» обеспечивает наиболее оптимальные характеристики РКН «Союз-5» по выводимой массе ПН.

4. Выбор компонентов топлива НДМГ+АТ для РБ «ФРЕГАТ-СБУ» в составе РКН «Союз-5» представляется обоснованным, так как данное топливо будет долгое время использоваться в составе большого количества перспективных КА, включая ПКА «Федерация», который будет запускаться ракетой-носителем «Союз-5».

5. Предложенная единая концепция построения вариантов КГЧ, применяемых для различных космодромов, выводимых масс ПН и целевых орбит, с учётом различных ограничений (масса ПН, собственных частот, допустимые нагрузки и др.) обеспечивает преемственность для различных целей и задач, объединённых общими требованиями. Это существенно снижает стоимость выполнении ОКР, в том числе наземных испытаний.

6. Предлагаемая концепция применения РБ «ФРЕГАТ-СБУ» в составе РКН «Союз-5» включает разработку системы двойного запуска, которая обеспечивает высокую экономическую эффективность как в результате значительного снижения стоимости запусков КА, так и оптимизации системы запусков и их количества, что повысит конкурентные возможности отечественных средств выведения.

# список литературы

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В., Пичхадзе К.М. и др. Модернизация разгонного блока «ФРЕГАТ» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 13-18.

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

Асюшкин В.А., Ишин С.В. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооруженности // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 1. С. 9-12.

Асюшкин В.А., Ишин С.В., Викуленков В.П. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных буксиров типа «ФРЕГАТ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.

*Асюшкин В.А., Ишин С.В., Федоскин Д.И., Викуленков В.Г. и др.* Разгонный блок (3 варианта) // Патент № 97051 19.02.2015. Асюшкин В.А., Пичхадзе К.М., Полищук Г.М., Смирнов А.И. Разгонный блок «ФРЕГАТ-СБ» в составе с РН «Зенит-2SВ» // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. трудов ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2009. Вып. 7. С. 258-262.

Асюшкин В.А., Смирнов А.И., Ишин С.В., Викуленков В.П., Яковлев Б.Д. Разгонный блок «ФРЕГАТ», его модернизация и перспективы применения // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. трудов ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2009. Вып. 7. С. 246-257.

Гафаров А.А., Головин О.М., Ильина А.Ю., Кошляков В.В. и др. НПО имени С.А. Лавочкина и Центр Келдыша – вместе на пути создания авиационной, ракетной и космической техники // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 92-100.

Ишин С.В., Викуленков В.П., Лемешевский С.А., Порешнев А.Ю. и др. Создание инновационной системы двойного запуска космических аппаратов // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов. Химки: Издательство «АО НПО Лавочкина». 2017. Вып. 2. С. 226-238.

Ишин С.В., Викуленков В.П., Федоскин Д.И., Лемешевский С.А. и др. Комплексная оптимизация системы двойного запуска космических аппаратов // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. Ефанов В.В. Химки: Издательство «АО НПО Лавочкина». 2017. Вып. 2. С. 239-250.

Коротаев А.С., Мосолов С.В., Нестеров В.М., Елисеев И.О. О Российской системе выведения космических аппаратов // Полет. 2014. № 2. С. 3-13.

Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В., Горовиов В.В. Детонационные устройства и системы разделения универсального космического разгонного блока «ФРЕГАТ» // Полет. 2010. № 2. С. 8-15.

Хартов В.В., Асюшкин В.А., Ишин С.В., Федоскин Д.И., Викуленков В.П. и др. Разгонный блок (2 варианта) (изделие в целом) и топливный бак (самостоятельная часть изделия) // Патент № 96547 19.12.2014.

Asyushkin V.A., Vikulenkov V.P., Ishin S.V. Outcome of development and initial operational phases of Versatile Space of the FREGAT type // Solar system Research. 2015. Vol. 49, № 7. P. 460-466.

Статья поступила в редакцию 21.03.2018 г.

# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С УЧЁТОМ РАЗВИТИЯ ТЕХНИКИ И ТЕХНОЛОГИИ В ПЛАНИРУЕМЫЙ ПЕРИОД

# MATHEMATICAL TASK DESCRIPTION OF DESIGN OF THE SPACE SYSTEMS FOR THE EARTH REMOTE SENSING CONSIDERING THE TECHNOLOGY GROWTH WITHIN THE PLANNED PERIOD



**С.А. Лемешевский**<sup>1</sup>, кандидат экономических наук, lemeshevsky@laspace.ru; **S.A. Lemeshevskii** 

В статье сформулированы основные проблемные вопросы, имеющие место при создании космических аппаратов (КА) в составе космической системы дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ). Приведена математическая постановка задачи проектирования таких систем с учётом развития техники и технологии в планируемый период как задачи комплексной оптимизации при наличии технико-экономических ограничений. Показано, что данная задача является многопараметрической, многокритериальной динамической задачей. Обоснованы методические принципы её решения.

Ключевые слова: космическая система дистанционного зондирования Земли (КС Д33); модернизация КС Д33; модификация КА Д33; проектирование КА Д33; комплексная оптимизация; технико-экономические ограничения. The article overviews the main challenging issues that are occurring at design of spacecraft (SC) being a part of space system for the Earth remote sensing. A mathematical task description is reported for design of such systems considering the technology growth within the planned period as the task of complex optimization at existing technical-economic constraints. It is shown that this task is a multiparametric multi-criteria dynamic task. Its solution methodological philosophy is justified.

# Key words:

space system for the Earth remote sensing; upgrade of the space system for the Earth remote sensing; the Earth remote sensing SCC modification; the Earth remote sensing SCC design; complex optimization; technical-economic constraints.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

#### МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО Зондирования земли с учётом развития техники и технологии в планируемый период

Повышение эффективности современных космических систем дистанционного зондирования Земли обеспечивается за счёт применения совершенных приборов и оборудования, за счёт высокой надёжности используемых систем и агрегатов, широкой конструктивно-технологической преемственности, рациональной организации процесса отработки, изготовления и эксплуатации.

В Концепции развития российской космической системы дистанционного зондирования Земли на период до 2025 года (Кониепиия развития..., http://www.gisa.ru) указывается, что имеются «все основания прогнозировать, что в период до 2025 года космические средства ДЗЗ станут наиболее приоритетным и эффективным классом космических аппаратов гражданского назначения как за рубежом, так и в нашей стране». Также отмечается, что «развитие российской космической системы ДЗЗ должно происходить с учётом рассмотренных общемировых тенденций, преломляя их в соответствии со специфическими условиями современного этапа развития нашей страны». Данная Концепция предполагает проведение следующих мероприятий по восстановлению российской орбитальной группировки ДЗЗ в ближайшие годы и дальнейшему её развитию:

- формулировка состава прикладных и научных задач, для решения которых эффективно применение космической информации ДЗЗ;
- определение требуемых количественных параметров космической информации ДЗЗ и оценка возможности разработки перспективных КА и приборов наблюдения Земли с учётом современного состояния и новых тенденций совершенствования методов и технологий ДЗЗ;
- определение состава и параметров российских КА ДЗЗ на всех предполагаемых этапах их создания и совершенствования в прогнозируемый период;
- определение путей развития наземной инфраструктуры приёма, обработки, хранения, распространения и использования космической информации ДЗЗ;
- выявление дополнительных проблемных вопросов современного и перспективного развития космической техники и технологий ДЗЗ в нашей стране и разработка предложений по способам их решения.

Для космических систем ДЗЗ, создание которых связано с большими затратами, требование по повышению эффективности должно иметь определённое экономическое обоснование. По оценкам, приведённым в (*Mambeeb Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В.* Основы проектирования..., 2015), затраты на создание космического сегмента ДЗЗ из двух-трёх КА составляет ориентировочно 35–50% затрат наземного сегмента.

Остановимся на особенностях постановки задачи проектирования перспективных КС ДЗЗ с учётом модернизации и создания модификаций КА в планируемый период, определим основные проблемные вопросы проведения комплексной многоуровневой оптимизации параметров и процесса отработки и обеспечения надёжности перспективных модификаций КА в составе КС ДЗЗ с учётом развития техники и технологии.

Опыт реализации проектов создания КС ДЗЗ показывает, что во многих случаях продление сроков их эффективного применения, расширение состава решаемых задач в планируемый период обеспечивается за счёт проведения модернизации комплекса и замены подсистем, за счёт создания модификаций КА на основе базовых проектных решений. Такой подход является целесообразным с экономической позиции и при наличии технических и технологических ограничений.

Под модернизацией КС ДЗЗ понимается процесс внесения изменений (доработки) в базовую систему с целью повышения её технико-экономической эффективности при новых условиях использования (*Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В.* Основы проектирования..., 2015). При модернизации созданной ранее базовой КС ДЗЗ во многих случаях повышение эффективности системы связано с заменой КА на новые, с созданием модификаций КА.

Под модификацией КА ДЗЗ понимается процесс создания видоизменённого образца на основе ранее созданного базового образца КА с целью повышения его эффективности при модернизации космической системы (Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Основы проектирования..., 2015). Под базовым образцом КА понимается образец, на основе которого разрабатывается модификация. Различные модификации КА могут функционировать одновременно с базовыми образцами. При создании модификаций КА имеет место преемственность в целом с базовым образцом КА. При заданной структуре базового КА в случае создания его модификации в проект вносятся изменения, проводится замена части подсистем. Опыт разработки КА ДЗЗ показывает, что в основном это связано с заменой целевой аппаратуры и части обеспечивающих систем.

На практике часто выделяют целевую модернизацию и поисковую. Целевая модернизация проводится в случае, когда меняются условия функционирования базового объекта, предъявляются новые требования к представляемой информации (например, по линейному разрешению, частотному диапазону и др.). Для того, чтобы обеспечить выполнение новых задач с необходимым уровнем эффективности, необходимы специальные мероприятия по улучшению характеристик КС ДЗЗ и её подсистем. Имеет место так называемый целевой подход при определении состава замены подсистем.

При поисковой модернизации разработчики системы, используя научно-технические и технологические наработки, формируют новые проектные решения, которые по эффективности применения могут представлять интерес потенциальному заказчику, потребителю космической информации. Реализация таких проектных решений способствует как повышению эффективности КС ДЗЗ, так и продлению срока её эффективного применения.

В любом случае проведение проектных исследований модернизации КС ДЗЗ и создание модификаций КА носит системный и взаимообусловленный характер. Наряду с решением общих проблем проектных исследований (формирования проектных моделей, комплексной оптимизации параметров и др.) в этом случае при замене подсистем необходимо исследовать динамику функциональных связей, обеспечить комплексную многоуровневую оптимизацию параметров объекта в целом и его подсистем при наличии функциональных и параметрических ограничений. Разработка приёмов проведения таких исследований представляет собой важную научную и практическую задачу.

Принимая во внимание тот факт, что модернизация стала в определённой мере закономерностью, проектные исследования перспективных КА в составе КС ДЗЗ должны проводиться с учётом развития техники в планируемый период.

Особенностью таких исследований является упреждающий прогностический характер ведения работ, необходимость проведения многоуровневых взаимоувязанных исследований, когда последовательно проводится анализ параметров модернизации КС ДЗЗ (верхний уровень управления разработкой) и оптимизация параметров модификаций КА ДЗЗ и заменяемых подсистем на нижнем уровне управления разработкой.

Для ведения комплексного анализа процесса развития КС ДЗЗ, создания модификаций КА, разработки программы реализации космической системы ДЗЗ на начальном этапе проектно-конструкторских работ необходимы специальные модели и методы исследования.

В известных исследованиях (Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Основы проектирования..., 2015; Малышев В.В. и др., 2000; Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Исследование влияния..., 2015) основное внимание уделяется вопросам выбора состава и параметров КС ДЗЗ, рационального управления их функционированием при наличии технических и технологических ограничений, проведения комплекса работ по восстановлению КС Д33 и расширению технических и технологических возможностей. Вопросы проектного анализа перспективных КС ДЗЗ с учётом развития (модернизации) техники, создания модификаций КА в составе космической системы ДЗЗ, вопросы эффективного многоуровневого управления разработкой не получили должного освещения.

Таким образом, можно сформулировать основные проблемные вопросы, имеющие место при создании КА в составе космической системы Д33 с учётом развития техники и технологии в планируемый период:

- разработка методологии комплексного исследования модификации КА при модернизации КС ДЗЗ, согласованной оптимизации параметров и процесса отработки и обеспечения надёжности модификаций КА и их подсистем с учётом динамики внешних и внутренних связей;
- комплексная оптимизация программы реализации КС ДЗЗ, создания модификаций КА, определение рационального числа, сроков, состава модификаций в планируемый период.

Актуальность решения перечисленных проблемных вопросов создания модификаций КА в составе КС ДЗЗ возрастает при продлении сроков эффективного применения, при ограниченных затратах на развитие космических средств и при одновременном расширении и усложнении целевых задач. За счёт модернизации системы и создания модификаций КА можно повысить качество выполнения целевых задач, расширить технические возможности системы (повысить научно-технический уровень разработки).

В таком случае постановка и решение проектной задачи с учётом развития техники и технологии, с учётом модернизации КС в планируемый период (так называемой динамической проектной задачи) должны рассматриваться на ранних этапах разработки. Необходимо отметить, что реализация

#### МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО Зондирования земли с учётом развития техники и технологии в планируемый период

такого подхода позволяет более обоснованно подойти к выбору альтернативного варианта техники, к планированию развития техники и проведению научно-исследовательских (НИР) и опытно-конструкторских (ОКР) работ; естественным образом ориентирует на перспективные (приоритетные) образцы, эффективность которых может быть повышена. Все это позволяет сэкономить значительные ресурсы.

Заметим, что в зависимости от уровня управления разработкой техники рассматриваются различные аспекты проблемы:

- организация работ над проектом, исследование этапов разработки, изготовления, эксплуатации, комплексная оптимизация параметров и процесса отработки и обеспечения надёжности КА при наличии технико-экономических ограничений с целью наилучшего выполнения поставленной задачи в определённых условиях;
- оптимизация программы модернизации КС и создания модификаций КА, т.е. развитие проекта в пространстве и времени в случае изменения задач и условий существования. При этом исследуется развитие технических устройств, принадлежащих одному классу. В этом случае для КА прогноз может осуществляться на 10–15 лет вперёд;
- исследование развития классов технических устройств (разных типов КС ДЗЗ), определение сроков эффективной эксплуатации космической системы с учётом модернизации, формирование модификации и замены. Прогноз может осуществляться на 20 лет и более.

В последнее время накоплен определённый опыт анализа процесса создания космической системы и согласованной оптимизации параметров КА и подсистем. Ниже приводится математическая постановка задачи проектирования КС ДЗЗ с учётом развития техники и технологии в планируемый период при наличии технико-экономических ограничений.

С учётом того, что при постановке данной основной проектной задачи учитывается возможность модернизации техники, изменения параметров КС Д33 и её характеристик в планируемый период, она рассматривается как задача проектирования КС Д33.

На вербальном уровне основная задача проектирования КС ДЗЗ может быть сформулирована следующим образом: требуется определить параметры базовой КС ДЗЗ и функции изменения её параметров при проведении модернизации системы в планируемый период с тем, чтобы обеспечить выполнение целевой задачи с эффективностью не меньше заданной, а математическое ожидание суммарных затрат на реализацию проекта системы было бы минимальным.

Воспользовавшись опытом математической постановки проектно-конструкторских задач, запишем основную задачу проектирования КС ДЗЗ с учётом развития (модернизации) техники в планируемый период в следующем виде:

$$\begin{split} MC_{\Sigma}^{\text{KC}}(\cdot) &= M_{\alpha} \int_{t_{\alpha}}^{t_{0}} C_{\text{PC}} \left(\Pi^{2}\left(t_{0}\right), \Pi^{1}, P_{0}\left(t, N_{0}\left(t\right)\right)\right), \\ N_{0}, \alpha_{0}(t_{0})\right) \eta(t) dt + \sum_{i=1}^{n} M_{\alpha_{M}} \int_{t_{u_{i}}}^{t_{i}} C_{M}^{i} \left(\Pi^{2}(t_{i}), \Pi^{1}, P_{M_{i}}(t_{i}, N_{i}(t)), PR(t), \alpha_{M}(t_{i})\right) \eta^{M_{i}}(t) dt + \end{split}$$
(1)  
$$\begin{aligned} &+ \sum_{i=1}^{n} M_{\alpha_{3}} \int_{t_{u_{i}}}^{t_{i+1}} C_{3}^{i} \left(\Pi^{2}\left(t_{i}\right), \Pi^{1}, P_{\Im_{i}}\left(t, N_{i}\left(t\right)\right), \\ PR(t), \alpha_{\Im_{i}}(t_{i})\right) \eta^{\Im_{i}}(t) dt - MC_{\Pi}(\cdot) \underset{\Pi(t), PR(t) \in G(\cdot)}{\rightarrow}; \\ \sigma_{\alpha} C_{\Sigma}^{\text{KC}}(\cdot) \leq (\sigma_{\alpha} C_{\Sigma}^{\text{KC}})^{\operatorname{saa}}; \\ W(\Pi^{1}, \Pi^{2}(t), P_{\Im_{i}}(t, N(t)), PR(t), \Pi(t)) \geq W^{\operatorname{saa}} \operatorname{gag} \forall t \in \langle T \rangle; \\ T_{\text{P.C}_{i}} \left(\Pi^{1}, \Pi^{2}\left(t\right), P_{M_{i}}\left(t, N\left(t\right)\right)\right) \leq T_{\text{P.C}}^{\operatorname{saa}}; \\ \Pi(t) = \{\Pi^{1}, \Pi^{2}(t_{i}), P_{0}(\cdot), P_{M_{i}}(\cdot), P_{\Im_{i}}(\cdot)\}, \\ PR(t) = \{t_{i}, N_{i}, n\}, \end{aligned}$$

где  $MC_{\Sigma}^{\text{KC}}(\cdot)$ ,  $\sigma_{\alpha} C_{\Sigma}^{\text{KC}}(\cdot)$  – соответственно, математическое ожидание и среднее квадратичное отклонение суммарных приведённых затрат на разработку КС ДЗЗ, её изготовление, модернизацию и эксплуатацию за период  $t_{\mu}-t_{\kappa}$  ( $t_{\mu}$  и  $t_{\kappa}$  – соответственно, моменты начала разработки и конца эксплуатации системы). Рассматриваются приведённые суммарные затраты, т.е. учитываются дополнительные потери из-за отвлечения средств (дисконтирования затрат), распределённых во времени;

$$M_a \int_{t_u}^{t_0} C_{\mathrm{P,C}}(\cdot) \eta(t) dt$$
 – математическое ожидание

суммарных приведённых затрат на разработку базовой КС ДЗЗ, её изготовление и ввод в эксплуатацию к моменту времени  $t_0$  ( $t_0$  – время начала эксплуатации);

$$\sum_{i=1}^{n} M_{a_{M}} \int_{t_{n_{i}}}^{t_{i}} C_{M}^{i}(\cdot) \eta^{M_{i}}(t) dt$$
 – математическое ожида-

ние затрат на проведение *n* модернизаций системы  $t_i$  ( $t_{\mu_i}$  и  $t_i$  – соответственно, начало и окончание работ при *i*-й модернизации);

 $\sum_{i=1}^{n} M_{\alpha_{\mathfrak{I}}} \int_{t_{u_{i}}}^{t_{i+1}} C_{\mathrm{M}}^{i}(\cdot) \eta^{\mathfrak{I}_{i}}(t) dt$  – математическое ожида-

ние затрат на эксплуатацию КС ДЗЗ ( $t_{\mu_i}$  и  $t_{i+1}$  – соответственно, начало и окончание эксплуатации системы после *i*-х модернизаций);

 $\eta(t)$ ,  $\eta^{M_i}(t)$  и  $\eta^{\Im_i}(t)$  – соответственно, коэффициенты дисконтирования затрат (приведения затрат к моменту окончания эксплуатации системы  $t_{\kappa}$ ) на разработку КС ДЗЗ, её изготовление и ввод в эксплуатацию, на проведение *i*-х модернизаций и эксплуатацию в планируемый период;

 $\Pi(t)$  – вектор-функция проектных (варьируемых) параметров;

П<sup>1</sup> – целочисленный вектор параметров, определяющих состав и структуру КС ДЗЗ;

 $\Pi^{2}(t_{i})$  – вектор-функция параметров КС ДЗЗ при проведении *i*-й модернизации к моменту  $t_{i}$ ;

 $P_0(t,N(t)), P_{M_i}(t,N(t))$  и  $P_{\ni_i}(t,N(t))$  – соответственно, функции изменения надёжности КС ДЗЗ при разработке и изготовлении его базового варианта, после её *i*-й модернизации и в *i*-й период  $(t_{i+1}-t_{H_i})$  эксплуатации;

 $N_i(\cdot)$  – число испытаний элементов КС ДЗЗ при разработке и изготовлении базовой системы (*i*=0) и при её *i*-й модернизации;

*N<sub>i</sub>* – число КА при создании базовой КС ДЗЗ (*i*=0) и после проведения *i*-й её модернизации;

 $\alpha_0(\cdot), \alpha_{M_i}(\cdot)$  и  $\alpha_{\ni_i}(\cdot)$  – соответственно, векторы коэффициентов проектных моделей, так называемых определяющих параметров, используемых при оценке характеристик базовой КС ДЗЗ, при проведении *i*-х модернизаций системы, а также в ходе её эксплуатации;

 $MC_{\pi}(\cdot)$  – математическое ожидание ликвидного капитала – средств, возвращаемых при снятии подсистем КС ДЗЗ с эксплуатации и их утилизации;

 $W(\cdot)$  – вектор-функция, определяющая функциональную эффективность применения КС ДЗЗ при базовом варианте системы и после её *i*-х модернизаций;

 $T_{\text{P.C}_i}(\cdot)$  — функция, определяющая сроки разработки и изготовления базовой КС ДЗЗ и сроки её работы при *i*-х модернизациях;

Ц(*t*) – функция целевой нагрузки на КС ДЗЗ в период её эксплуатации;

 $G(\cdot)$  – область допустимых значений параметров  $\Pi(t)$ , задаваемая системой внешних и внутренних функциональных и параметрических ограничений (функциональных связей);

 $\langle T \rangle$  – планируемый период времени функционирования КС ДЗЗ ( $\langle T \rangle = t_{\kappa} - t_0$ );

зад-индекс, обозначающий заданное значение функции (параметра).

При таком подходе варьируются не параметры, как в обычных задачах проектирования, а функции изме-

нения параметров  $\Pi(t)$ , где *t* определяет дискретное время проведения модернизации:  $t=(t_1, t_2,...,t_n), n -$ число модернизаций.

Задача (1) является задачей комплексной оптимизации, при решении которой одновременно с определением рациональной структуры системы П<sup>1</sup> и поиском оптимальных параметров (см. вектор-функцию  $\Pi(t)$ ) определяется рациональный процесс обеспечения надёжности базового объекта при его создании и модернизации, а также программа модернизации – число и сроки модернизации в планируемый период. Решение такой проектной задачи представляет собой сложную проблему, однако позволяет найти наилучшие параметры объекта при наличии функциональных связей (за счёт расширения состава варьируемых параметров).

Полагается, что к моменту начала исследований имеется прогноз изменения значений целевой нагрузки Ц(t) на КС ДЗЗ в планируемый период времени. При оптимизации варьируемые параметры и функции выбираются с учётом ограничений. Они должны удовлетворять требованию по вероятности выполнения задачи и находиться в области  $G(\cdot)$ , задаваемой функциональными и параметрическими, а также внешними и внутренними связями.

Если положить число модернизаций *n* равным нулю, то целевая функция  $MC_{\Sigma}^{\text{KC}}(\cdot)$  будет содержать два слагаемых, определяющих математическое ожидание затрат на разработку и изготовление КС ДЗЗ и её эксплуатацию. Кроме того,  $\Pi(t)=\Pi(t_0)$ . Таким образом, статическая задача проектирования КС ДЗЗ реализуется как частный случай динамической задачи (*Mamsees Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А.* Основы проектирования..., 2015).

Следует отметить и другие основные особенности сформулированной задачи (1).

В общем случае проектная задача (1) – многопараметрическая и многокритериальная, т.к. используются различные показатели качества: показатели функциональной эффективности применения КС ДЗЗ, суммарные приведённые затраты, сроки разработки и изготовления как базовой системы, так и при *i*-х её модернизациях.

Существуют различные приёмы решения таких многокритериальных задач (*Матвеев Ю.А., Лам-зин В.В., Ламзин В.А.* Основы проектирования..., 2015; *Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А.* Исследование влияния..., 2015). В данном случае при записи проектной задачи (1) в основу положен метод ограничений, который позволяет учесть динамику функциональных связей при проведении проектных работ. Критерием в процессе поиска её рационального решения является минимизация средних приведённых затрат на реализацию проекта КС ДЗЗ.

#### МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО Зондирования земли с учётом развития техники и технологии в планируемый период

При выборе рационального решения проводится оценка суммарных приведённых затрат на реализацию проекта (на разработку, изготовление, запуск КА, эксплуатацию и на проведение модернизации в планируемый период), а также определяется функциональная (целевая) эффективность КС ДЗЗ (информационная производительность, пространственное разрешение и др.). Одновременно оцениваются сроки разработки и изготовления базовой системы, а также сроки таких работ при проведении модернизации (трудоёмкости работ).

Оценка приведённых затрат (затрат с учётом дополнительных потерь из-за отвлечения средств (дисконтирования затрат), распределённых во времени) является в данном случае важным моментом, который может значительно влиять на выбор проектного решения.

Особенностью задачи является также то, что, по существу, она имеет динамический и стохастический характер. Динамический характер обусловлен тем, что при поиске рационального решения определяются функции, задающие программу модернизации КС ДЗЗ в планируемый период, а также требования к надёжности подсистем ( $P_0(t,N(t))$ ),  $P_{M_i}(t,N(t))$  и  $P_{\ni_i}(t,N(t))$ ).

Анализ показывает, что указанные функции имеют специальный вид (либо кусочно-непрерывные, либо функциональные соотношения известные с точностью до параметров) и поэтому могут быть заданы в параметрическом виде. Это даёт возможность не рассматривать задачу (1) как вариационную задачу, а воспользоваться методами параметрической оптимизации (использовать методы математического программирования) при поиске рационального решения.

Важным моментом при решении данной задачи является ограничение на длительность разработки и изготовления  $T_{P,C_i}(\cdot)$ . Фактор времени может быть решающим при исследовании процесса развития КС ДЗЗ, определении параметров системы в случае модернизации, оценке параметров модификации КА в составе системы, при проведении прогнозных исследований. В основном это связано с необходимостью учёта динамики связей (внешних и внутренних), а также случайных воздействий и неопределённостей.

Так как при проведении исследований используются опытные данные (статистика по прототипам) и прогнозные оценки целевой нагрузки II(t) на КС ДЗЗ в планируемый период, то в соответствующих зависимостях присутствуют случайные факторы (коэффициенты соотношений для определения массы, информационной производительности, затрат и др.). Поэтому для перспективной КС ДЗЗ оценки сум-

марных затрат, показателей эффективности системы имеют разброс. Задача определения рациональных параметров КС ДЗЗ формируется как стохастическая, определяются проектное решение (параметры системы), при котором средние суммарные затраты на проект минимальные, а разброс этих затрат (среднее квадратичное отклонение) не превышает наперёд заданной величины. Можно показать, что последнее условие определяет средний риск реализации проекта.

При прогнозировании характеристик перспективной КС ДЗЗ используется метод временных сечений. В этом случае в проектных моделях выделяют динамические (определяющие) параметры, значения которых зависят от времени прогноза (времени, к которому планируется реализация проекта).

Прогнозные исследования проводят в два этапа. На первом этапе находят прогнозные оценки определяющих параметров к моменту прогноза  $t_{np}$ : М $\beta(t_{np})$ ,  $\sigma\beta(t_{np})$ , МЦ $(t_{np})$ ,  $\sigma$ Ц $(t_{np})$ . На втором этапе при полученных оценках определяющих параметров проводят проектное моделирование, находят рациональные параметры перспективных образцов, определяют риск реализации проекта.

В общем случае исследование проводится итерационно, с учётом особенностей проекта уточняется состав и значение определяющих параметров.

Рассмотренная динамическая задача проектирования КС ДЗЗ с учётом развития техники в планируемый период является основной при исследовании модификаций КА и их систем.

#### список литературы

Концепция развития российской космической системы дистанционного зондирования Земли на период до 2025 года (проект) // Интернет-сайт ГИС-Ассоциации. URL http://www.gisa.ru (дата обращения: 31.03.2018).

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

*Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А.* Основы проектирования модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во МАИ, 2015. 176 с.

Малышев В.В., Красильщиков М.Н., Бобровников В.Т., Нестеренко О.П., Федоров А.В. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление / Под ред. В.В. Малышева. М.: Изд-во МАИ, 2000. 568 с.

Статья поступила в редакцию 05.04.2018 г.

# МЕТОДИЧЕСКАЯ СХЕМА ДЕКОМПОЗИЦИИ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С УЧЁТОМ РАЗВИТИЯ ТЕХНИКИ И ТЕХНОЛОГИИ В ПЛАНИРУЕМЫЙ ПЕРИОД

METHODOLOGICAL SCHEME OF DECOMPOSITION WHILE SOLVING OF THE TASK OF THE SPACE SYSTEMS FOR THE EARTH REMOTE SENSING DESIGN CONSIDERING THE TECHNOLOGY GROWTH WITHIN THE PLANNED PERIOD



C.A. Лемешевский<sup>1</sup>, кандидат экономических наук, lemeshevsky@laspace.ru; S.A. Lemeshevskii

В статье с использованием метода временных сечений и приёмов декомпозиции сформирована методическая схема декомпозиционного исследования основной задачи проектирования космических систем дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ) с учётом развития техники и технологии в планируемый период.

Приведены математические постановки и рассмотрены основные особенности решения двух главных задач, сформулированных в результате декомпозиции основной задачи проектирования КС ДЗЗ: задачи оптимизации параметров КС ДЗЗ при модернизации с учётом требований к надёжности подсистем и задачи оптимизации программы модернизации КС ДЗЗ в планируемый период.

Ключевые слова: космическая система дистанционного зондирования (КС Д33); проектирование КС Д33; декомпозиция основной задачи проектирования КС Д33; оптимизация параметров КС Д33; оптимизация программы модернизации КС Д33. The article overviews the methodological scheme of decomposition study of the main task of the space systems for the Earth remote sensing design considering the technology growth within the planned period using the method of the temporary sections and the decomposition techniques.

The mathematical settings are reported and the main special features of solving of the two main tasks are considered, defined by the results of the decomposition of the main task of the space system for the Earth remote sensing design: the task of optimization of the parameters of the space systems for the Earth remote sensing at its upgrade considering the subsystems reliability requirements; and the task of the optimization of the upgrade program of the space system for the Earth remote sensing within the planned period.

Key words: space system for the Earth remote sensing; design of space system for the Earth remote sensing; decomposition of main task of design of space system for the Earth remote sensing; parameters optimization of space system for the Earth remote sensing; optimization of the upgrade program for space system for the Earth remote sensing.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

#### МЕТОДИЧЕСКАЯ СХЕМА ДЕКОМПОЗИЦИИ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ Систем дистанционного зондирования земли с учётом развития техники и технологии в планируемый период

Сложность решения задачи проектирования космических систем и космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с учётом развития техники и технологии в планируемый период при наличии технико-экономических ограничений требует использования приёмов декомпозиционных исследований (*Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А.* Основы проектирования..., 2015). При формировании методической схемы декомпозиционного исследования обычно учитываются структурные особенности объекта и проектной задачи, состав варьируемых параметров, вид целевой функции и ограничений.

Декомпозиция сформулированной в статье (*Лемешевский С.А.*, 2018) задачи проектирования КС ДЗЗ на частные представляет собой форму анализа в широком смысле. В свою очередь, приёмы оптимизации декомпозированной задачи следует, очевидно, понимать как форму анализа – синтеза проектного решения в узком смысле (*Малышев В.В. и др.*, 2000).

Существует два типа параметрической декомпозиции: без изменения пространства параметров и с изменением пространства параметров. При параметрической декомпозиции первого типа варьируемые параметры разделяются на группы (по крайней мере на две) и проводится поэтапная оптимизация, причём целевая функция на каждом этапе оптимизации одна и та же. В некоторых случаях, при наличии особенностей целевой функции (сепарабельной целевой функции), оптимизацию выделенных групп параметров удаётся проводить используя частные критерии. Заметим, поскольку модель при частной оптимизации не меняется, естественно полагать, что такие декомпозиционные исследования принадлежат одному уровню управления разработкой (уровню принятия проектных решений) (*Малышев В.В. и др.*, 2000).

При параметрической декомпозиции второго типа (с изменением пространства параметров), из-за невозможности на данном этапе анализа определить все связи и создать единую модель, используют статистический учёт функциональных связей. Для выбранного критерия формируются разные целевые функции по выделенным группам параметров на основе статистических данных прототипов (*Малышев В.В. и др.*, 2000).



**рисунок 1.** Методическая схема декомпозиции при решении основной задачи проектирования КС ДЗЗ с учётом развития (модернизации) техники в планируемый период

Сформулированная в статье (*Лемешевский С.А.*, 2018) задача является основной при проектировании КС Д33 с учётом развития техники, модернизации КС и замены подсистем и в том числе создания модификаций КА Д33.

Используя метод временных сечений, а также приёмы декомпозиции, сформируем методическую схему декомпозиционного исследования основной задачи проектирования КС ДЗЗ с учётом развития (модернизации) техники в планируемый период (рисунок 1).

В приведённой методической схеме декомпозиционного исследования основной задачи проектирования КС ДЗЗ выделяются три подзадачи:

1. Прогнозирование определяющих параметров, условий функционирования к моменту  $t_i$  (применяется метод временных сечений).

2. Оптимизация параметров и требований к надёжности подсистем базовой КС ДЗЗ (*t*=*t*<sub>0</sub>).

3. Оптимизация программы развития КС Д33 в планируемый период  $\langle T \rangle$ .

Вопросы прогнозирования определяющих параметров, условий функционирования к моменту  $t_i$ рассмотрены в работе (*Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А.* Основы проектирования..., 2015) и здесь подробно не обсуждаются.

При комплексной оптимизации параметров и процесса отработки и обеспечения надёжности подсистем базовой КС ДЗЗ используется приём декомпозиции второго рода. Проводится последовательное и согласованное решение двух задач, а именно задачи оптимизация параметров КС ДЗЗ и задачи оптимизации процесса отработки с учётом обеспечения надёжности КС при статистическом учёте функциональных связей (*Mamsees Ю.А., Ламзин В.А., Лам*зин В.В. Исследование влияния..., 2015).

Новыми являются вопросы оптимизации параметров и программы развития (модернизации) КС ДЗЗ в планируемый период. При их решении используется конструктивный подход, когда на первом этапе определяются параметры (характеристики) КС при модернизации к моментам  $t_i$  в планируемый период. Затем на основе полученных расчётных данных формируются статистические обобщённые зависимости и проводится решение задачи оптимизации программы модернизации КС в определённые сроки.

Ниже приведены постановки и рассмотрены основные особенности решения двух главных задач оптимизации параметров и программы модернизации КС ДЗЗ в планируемый период.

<u>Постановка первой главной задачи оптимизации параметров модернизации КС ДЗЗ</u>. Требуется определить параметры КС ДЗЗ при модернизации к моменту  $t_i$ , а также параметры процесса отработки и обеспечения надёжности (требования к надёжности подсистем на *i*-х этапах работ), при которых эффективность функционирования системы в период  $\langle T_i \rangle^{_{37}}$  будет не ниже заданного уровня, а математическое ожидание суммарных приведённых затрат на проведение модернизации в ограниченный срок  $(t_i - t_{\rm H_i})$  и эксплуатацию будет минимальными.

Задача оптимизации параметров КС Д33 при модернизации и требований к надёжности подсистем к моменту  $t_i \in \langle T \rangle$  имеет следующий вид:

$$t_{i} = t_{i}^{3a,\pi};$$

$$N_{i} = N_{i}^{3a,\pi};$$

$$t_{i} - t_{H_{i}} \leq T_{PC_{i}}^{3a,\pi};$$

$$\Pi^{2}(t_{i-1}) = \Pi^{2}(t_{i-1})^{3a,\pi};$$

$$\Pi(t) = \Pi(t)^{3a,\pi},$$

$$\mu_{H_{i}} \langle T \rangle^{3\pi},$$

$$\mu_{H_{i}} \langle T \rangle^{3\pi},$$

где  $\langle T_i \rangle^{_{3\pi}}$  – заданное значение планируемого периода модернизации системы, причём  $\langle T_i \rangle^{_{3\pi}} \in \langle T \rangle$ .

Остальные обозначения, принятые при записи задачи (1), соответствуют обозначениям задачи, сформулированной в статье (*Лемешевский С.А.*, 2018).

Таким образом, при *i*-й оптимальной модернизации КС ДЗЗ находятся параметры, а также требования к надёжности подсистем, при которых эффективность функционирования системы в период  $\langle T_i \rangle^{3\pi}$  будет не ниже заданного уровня, а математическое ожидание суммарных затрат на проведение модернизации в ограниченный срок  $(t_i - t_{H_i})$  и эксплуатацию будет минимальными.

Анализ показывает, что к основным особенностям решения задачи (1) относятся:

- необходимость формирования множества допустимых изменений (замен подсистем), вносимых в базовый проект при модернизации КС ДЗЗ;
- прогнозирование определяющих параметров, задающих внутренние и внешние функциональные связи к моменту *t<sub>i</sub>*;
- реализация процедуры уточнения связей проектной модели при особенностях проектно-конструкторских решений заменяемых подсистем;
- комплексная оптимизация параметров и требований к надёжности подсистем КС ДЗЗ при модернизации.

#### МЕТОДИЧЕСКАЯ СХЕМА ДЕКОМПОЗИЦИИ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ Систем дистанционного зондирования земли с учётом развития техники и технологии в планируемый период



рисунок 2. Схема реализации метода динамического моделирования

Постановка второй главной задачи модернизации <u>КС ДЗЗ</u>. Требуется определить число и сроки проведения модернизации КС ДЗЗ и состав замены подсистем (модификаций КА) с тем, чтобы выполнялись требования по эффективности W и срокам разработки и изготовления  $T_{P,C_i}(\cdot)$ ,  $i=\overline{1,n}$  а математическое ожидание суммарных затрат на модернизацию и эксплуатацию системы в планируемый период было бы минимальными.

Задача оптимизации программы модернизации КС ДЗЗ в планируемый период  $\langle T \rangle$  может быть записана следующим образом:

$$\begin{split} MC_{\Sigma M_{i}}^{\mathrm{KC}}(\cdot) &= \sum_{i=1}^{n} \left[ M_{\alpha_{M}} \int_{t_{i_{i}}}^{t_{i}} C_{M}^{i} \left( \Pi(t), PR(t), \alpha_{M}(t_{i}) \right) \cdot \right. \\ &\left. \cdot \eta^{\mathrm{M}_{i}}(t) dt \right] + \sum_{i=1}^{n} \left[ M_{\alpha_{3}} \int_{t_{i_{i}}}^{t_{i+1}} C_{\Im}^{i} \left( \Pi(t), PR(t), P_{\Im_{i}}(t_{i}), N_{i}, \right. \right] \\ &\left. \alpha_{\Im}(t_{i}) \eta^{\Im_{i}}(t) dt - MC_{\Pi}^{i}(\cdot) \right] \rightarrow \min_{PR(t) \in G(\cdot)} \\ &\left. \sigma_{\alpha} C_{\Sigma}^{\mathrm{KC}}(\cdot) \leq (\sigma_{\alpha} C_{\Sigma}^{\mathrm{KC}})^{\mathrm{saa}}; \right. \\ &\left. W(\Pi^{2}(t), P_{\mathrm{M}_{i}}(t_{i}, N_{i}(t)), P_{\Im_{i}}(t_{i}, N_{i}, \Pi^{2}(t)), PR(t), \Pi(t)) \geq \\ &\geq W^{\mathrm{saa}} \operatorname{для} \forall t \in \langle T \rangle; \\ &\left. T_{\mathrm{P,C}_{i}}(\Pi(t)) \leq T_{\mathrm{P,C}_{i}}^{\mathrm{saa}}; \right. \end{split}$$

$$\Pi(t) = \Pi(t)^{\text{ont}},$$

$$PR(t) = \{t_i, N_i, n\},$$

$$\Pi(t) = \{\Pi^2(t_i), P_{M_i}(\cdot)\},$$

$$\Pi^1 = \Pi^{1 \text{ sad}},$$

$$\Pi^2(t_0) = \Pi^2(t_0)^{\text{ sad}},$$

$$\Pi(t) = \Pi(t)^{\text{ sad}},$$

$$\alpha_M(t), \alpha_0(t), \Pi(t) \in \Omega(\cdot),$$

где  $\Omega(\cdot)$  – область изменения значений целевой нагрузки Ц(*t*) на КС ДЗЗ и определяющих параметров  $\alpha_{M}(t)$  и  $\alpha_{2}(t)$ .

Остальные обозначения задачи (2) соответствуют обозначениям задачи (1) и задачи, сформулированной в статье (*Лемешевский С.А.*, 2018).

В задаче (2) критерием оптимизации является минимум математического ожидания суммарных затрат на модернизацию техники в планируемый период, в которых учтены ещё затраты на эксплуатацию техники, а также ликвидные средства  $MC_{\Lambda}$ , которые могут иметь место при замене подсистем. В записи задачи (2) первое неравенство определяет требование к целевой эффективности КС ДЗЗ (информационной производительности, надёжности КА, периодичности наблюдения, линейному разрешению и др.), второе – ограничение на сроки разработки и изготовления модификаций КА и подсистем в составе КС ДЗЗ.

Особенностью задачи (2) является то, что при заданных параметрах базового объекта  $\Pi(t_0)$  проводится определение рациональной программы модернизации (числа, сроков и состава замены подсистем) в планируемый период при оптимальных параметрах КС ДЗЗ для любого  $t_i$ .

Задача оптимизации программы модернизации – числа, сроков, состава модификаций КА ДЗЗ  $PR(t) = \{t_i, N_i, n\}$  – по своему характеру является задачей синтеза. Данные для её решения получают при анализе модернизаций КС ДЗЗ в планируемый период.

При решении сформулированной задачи используется метод динамического моделирования, который позволяет разделить общую задачу на ряд частных. Схема реализации метода показана на рисунке 2.

Использование метода сечений (пространственная декомпозиция) и приёмов аппроксимации позволяет строить решение динамической задачи оптимизации программы развития КС ДЗЗ на основе интегральных зависимостей с учётом предыстории. Рассмотрим некоторые важные особенности такой реализации.

При исследовании программы модернизации КС ДЗЗ в планируемый период дальнейшее развитие получил метод сечений. На основе оценок характеристик модификаций КА к моменту *t*<*T* определяются аппроксимирующие зависимости вида:

 $C_{\mathrm{M}} = C(t_{\mathrm{пр}}, \Delta W)$  и  $\Delta W(C_i, n, t)$ .

С использованием данных зависимостей, решается задача оптимизации программы модернизации КС: определяются сроки, число, объем проведения работ в планируемый период для обеспечения выполнения задачи при минимуме затрат.

Здесь реализуется важный методический приём. Применяя пространственно-временную декомпозицию (по существу, это метод временных сечений) и имитационное моделирование – оптимизацию параметров модификации КА для момента времени  $t_i \in \langle T \rangle$ , получают необходимые данные для формирования интегральных аппроксимирующих зависимостей для решения динамической задачи оптимизации программы развития КС ДЗЗ. Очевидно, в тех случаях, когда используются интегральные модели и проводится параметрическая декомпозиция второго типа, такой методический приём решения динамической задачи является общим.

Особенностью метода сечений является его использование в качестве эмпирической основы расчётных данных, а также для анализа закономерностей развития новой техники на основе результатов проектного моделирования с учётом фактора времени. Такой приём имеет важный методический смысл, означает переход от экстраполяции зависимостей и значений параметров к математическому моделированию новой техники в планируемый период с учётом фактора времени и установлению рациональных путей её развития. Точность исследований в этом случае зависит от возможностей проектного моделирования, опыта создания и развития научных основ проектирования КА, от точности оценки динамики развития смежных отраслей, прогноза определяющих параметров. На точность влияют также методические ошибки (объём, состав оценок, точность экстраполяции).

Анализ показывает, что применение метода сечений и приёмов аппроксимации даёт возможность исследовать развитие КС ДЗЗ в планируемый период времени на основе интегрофункциональных зависимостей с предысторией. Использование данных моделирования является необходимым условием для оценки закономерностей создания новой техники и может позволить найти количественные и качественные изменения при замене подсистем, даёт возможность исследовать условия, обеспечивающие направленное развитие, определить рациональную программу работ. Для успешной реализации методов требуются развитая информационная база и специальное математическое обеспечение. Использование результатов таких исследований, сравнительная оценка альтернативных вариантов КА (модификаций КА) с учётом динамики развития (модернизации) повышают обоснованность принимаемых решений.

#### список литературы

Лемешевский С.А. Математическая постановка задачи проектирования космических систем дистанционного зондирования Земли с учётом развития техники и технологии в планируемый период // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 13-18.

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

Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А. Основы проектирования модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во МАИ, 2015. 176 с.

Малышев В.В., Красильщиков М.Н., Бобровников В.Т., Нестеренко О.П., Федоров А.В. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление / Под ред. В.В. Малышева. М.: Изд-во МАИ, 2000. 568 с.

Статья поступила в редакцию 09.04.2018 г.

# СОЗДАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ СЕГМЕНТОВ АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ОБСЕРВАТОРИЙ

# CREATION OF SPACE SEGMENTS OF ASTROPHYSICAL OBSERVATORIES



**А.А. Моишеев**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, moisheev@laspace.ru; **А.А. Moisheev** 

Представлен ретроспективный взгляд на историю создания первых отечественных космических астрофических проектов в сопоставлении с мировыми тенденциями. Показаны особенности проектов и варианты решения проблем при создании космических астрофизических обсерваторий.

Ключевые слова:

космическая астрофизическая обсерватория; космическое крупногабаритное приборостроение; космический радиотелескоп; статическая и динамическая геометрическая прецизионность.

Прошедший 60-летний период космической эры человечества, убедительно продемонстрировал эффективность применения новых огромных возможностей космической техники для решения многих актуальных научных задач. Особенно важно отметить научные достижения астрофизики, полученные посредством космических технологий. Успешная работа на орбите космических обсерваторий, как российских, так и зарубежных, убедительно подтвердила высокую значимость космических наблюдений для развития астрофизики (*Боярчук А.А., Моишеев А.А.*, 2013).

Вследствие того, что большая часть инфракрасного и ультрафиолетового диапазона, а также рентгеновские и гамма-лучи космического происхождения недоступны для наблюдений с поверхности Земли, The article presents a retrospective view on the history of development of the first national space astrophysical programs in comparison with the world tendencies. The special features of such programs are shown and the analysis of the potential problems during their development is provided.

Key words:

space astrophysical observatory; space large size instrumentation engineering; space radio telescope; static and dynamic geometric precision.

внеатмосферная астрономия превратилась в быстро развивающуюся отрасль науки. Орбитальные сегменты обсерваторий в сочетании с наземной приёмной аппаратурой и программно-математическим комплексом обработки позволили получить детальные и информативные спектрограммы и фотографии далёких туманностей и галактик, которые не видны человеческому глазу на ночном небе.

В таблице 1 представлены диапазоны длин волн излучения, в которых применяются внеатмосферные методы исследования объектов Вселенной (*http://crydee.sai.msu.ru/ak4/Chapt\_7\_102.htm*).

На актуальность методов внеатмосферной астрофизики указывает выделение значительных средств в бюджетах передовых стран мира на проекты косми-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.



рисунок 1. Космическая обсерватория «КОМПТОН»

ческих астрофизических обсерваторий. Эти проекты, как правило, наукоёмки, сложны по своей технологической реализации и длительны по времени исполнения. Поэтому в мировой практике создания астрофизических обсерваторий принято активно привлекать к разработке и финансированию проектов международную кооперацию с последующей совместной эксплуатацией КА. Для каждого астрофизического эксперимента необходим разработанный специально под поставленные задачи проект, основу которого составляет уникальный комплекс научной аппаратуры, создаваемый по последнему слову науки и техники.

Программы наблюдений, формируются международным научным комитетом, квоты по времени наблюдения выделяются в зависимости от вклада страны-участника и от научной значимости и актуальности предлагаемых задач. В каждом проекте обычно реализуются научные интересы сотен астрофизиков со всего мира (*Боярчук А.А. и др.*, 2014).

За период, после запуска первого спутника Земли человечество сделало гигантский прорыв в сфере познания Вселенной. Все научные открытия, связанные с далекими галактиками, звёздами, туманностями и другими объектами, были бы невозможны без нижеперечисленных космических проектов. Особенно надо отметить такие космические обсерватории, как: «КОМПТОН» (США) (рисунок 1), «ХАББЛ» (США/ ЕКА) (рисунок 2), «ЧАНДРА» (США) (рисунок 3), «СПИТЦЕР» (США) (рисунок 4) и «СПЕКТР-Р» (Россия) (рисунок 5), работающих в разных диапазонах излучения (*http://planetologia.ru/sun/225-list-ofspace-based-observatories-in-the-world.html*).

область спектра	длины волн	прохождение сквозь земную атмосферу	методы исследования		
гамма-излучение	≤0,01 нм	сильное поглощение молекулами воздуха	в основном внеатмосферные исследования		
рентгеновское излучение	0,01–10 нм	сильное поглощение молекулами воздуха	внеатмосферные исследования		
экстремальный ультрафиолет	10–121 нм	сильное поглощение молекулами воздуха	внеатмосферные исследования		
дальний ультрафиолет	122–200 нм	сильное поглощение молекулами воздуха	внеатмосферные исследования		
ближний ультрафиолет	201-380 нм	слабое поглощение	с поверхности Земли и внеатмосферные исследования		
видимое излучение	380-760 нм	некоторые атмосферные искажения	в основном с поверхности Земли и внеатмосферные исследования		
инфракрасное излучение ближний и средний участок)	0,76–15 мкм	частые полосы поглощения	частично с поверхности Земли и внеатмосферные исследования		
дальнее инфракрасное и субмиллиметровое излучение	15 мкм–1 мм	сильное молекулярное поглощение	с аэростатов и внеатмосферные исследования		
радиоволны	>1 мм	полосы поглощения в мм-диапазоне и от 1 см до 20 м	с поверхности Земли и внеатмосферные исследования		

таблица 1 – Области электромагнитного спектра, исследуемые в астрофизике



рисунок 2. Космическая обсерватория «ХАББЛ»



рисунок 3. Космическая обсерватория «ЧАНДРА»



рисунок 4. Космическая обсерватория «СПИТЦЕР»



рисунок 5. КА «СПЕКТР-Р»

Приведённая ниже таблица 2 отражает заинтересованность и вклад передовых мировых держав в развитие космических технологий, во многом определяющих место страны в мировом научно-техническом прогрессе и обеспечивающих развитие астрофизики как приоритетного раздела фундаментальной науки.

٦	аблица 2 – Астрофи	изические космические мис	сии
Γ			

название миссии организатор		дата запуска	пояснение к миссии
			изучение гамма-лучей высокой энергии
Explorer 11	США	27.04.1961	астрономических источников
			нанесение на карту радиообъектов
RAE-A CIIIA		04.07.1968	радионаблюдения астрономических источников
OAO 2	США	07.12.1968	ультрафиолетовая фотометрия звезд и туманностеи
SAS-A (Liburu)	CIIIA	12 12 1970	пентгеновский обгор неба
SAS-A (Olluru)	США	12.12.1770	солненная обсерватория
OSO 7	США	29.09.1971	рентгеновские наблюдения космических источников
		10.00.1070	наблюдения космических источников
TDIA	EKA	12.03.1972	в диапазонах UV, X-rays, gamma-rays
SAS-B	США	15.11.1972	наблюдение гамма-лучей галактических источников
SKYLAB	США	14.05.1973	ультрафиолетовая звёздная астрономия, исследование Солнца
RAE-B	США	10.06.1973	радионаблюдения астрономических источников
SAS-C	CIIIA	07.05.1975	наблюдение рентгеновских галактических источников
OSO 8	США	21.06.1975	рентгеновские наблюдения космических источников, исследование Солнца
COS-B	EKA	09.08.1975	изучение гамма-лучей внеземных источников
HEAO 1	CIIIA	12.08.1977	поиск рентгеновских и гамма-лучевых источников
ILIE	CIIIA/EKA/	26 01 1978	наблюдения космических источников
ICL	Великобритания	20.01.1970	в ультрафиолетовом диапазоне (1150–3200 А)
EINSTEIN (HEAO 2)	CIIIA	13.11.1978	рентгеновское и спектроскопическое изучение
(ЭИНШТЕИН)			космических объектов, изучение рентгеновского фона
HAKUCHO	Япония	21.02.1979	рентгеновскии систематическии оозор и наолюдение
HEAO 3	CIIIA	20.09.1979	источники гамма-лучей
TD + G	США/Великобритания/		
IRAS	Нидерланды	25.01.1983	инфракрасный обзор неба, фотометрия и спектроскопия
TENMA	Япония	20.02.1983	рентгеновский обзор неба и изучение переходных процессов
ACTROU	AH CCCP/Observatoire de	22 02 1082	наблюдения космических источников
ACTPOH	Marseille	23.03.1983	в ультрафиолетовом диапазоне (1140–3500 А)
EXOSAT	FKA	26.05.1983	рентгеновские, спектральные, временные характеристики
		2010011900	космических источников
GINGA	Япония	05.02.1987	изучение изменчивых активных галактик
HIPPARCOS	EKA	08.08.1989	измерение размеров, движения
			и положения отооранных звезд
COBE	США	18.11.1989	фона; изучение излучения от большого взрыва
GRANAT (ΓΡΑΗΑΤ)	СССР/Франция	01.12.1989	рентгеновская и гамма-лучевая эмиссия от галактических источников
		25.04.1000	наблюдение космоса и планетарных объектов в видимом,
ISI (AADDJI)	CIIIA/EKA	23.04.1990	инфракрасном, ультрафиолетовом спектре
ROSAT	США/Франция	01.06.1990	рентгеновский обзор отобранных объектов
CGRO (КОМПТОН)	США	05.04.1991	изучение гамма-лучей от высоко-энергетических источников, взрывных процессов, блазаров
EUVE	США	07.06.1992	первый эксперимент по фотометрии и спектроскопии
			b sherpemanshow s - qualiasone (70-000AA)
ORFELIS	Германия/США	12 09 1003	ультрафиолетовые спектроскопические наолюдения
		12.07.1775	ультрафиолетовом диапазоне
ASTRO 2	CIIIA	02.03.1995	ультрафиолетовые наблюления отобранных целей
			инфракрасное. летальное изучение
ISO	EKA	17.11.1995	галактических объектов

название миссии	организатор	дата запуска	пояснение к миссии
RXTE (XTE)	США	30.12.1995	изучение рентгеновских и спектральных явлений, связанных с компактными объектами
MSAM/TopHat CIIIA		24.04.1996	инфракрасное и микроволновое изучение космической радиации
MSX	США	24.04.1996	инфракрасная картография Галактики и Магеллановых Облаков
TOPHAT/MSAM	США	24.04.1996	инфракрасное и микроволновое изучение космической радиации
BEPPO-SAX	Италия/Нидерланды	30.04.1996	рентгеновская спектроскопия и наблюдения за изменяющимися объектами
TOPHAT/MSAM	США	24.04.1996	инфракрасное и микроволновое изучение космической радиации
ORFEUS-SPAS II	Германия/США	20.11.1996	ультрафиолетовые спектроскопические наблюдения
HALCA	Япония	12.02.1997	отображение астрономических радиоисточников в координации с наземными радиообсерваториями
SWAS	США	06.12.1998	изучение межзвёздных облаков, звёзд и планет в субмиллиметровом диапазоне длин волн
CHANDRA (ЧАНДРА)	США	23.07.1999	изучение рентгеновских лучей и спектроскопия высокоэнергетичных районов Вселенной
XMM-NEWTON	EKA	10.12.1999	изучение рентгеновской эмиссии
			космических источноков
HETE 2	США	09.10.2000	наолюдение и детектирование гамма-всплесков
			микроволновое измерение температуры, радиации
MAP (WMAP)	США	30.06.2001	исследование структуры галактик, определение возраста Вселенной
INTEGRAL	ЕКА/Роскосмос	17.10.2002	спектроскопия, отображение, точное расположение космических источников гамма-лучей
MOST	Канада	30.06.2003	исследования и определение возраста звёзд, поиск экзопланет
SPITZER	CIIIA	25.08.2003	инфракрасный поиск коричневых карликов, протопланет, проведение глубоких обзоров
SWIFT	CIIIA	18.07.2004	изучение послесвечения рентгеновских взрывов
AKARI	Япония	21.02.2006	картографирование в ИК-диапазоне (50–180 мкрм)
PLANCK	EKA	01.01.2007	микроволновая картография структуры космического фона
FIRST (HERSCHEL)	EKA	01.01.2007	инфракрасная, субмиллиметровая фотометрия и спектроскопия формирования звёзд и галактик
AGILE	Италия	23.04.2007	детектор гамма-лучей от пульсаров и взрывных процессов в Галактике
FERMI	CIIIA	11.06.2008	исследования процессов, происходящих в активных ядрах галактик, пульсарах
SPACE TELESCOPE	CIIIA	11.00.2008	и других высокоэнергетических источниках, анализ гамма-всплесков, поиск тёмной материи
HERSCHEL SPACE OBSERVATORY	ЕКА	14.05.2009	инфракрасная и субмиллиметровая фотометрия и спектроскопия формирования звёзд и галактик
PLANCK SPACE OBSERVATORY	ЕКА	14.05.2009	исследование реликтового излучения в диапазонах (0,35–1 мм) и (4–10 мм), созлание каталога скоплений галактик
KEPLER	CIIIA	06.03.2009	поиск экзопланет
			полный обзор небесной сферы в ИК-диапазоне,
WISE	США	14.12.2009	поиск ультраярких галактик коричневых карликов, астероидов и комет, сближающихся с Землёй
СПЕКТР-Р (радиоастрон)	Роскосмос	28.07.2011	наземно-космический радиоинтерферометр. Исследования в радиодиапазоне (92; 18; 6,2; 1,2– 1,7 см) с рекордно высоким угловым разрешением – 7 микросекунд дуги
NuSTAR	CIIIA	13.06.2012	исследования черных дыр и нейтронных звезд в рентгеновском диапазоне
GAIA	ЕКА	19.12.2013	картографирование расположения звезд Галактики
ASTROSAT	Индия	28.09.2015	исследования небесной сферы в диапазонах: 130–320 нм и 320–520 нм



рисунок 6. Космический телескоп «АСТРОН»

В отечественной космонавтике первым астрофизическим проектом, открывшим окно во внеатмосферную астрофизику, стал проект «АСТРОН» (рисунок 6), созданный в творческом содружестве с Крымской астрофизической обсерваторией и уча-



рисунок 8. Космическая обсерватория «СПЕКТР-УФ»

стием Марсельской лаборатории из Франции. Запуск космического аппарата «АСТРОН», который состоялся 23 марта 1983 года, открыл новое направление космических проектов отрасли и НПО имени С.А. Лавочкина – в частности.



рисунок 7. КА «СПЕКТР-РГ»

С помощью КА «АСТРОН» в течение шести лет успешно проводился комплекс научных исследований в ультрафиолетовой и рентгеновской областях электромагнитного излучения (Боярчук А.А., Моишеев А.А., 2013). Спустя шесть лет, в 1989 году на орбиту выведена разработанная совместно с Францией, Данией и Болгарией Международная астрофизическая обсерватория «ГРАНАТ» для проведения исследований галактических и внегалактических источников космического излучения в рентгеновском и гамма-диапазонах электромагнитного излучения, разработанная совместно с Францией, Данией и Болгарией. Поскольку оба проекта оказались чрезвычайно эффективными, Академия наук инициировала продолжение работ по созданию перспективных космических астрофизических обсерваторий, открыв линейку космических аппаратов серии «СПЕКТР». Первым из них на орбиту в 2011 году был выведен КА «СПЕКТР-Р» (проект «РАДИОАСТРОН») международный космический проект с ведущим российским участием, предназначенный для проведения фундаментальных астрофизических исследований в радиодиапазоне с помощью космического радиотелескопа. Основу проекта составляет наземно-космический радиоинтерферометр со сверхдлинной базой, состоящий из сети наземных радиотелескопов и космического радиотелескопа, работающего на борту КА «СПЕКТР-Р». За время его работы были проведены наблюдения нескольких десятков галактик, а также пульсаров и мазерных линий в районах образования звёзд и планетных систем (Кардашев Н.С. и др., 2016). Работа телескопа «РАДИОАСТРОН» по решению «Роскосмоса» продлена до конца 2019 года. Готовится к запуску КА «СПЕКТР-РГ» – международный российско-германский проект, нацеленный на создание орбитальной астрофизической обсерватории, предназначенной для изучения Вселенной в рентгеновском диапазоне длин волн (рисунок 7).

На стадии наземной экспериментальной отработки (рисунок 8) находится следующий проект: ОКР «СПЕКТР-УФ» (международное название «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет») который обеспечит астрофизикам возможность изучать различные объекты Вселенной в не доступном для наблюдений с земной поверхности ультрафиолетовом участке спектра 115–310 нм.

Кроме этого, в соответствии с Федеральной космической программой РФ, в НПО им. С.А. Лавочкина начата разработка перспективных проектов, продолжающих линейку космической астрофизики: ОКР «СПЕКТР-МИЛЛИМЕТРОН» и ОКР «ГАММА-400».

Современная наука ставит перед разработчиками астрофизических космических приборов задачу значительного увеличения их чувствительности, что

обычно связано с увеличением размеров питающей оптики (апертуры телескопов). Это влечёт за собой необходимость решения проблемы массово-габаритных ограничений с обеспечением прочностных и прецизионных параметров. Приёмники излучения фокальных приборов должны обладать уникальными возможностями по их пороговой и спектральной чувствительности и разрешающей способности (Панчук В.Е. и др., 2016). Как правило, решить такие задачи на уровне отдельных стран трудно, поэтому амбициозные перспективные астрофизические космические проекты целесообразно выполнять в развитой международной кооперации, привлекая самые передовые достижения науки и технологии мирового уровня.

Возрастающая сложность и стоимость астрофизических космических проектов требует пересмотра целого ряда устоявшихся ранее постулатов. Во-первых, конструкции космической целевой аппаратуры становятся соизмеримыми с размерами платформы КА и чаще значительно их превышают. В таких проектах в основу компоновки закладывается целевая аппаратура в обвязке с сервисными системами, обеспечивающими её функционирование как космический сегмент обсерватории. И во-вторых, повышаются требования к геометрической прецизионности конструкции, как в статической, так и в динамической постановке (Бирюков А.С. и др., 2013; Ефанов В.В. и др., 2014).

Поскольку выполнение этих задач сопряжено с проблемой минимизации массовых характеристик, совместимости динамических моделей целевой аппаратуры и космического аппарата, размещения всего КА под головным обтекателем, нормирования действующих нагрузок и факторов космического пространства, то оптимально выполнить их может только разработчик, владеющий передовыми технологиями космической отрасли. У разработчика должна быть сформирована кооперация с опорой на мировые достижения в части приборостроения. Без интеграции инновационных предложений научных организаций и возможностей космических технологий создание уникальных астрофизических проектов с мировым приоритетом невозможно.

Ярким примером решения вышеизложенных проблем является Космический телескоп имени ДЖЕЙМСА УЭББА (JAMES WEBB) – орбитальная инфракрасная обсерватория, работающая в диапазоне 0,6–5 мкм, которая заменит космический телескоп ХАББЛА (*http://spacegid.com/telescop-james-webb. html*). Основное зеркало телескопа ДЖЕЙМС УЭББ имеет диаметр 6,5 метров, и, хотя это вполне обычная величина для наземных обсерваторий, для космической обсерватории такой диаметр сегодня превышает предельный габарит. Поскольку такую огромную



рисунок 9. Космическая обсерватория JWST

конструкцию телескопа невозможно запустить в космос, главное зеркало состоит из 18 малых сегментов, которые в сложенном положении легко помещаются под головным обтекателем ракеты. Каждый сегмент главного зеркала имеет шестиугольную (гексагональную) форму с описанным диаметром чуть больше чем 1,3 м (рисунок 10). В развёрнутом состоянии на орбите каждый сегмент должен быть отъюстирован, чтобы четко взаимодействовать с остальными оптическими элементами телескопа. Каждый из 18 сегментов главного зеркала обладает шестью приводами, которые позволяют ему перемещаться так, чтобы все сегменты были определённым образом выравнены друг относительно друга и действовали как одно гигантское зеркало. Кроме того, зеркальные сегменты имеют дополнительный специальный силовой привод, с помощью которого сегмент может искривляться, подстраиваясь под заданную кривизну. Таким образом, этот телескоп будет первой в мире космической обсерваторией с активно управляемым сегментированным главным зеркалом.

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

Проект создаётся при активном международном сотрудничестве 17 стран, во главе которых стоит NASA, со значительным вкладом Европейского и Канадского космических агентств. Главными подрядчиками проекта являются фирмы Northrop Grumman и Ball Aerospace. Телескоп предполагается запустить с помощью ракеты «Ариан-5» в 2019 году.

Хорошим примером создания отечественной целевой аппаратуры может послужить история создания космического ультрафиолетового телескопа «СПИКА» проекта «АСТРОН», разработанного



**рисунок 10.** Главное зеркало космической обсерватории JWST

в нашем НПО в творческом содружестве с Крымской астрофизической обсерваторией в период 1978– 1983 гг. Специалисты НПО им. С.А. Лавочкина никогда не создавали целевой аппаратуры такого типа.

Творческая группа специалистов НПО и КрАО, под руководством А.А. Боярчука – от КрАО и А.К. Большакова, Р.С. Садыкова и А.А. Моишеева – от НПОЛ, набираясь опыта от взаимного общения, сумели найти те оптимальные решения, которые в итоге позволили довести проект до удачного завершения. Для обеспечения требований по прецизионности конструкции тубуса телескопа, конструкторами и технологами НПО была предложена оригинальная силовая схема. Геометрическая прецизионность несущей конструкции телескопа обеспечивалась применением сплава суперинвар для изготовления лонжеронов оболочки тубуса, связывающих шпангоуты главного и вторичного зеркал. Оболочка тубуса изготовлена таким образом, что она не нагружала лонжероны при тепловых нагрузках, сохраняя тем самым стабильность геометрической взаимной увязки зеркал. Когда этот тубус показали патриарху отечественных разработчиков телескопов Баграту Константиновичу Иоаннисиани, он сказал, что сделано это не по канонам телескопостроения, конструкция слишком лёгкая и ажурная, будут значительные деформации и поэтому работать не будет.

Но, как показала наземная отработка, а также эксплуатация во время полёта, конструкция телескопа не деформировалась больше запланированных величин ни при механических нагрузках на этапе выведения на орбиту, ни при изменении температуры за время его эксплуатации на орбите, а выявленная разьюстировка была устранена системами модуля вторичного зеркала. Конструктивно-технологические решения, применённые при создании телескопа, обеспечили его геометрическую прецизионность – один из важнейших факторов подобных астрономических приборов.

В конструкции телескопа были воплощены новейшие достижения оптики, точной механики и материаловедения. Зеркала были изготовлены в КрАО из астроситалла. Для повышения коэффициента отражения в ультрафиолете применялось уникальное двухслойное покрытие: алюминий+фтористый магний. При создании ультрафиолетового телескопа большое внимание было уделено решению проблемы минимизации загрязнения оптики в процессе космического полёта. Был предусмотрен целый комплекс мер по обеспечению чистоты телескопа. При выборе конструкционных материалов и покрытий оценивалось их газовыделение в космическом вакууме. Сборка телескопа выполнялась на территории Крымской астрофизической обсерватории, предприняты специальные меры по обеспечению чистоты при проведении сборочных операций и юстировки телескопа, переоборудованы помещения и технологическое оснащение, изготовлена спецодежда. Все детали тщательно обезжиривались, а сама конструкция телескопа дегазировалась в вакуумной камере НПО, после чего телескоп был ампулизирован и до пуска находился в атмосфере сухого азота. Лишь перед самым стартом было открыто дренажное отверстие. Как показали наблюдения, за четыре года чувствительность фотоумножителей уменьшилась всего на 9%, что является очень хорошим результатом (Боярчук А.А., Моишеев А.А., 2013).

Ещё одним примером подобного сотрудничества может послужить создание космического радиотелескопа (КРТ) проекта «СПЕКТР-Р». Облик телескопа, основные технические параметры и кооперация формировались коллективом Астрокосмического центра ФИАН под руководством академика РАН Н.С. Кардашева. За разработку конструктивного модуля КРТ взялось наше НПО, под руководством В.А. Серебренникова, В.Е. Бабышкина и Р.В. Комаева. Оптимальное сочетание применения оригинальных конструктивно-технологических решений, композиционных материалов и методик испытаний позволило создать уникальную трансформируемую конструкцию радиотелескопа, обеспечивающую необходимую геометрическую прецизионность в сочетании с минимальной массой изделия. Уникальный высокопрецизионный рефлектор космического радиотелескопа, состоящий из центрального зеркала и 27 трансформируемых лепестков в комплексе с фокальным узлом, образовали самую большую антенну космического радиотелескопа, который обладает рекордными чувствительностью и угловым разрешением (8×10<sup>-6</sup> угл. с). Такое разрешение реализовано на наземно-космическом эксперименте: КА «СПЕКТР-Р» (на орбите) - радиообсерватория Медичина в Италии на сверхдлинной интерферометрической базе 340000 км (Кардашев Н.С. и др., 2016).

На основании приведённых примеров, можно сделать вывод, что оптимальное применение возможностей технологий космической отрасли в таком специфическом направлении, как космическое крупногабаритное приборостроение, позволяет решать уникальные задачи мирового уровня с эффективным результатом.

Если проследить тенденции изменения соотношения массо-габаритных характеристик целевых приборов и служебного модуля КА, то, как уже отмечалось, размеры космических телескопов увеличиваются, несмотря на стремление всех разработчиков космических аппаратов оптимизировать габариты и массы.

Анализ отношения массы целевой аппаратуры (телескопа) к общей массе космического аппарата показывает, что, если в начале 70-х годов прошлого столетия оно составляло 0,125, в начале 80-х – 0,14, в начале 90-х – 0,25, то в начале 2000 года это отношение достигло 0,68÷0,72 (рисунок 11).



рисунок 11. Соотношение массы целевой аппаратуры (телескопа) и общей массы космического аппарата

При разработке астрофизических космических проектов необходим комплексный системный подход при выборе проектных и конструктивно-технологических параметров как для целевой аппаратуры, так и для космического аппарата в целом. Оптимальным может быть вариант, когда и целевую аппаратуру, и КА в целом разрабатывает одна компания. В таком случае проще решать вечный вопрос таких проектов: как обеспечить высокие параметры прецизионности при предельно больших габаритах и малых массах целевой аппаратуры. Компоновка космического аппарата с установленным на нём телескопом всё чаще становится неактуальной. Формируется тенденция, когда доминантой становится космический телескоп, оснащённый сервисными системами, обеспечивающими его функционирование. Проекты космических телескопов «ХАББЛ» и «ДЖЕЙМС УЭББ» подтверждают перспективность такого подхода к решению задачи в целом.

При этом значительно возрастает роль головной научной организации, которая обязана вести пристальный контроль соответствия реализуемых параметров целевой аппаратуры требованиям технического задания, не допуская развития проекта за счёт снижения требований и ухудшения целевых характеристик.

Важным вопросом проектирования астрофизических обсерваторий ультрафиолетового, оптического и инфракрасного диапазонов является решение задачи прецизионной стабилизации визирной оси целевой аппаратуры в сеансе наблюдения. Требования к точности стабилизации астрофизических обсерваторий значительно выше, чем у КА связи или ДЗЗ, вследствие чего возрастает роль комплексного анализа динамической модели КА с оптимизацией алгоритмов управления и формирования специальных требований к исполнительным органам системы управления КА.

Можно сделать вывод, что проекты создания космических сегментов астрофизических обсерваторий в большей своей части можно отнести к уникальным наукоёмким и технически сложным задачам. Одним из вариантов их оптимального решения может являться системная подготовка определённых предприятий отрасли к выполнению таких проектов. Поскольку основой компоновки космического сегмента астрофизической обсерватории будет космический телескоп, то все сопутствующие решения должны подчиняться главной задаче – достижению наилучших целевых характеристик проекта. Разработчик должен обладать соответствующей производственной и испытательной базой. Конструктивно-технологические решения по проекту, наряду с минимизацией массы космического аппарата, должны обеспечивать параметры статической и динамической прецизионности изделия на орбите. Программное обеспечение, параметры бортового комплекса управления и его подсистем должны обеспечивать прецизионное наведение и стабилизацию оси визирования космического телескопа с высочайшей точностью (на один-два порядка выше космических аппаратов народно-хозяйственного назначения). Технологии изготовления целевой аппаратуры должны гарантировать сохранение её функциональных характеристик на всех этапах эксплуатации в пределах гарантийных обязательств.

Космические телескопы всегда будут востребованы. По ряду проектов фундаментальных космических исследований, включённых в Федеральную космическую программу России 2016–2025 гг. ответственным исполнителем определено НПО имени С.А. Лавочкина. Ближайший из этих проектов – КА «СПЕКТР-РГ», запуск которого запланирован на 2019 год. Нужно, изучая опыт прошлых лет, готовиться к будущему.

#### список литературы

Бирюков А.С., Деменко О.Г., Ефанов В.В. 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.

*Боярчук А.А. и др.* Космические перспективы изучения ультрафиолетовой Вселенной: проект «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 4-15.

Боярчук А.А., Моишеев А.А. 30 лет первой отечественной астрофизической станции «АСТРОН» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 3-7.

*Ефанов В.В., Ермаков В.Ю., Клишев О.П.* Новый способ снижения вибровозмущений целевой аппаратуры на борту прецизионных космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 6 (79). С. 80-86.

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.

Панчук В.Е. и др. Экспериментальная спектроскопия в ультрафиолетовом диапазоне электромагнитного спектра // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 60-66.

*URL: http://spacegid.com/telescop-james-webb.html* (дата обращения: 01.02.2018).

*URL: http://planetologia.ru/sun/225-list-of-space-based-observatories-in-the-world.html* (дата обращения: 01.02.2018).

*URL: http://crydee.sai.msu.ru/ak4/Chapt\_7\_102.htm* (дата обращения: 01.02.2018).

Статья поступила в редакцию 16.02.2018 г.
# АСТРОФИЗИЧЕСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ ВСЕНЕБЕСНОГО ОБЗОРА НЕБА В УЛЬТРАФИОЛЕТОВОМ ДИАПАЗОНЕ «АСТРОН-2»

#### **М.Е.** Сачков<sup>1</sup>,

профессор РАН, доктор физико-математических наук, msachkov@inasan.ru; **M.E. Sachkov** 

### **А.С. Шугаров**<sup>1</sup>,

младший научный сотрудник, shugarov@inasan.ru; A.S. Shugarov

### И.С. Саванов<sup>1</sup>,

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

ASTROPHYSICAL SPACE MISSION FOR ALL-SKY

SURVEY IN ULTRAVIOLET

**SPECTRAL DOMAIN ASTRON-2** 

**Б.М. Шустов**<sup>1</sup>, член-корреспондент РАН, bshustov@inasan.ru; **В.М. Shustov** 

# С.Г. Сичевский<sup>1</sup>,

младший научный сотрудник, s.sichevskij@gmail.com; **S.G. Sichevskij** 

Представлен проект создания космической астрофизической обсерватории «АСТРОН-2», главной целью которой является проведение всенебесного спектрального и фотометрического обзора в ультрафиолетовой области спектра (115-310 нм). Основу обсерватории составит телескоп апертурой 210 см и полем зрения 2 угл градуса. Шесть дополнительных телескопов апертурой 30-40 см с полем зрения 10 градусов будут использованы для всенебесного обзора в широком диапазоне длин волн одновременно с ультрафиолетовым. Предполагаемые сроки создания обсерватории «АСТРОН-2» -2025–2035 гг. с запуском после завершения работы обсерватории «СПЕКТР-УФ». Приведён список важнейших астрофизических задач проекта «АСТРОН-2». Для реализации проекта, с учётом созданного задела по проекту «СПЕКТР-УФ», требуются значительно меньшие затраты, чем на обсуждаемые проекты NASA и ESA следующего поколения. В то же время предлагаемый проект будет являться прорывным в области астрофизики и позволит России занять прочную «научную монополию» в области ультрафиолетовых исследований.

Ключевые слова: космические исследования; ультрафиолет; спектроскопия.

#### введение

За более чем 50-летний период развития ультрафиолетовой астрономии в мире проведено большое количество кратковременных космических экспериментов и запущено около двух десятков орбитальных космических аппаратов (обсерваторий) для долговременных наблюдений объектов в УФ. Внимание к этому диапазону объясняется широким

A project of space astrophysical observatory ASTRON-2 aimed to carry out the all-sky spectral and photometric survey in the ultraviolet spectral region. The major instrument of the observatory is a 210-cm aperture telescope with a field of view of about 2 degrees. Six additional telescopes with an aperture of 30-40 cm and with a field of view of 10 degrees will be used for the all-sky survey in a wide range of wavelength simultaneously with ultraviolet observations. The expected timeframe for construction of the ASTRON-2 observatory is 2025–2035 with a launch after completion of the SPEKTR-UF mission. List of the most important astrophysical problems which can be solved with the ASTRON-2 is presented. Taking into account facilities created during SPEKTR-UF mission realisation, the total cost of ASTRON-2 mission will be much less than NASA and ESA next generation missions. At the same time this will be a flagship mission in astrophysics and Russia may have «scientific monopoly» for UV observations.

*Key words: Space Research; Ultraviolet; Spectroscopy.* 

спектром возможностей, открывающихся перед учёными при использовании наблюдений Вселенной в ультрафиолете. Современное состояние и перспективы развития технологий УФ-астрономии описаны, в частности, (*Сачков М.Е.*, 2013; Шустов Б.М. и др., 2014; Ефанов В.В. и др., 2017). В России, которая возглавляет работы и несёт основную нагрузку по реа-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва.

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

#### АСТРОФИЗИЧЕСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ ВСЕНЕБЕСНОГО ОБЗОРА НЕБА В УЛЬТРАФИОЛЕТОВОМ ДИАПАЗОНЕ «АСТРОН-2»

лизации международного проекта «СПЕКТР-УФ», направленного на создание большой космической обсерватории для работы в УФ-участке спектра, перспективам дальнейшего развития этого направления, естественно, уделяется особое внимание. «СПЕКТР-УФ» – многоцелевая обсерватория, но её основное назначение - детальное исследование отдельных астрономических объектов методами УФспектроскопии и построение высококачественных изображений на сравнительно малом поле зрения (до 10 угловых минут) (Вибе Д.З., 2016; Макарова Л.Н., Макаров Д.И., 2016; Sachkov M. et al., 2014а; Boyarchuk A.A. et al., 2016). Обзоры неба, проводимые с широкоугольными инструментами, прочно завоевали лидирующие позиции в наземной наблюдательной астрофизике. Наблюдения с использованием широкоугольных астрономических инструментов являются весьма перспективными для широкого круга астрофизических задач. И в то же время технологически сложными, особенно в части создания оптических элементов, их сборки и согласования с соответствующим приёмником излучения. Стоимость таких инструментов очень высока. Например, 8-метровый широкоугольный наземный телескоп LSST стоит около 1 млрд. долларов США, тогда как каждый из двух более крупных, но «обычных», 10-метровых телескопов КЕСК стоит «лишь» 100 млн. долларов. Аналогичные обзоры становятся популярными и во внеатмосферных астрофизических исследованиях. В течение последнего десятилетия были предприняты попытки развития широкоугольных систем для наблюдений из космоса в видимой и ближней ИК: миссия ЕКА (запуск в 2019) и миссия NASA WFIRST (запуск в 2025). Среди главных причин проведения таких обзоров из космоса можно выделить следующие: возможность наблюдений в спектральных диапазонах, не доступных с поверхности Земли; более высокое по сравнению с наземным качество и стабильность изображений; возможность непрерывных наблюдений 24 часа в сутки; в большинстве случаев более низкая фоновая засветка и, соответственно, возможность достижения высокой фотометрической точности.

Немаловажным для России является решение вопроса дальнейшего использования богатейшего научно-технического задела, созданного в процессе работы над проектом «СПЕКТР-УФ».

Анализируя перспективы УФ-астрономии, мы пришли к выводу, что будущая (перспективная) УФобсерватория должна быть нацелена именно на решения задач, связанных с использованием УФ-обзоров и предлагаем проект с названием «АСТРОН-2». «АСТРОН-2» будет представлять собой космическую астрофизическую обсерваторию для всенебесного спектрального и фотометрического обзора в УФ. Он позволит дать ответы на многие вопросы истории образования нашей Вселенной, формирования и эволюции галактик и звёзд. По своим параметрам космическая обсерватория «АСТРОН-2» существенно превзойдёт космический эксперимент GALEX (Martin D.C. et al., 2005), который имел в своём составе телескоп системы Ричи – Кретьена с главным зеркалом 50 см. Запуск миссии GALEX выполнен в апреле 2003 года, прекращение научных наблюдений состоялось в июне 2013 года. Поле зрения телескопа составляло 1.2 градуса. Рабочий спектральный диапазон составлял 135-280 нм. Проект «АСТРОН-2» - научный преемник проектов «АСТРОН» (1983-1989), см. (Boyarchuk A.A. et al., 2013; Boyarchuk A.A. et al., 2014) и «СПЕКТР-УФ» – будет опираться на многие технические решения аппаратуры этих миссий см. статьи (Sachkov M. et al., 2014b; Reutlinger A. et al., 2011; Panchuk V. et al., 2014).

# 1. Научные задачи проекта «АСТРОН-2»

С помощью «АСТРОН-2» станет возможным решение целого ряда важнейших астрофизических задач. Перечислим некоторые из них.

#### 1.1. Глубокий УФ-обзор звёздного населения десятков тысяч галактик и картирование областей звездообразования в них

Звездообразование – процесс рождения звёзд из галактического газа; исследование звездообразования – одна из фундаментальных проблем современной астрофизики. Существование в Галактике нескольких звёздных населений (с типичными для звёзд каждого населения физическими характеристиками, химическим составом и пространственным распределением) теория объясняет непрекращающимся рождением звёзд (различием возрастов звёзд) и изменением их свойств со временем. Каждое население, каждое поколение звёзд хранит следы тех условий, которые имели место в период их рождения. Все индикаторы возраста показывают, что звёзды в Галактике имеют возраст приблизительно от 15 млрд. лет (самые старые) до 100 тыс. лет и меньше. Иными словами, звездообразование происходит в Галактике и сейчас. Об этом свидетельствует присутствие массивных и горячих молодых звёзд спектральных классов О и В во внутренних кромках галактических спиральных рукавов (где концентрация газа и пыли повышена), исследование которых наиболее эффективно именно в УФ-области спектра. Преимущества УФ-диапазона для таких задач ярко иллюстрирует рисунок 1. Наблюдения с помощью «АСТРОН-2» позволят собрать крупнейшую базу картографированных областей звездообразования в других галактиках для их подробного статистического изучения и классификации.



**рисунок 1.** На левом изображении – галактика Туманность Андромеды в оптических лучах, видно старое звёздное население; на правом изображении – галактика Туманность Андромеды в УФ-лучах (изображение космического телескопа GALEX). На изображении в ультрафиолетовых лучах видны спиральные рукава, области звездообразования и горячие экзотические звёздные объекты (LXRs, пульсары)

#### 1.2. Получение детальной карты межзвёздного поглощения в нашей Галактике

Наблюдая межзвёздные линии поглощения газа, можно не только определить содержание различных химических элементов в газовой фазе, но и оценить их содержание в пыли, сравнивая содержание атомов и ионов в газе с их общим космическим содержанием. Это позволит значительно сократить неопределённость выбора модели межзвёздной пыли, поскольку, по современным представлениям, межзвёздные пылинки состоят из пяти важных элементов: С, О, Mg, Si и Fe. К сожалению, содержания элементов измерены для очень небольшого числа направлений в нашей Галактике: О, Mg, Fe – для 120-150 звёзд; Si – для ~40 звёзд и C – для ~20 звёзд. При этом проводились наблюдения лишь ярких звёзд с небольшим поглощением (менее полутора звёздных величин в видимой области электромагнитного спектра), для многих из которых кривая межзвёздного поглощения в УФ-диапазоне неизвестна. Определение кривой поглощения в УФ-участке спектра также будет важным направлением исследований, так как эта информация необходима для определения химического состава и размеров пылевых частиц. Особенно интересным представляется исследование вариаций в так называемом ультрафиолетовом горбе на кривой поглощения на длине волны 217.5 нм, который считается одним из ключевых индикаторов природы космических пылинок.

#### 1.3. Детальное исследование областей звездообразования в нашей Галактике

Одна из фундаментальных задач физики межзвёздной среды, в исследовании которой значение обсерватории «АСТРОН-2» может оказаться решающим, подсчёт полной массы атомарного и молекулярного газа в Галактике. В последние годы появились многочисленные данные о существовании так называемого СО-тёмного газа. Значительная часть (до 70% по массе) может быть тёмной, т.е. быть не всегда наблюдаемой во вращательных линиях молекул СО. Такая возможность связана с тем, что превращение атомарного водорода в молекулярный при сжатии газа начинается, благодаря эффекту самоэкранирования, значительно раньше, чем объединение С и О в молекулы СО. Поэтому обзор неба в абсорбционных линиях лаймановской серии Н<sub>2</sub> будет иметь принципиальное значение не только для оценки массы невидимого в линиях СО молекулярного водорода, но и для исследования окрестностей ближайших молекулярных облаков, построения пространственных профилей распределения H<sub>2</sub>, соотношения между концентрациями H<sub>2</sub> и CO в переходной области и др.

#### 1.4. Исследование экзопланетных систем

Миссия «АСТРОН-2» будет направлена на решение широкого круга задач, связанных с исследованием экзопланетных систем. По данным этих наблюдений планируется не только уточнить историю образо-

#### АСТРОФИЗИЧЕСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ ВСЕНЕБЕСНОГО ОБЗОРА НЕБА В УЛЬТРАФИОЛЕТОВОМ ДИАПАЗОНЕ «АСТРОН-2»

вания и эволюцию Солнечной системы, но и прояснить, как свойства экзопланет зависят от свойств протопланетного дисков, из которого они сформировались. В настоящее время ожидания российских астрономов, занимающихся исследованием экзопланет, связаны с проектом «СПЕКТР-УФ» (*Fossati L. et al.*, 2014). Особенно важны УФ-наблюдения для исследования атмосфер экзопланет.

### 1.5. Астросейсмология

Телескопы обсерватории «АСТРОН-2» позволят методами астросейсмологии в комбинации с измерениями лучевых скоростей (Saio H. et al., 2010; Sachkov M. et al., 2004, Sachkov M. et al., 2008) yctaновить характеристики звёзд, обладающих планетными системами, с ранее недоступной точностью (например, массы звёзд будут определены с точностью лучше 10%, радиусы 1-2% и возрасты 10%). Путём высокоточных измерений спектров колебаний беспрецедентно большого числа красных гигантов будет уточнено их внутреннее строение. Астросейсмологические исследования белых карликов и субкарликов спектральных классов О и В позволят получить сведения об их пульсациях, наблюдения которых с наземными телескопами практически невозможны (Sachkov M., 2010). Важным направлением исследований является обнаружение новых планет около упомянутых субкарликов, это даст важные сведения о свойствах систем «звезда – планета» на поздних стадиях эволюции звёзд. Изучение разнообразных типов переменности звёзд на стадиях эволюции, предшествующих их приходу на главную последовательность, также будет являться важной задачей для малых телескопов миссии. Наблюдения на обсерватории «АСТРОН-2» позволят по изучению переменности кривых блеска в различных длинах волн детально исследовать магнитную активность звёзд (Sachkov M., 2014). Это даст возможность прокалибровать зависимость параметров вращения звёзд от их возраста (гирохронология), найти и проанализировать циклы активности звёзд, получить ограничения на модели звёздного динамо, а также выполнить исследования звёздной корональной сейсмологии. Наконец, будут проведены фотометрические наблюдения звёздных скоплений, в том числе молодых, недоступных для космических миссий KEPLER и COROT, а также наблюдения тесных двойных систем, затменных систем, цефеид (для установления шкалы расстояний во Вселенной, см. (Sachkov M.E., 2002; Sachkov M.E. et al., 1998)), ядер активных галактик.

# 2. Проект «АСТРОН-2» – проект «супер-GALEX»

Из анализа перспектив УФ-астрономии следует вывод, что будущая УФ-обсерватория должна быть нацелена именно на решение задач, связанных с проведением УФ-обзоров. По своим параметрам космическая обсерватория «АСТРОН-2» существенно превзойдёт обзорный космический эксперимент GALEX (*Martin D.C. et al.*, 2005). Космический аппарат GALEX (2003–2013) имел в своём составе телескоп системы Ричи – Кретьена апертурой 50 см и полем зрения 1.2 градусов. Рабочий диапазон длин волн 135–280 нм.



рисунок 2. Внешний облик космического комплекса «АСТРОН-2»



рисунок 3. Общий вид оптической схемы телескопа миссии «АСТРОН-2»

Важнейшие преимущества предлагаемой миссии «АСТРОН-2»:

- высокая фотометрическая чувствительность и точность в широком УФ-участке спектра вследствие применения детекторов ПЗС (или КМОП), хорошо зарекомендовавших себя во многих космических экспериментах;
- высокая точность стабилизации космического аппарата – не хуже 0.03 угловых секунд;
- высокое качество отражающего покрытия оптики;
- возможность проведения глубоких фотометрических и спектральных обзоров по всему небу, включая области неба, содержащие большое число ярких объектов. Эти области были не доступны для проекта GALEX.

По своей сути работу основного телескопа проекта «ACTPOH-2» можно назвать проектом «суперGALEX».

### 3. Состав космической обсерватории «АСТРОН-2»

Основу космической астрофизической обсерватории составит телескоп диаметром зеркала ~210 см и с полем зрения телескопа 2 градуса, оснащённый спектрографом низкого разрешения (*R*=200-500) и камерой поля (рисунок 2). Это позволит провести полные фотометрические и глубокие спектральные обзоры всего неба в диапазоне длин волн 120–310 нм. В качестве такого основного телескопа предлагается телескоп, выполненный по трёхзеркальной схеме с фокусным расстоянием 17000 мм. (рисунок 3). Для заполнения большой фокальной поверхности будет использована сборка мозаичных детекторов. Рассматриваются два варианта фотоприёмников для мозаичного фотоприёмного устройства: традиционные ПЗС-детекторы или перспективные КМОПдетекторы (*Shugarov A. et. al.*, 2014), рисунок 4. Параметры телескопа определяются возможностями существующей инструментальной базы, созданной в процессе работы над проектом «СПЕКТР-УФ».

Предлагается также установить шесть дополнительных телескопов апертурой 30-40 см с полем зрения 10 градусов. Эти телескопы, образующие наблюдательную систему ОБЗОР, будут использованы для всенебесного обзора объектов (до 21 m в полосе V) в широком диапазоне длин волн, включая УФ. В качестве прототипа таких инструментов предлагается созданный в ИНАСАН телескоп VT-78d (Terebizh V.Y., 2016), рисунок 5. Основное назначение телескопа VT-78d – проведение обзоров и массовое обнаружение на небе переменных объектов. Решение этих задач достигается благодаря весьма широкому полю зрения телескопов (10 градусов). Площадь поля зрения одного телескопа составляет ~78.5 квадратных градусов. Предполагается, что приёмником излучения будет служить ПЗС или КМОП детектор формата 4k×4k с пикселем размером 12 мкм.

#### АСТРОФИЗИЧЕСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ ВСЕНЕБЕСНОГО ОБЗОРА НЕБА В УЛЬТРАФИОЛЕТОВОМ ДИАПАЗОНЕ «АСТРОН-2»



**рисунок 4.** Компоновка фокальной поверхности проекта «АСТРОН-2» в случае использования ПЗС-детекторов формата 4к×4к



рисунок 5. Оптическая схема телескопа VT-78d

#### заключение

Рост интереса к крупным обзорным инструментам космического базирования, стимулированный успехом целого ряда наземных обзорных проектов, - явление отнюдь не временное. Описанный проект создания космической астрофизической обсерватории «АСТРОН-2», главной целью которой является проведение всенебесного спектрального и фотометрического обзора в ультрафиолетовой области спектра, будет прорывным проектом в области астрофизики. Опыт работы над обсерваторией «СПЕКТР-УФ» показывает, что проект «АСТРОН-2» вполне реализуем, если не касаться проблем финансирования фундаментальных космических исследований в России. Являясь гораздо менее затратным проектом, чем мега-проекты типа NASA LUVOIR, обсерватория «АСТРОН-2» наряду с возможностями проведения глубоких обзоров (не только в УФ, но и более широком диапазоне) будет иметь возможность выполнять программы детального изучения наиболее интересных объектов и процессов во Вселенной и позволит занять России прочное место лидера в ультрафиолетовых исследованиях.

#### список литературы

*Вибе Д.З.* Проблемы звездообразования по наблюдательным данным в УФ // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 47-51.

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

Макарова Л.Н., Макаров Д.И. Перспективы проекта «ВКО-УФ» для задач звездообразования в карликовых галактиках // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 52-59.

Сачков М.Е. Ультрафиолетовые обсерватории будущего // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 16-20.

Шустов Б.М. и др. Космические перспективы изучения ультрафиолетовой Вселенной: проект «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 4-15.

Boyarchuk A., Savanov I., Kanev E., Shustov B., Sachkov M. The Soviet ASTRON mission: legacy // Astrophysics and Space Science. 2014. 354. P. 247-250.

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Moisheev A.A., Sachkov M.E. SPEKTR-UF Project // Solar System Research. 2013. 47. № 7. C. 499-507.

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Savanov I.S., Sachkov M.E., Bisikalo D.V. Scientific problems addressed by the SPEKTR-UV space project (world space Observatory-Ultraviolet) // Astronomy Reports. 2016. 60. C. 1-42.

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

Martin D.C., Fanson J., Schiminovich D., Morrissey P. et al. The Galaxy Evolution Explorer: A Space Ultraviolet Survey Mission // Astrophysical Journal. 2005. 619. P. 1-6.

Panchuk V., Yushkin M., Fatkhullin T., Sachkov M. Optical layouts of the WSO-UV spectrographs // Astrophysics and Space Science. 2014. 354. P. 163-168.

*Reutlinger A., Sachkov M., Gal C., Brandt C. et al.* Using the CeSiC material for the WSO-UV spectrographs // Astrophysics and Space Science. 2011. 335. P. 311-316.

Sachkov M. Study of pulsations of chemically peculiar a stars // Astrophysical Bulletin. 2014. 69. P. 40-45.

*Sachkov M.* UV observations of sdB stars and prospects of WSO-UV mission for such studies // Astrophysics and Space Science. 2010. 329. P. 261-266.

Sachkov M., Kochukhov O., Ryabchikova T., Huber D. et al. Pulsations in the atmosphere of the rapidly oscillating Ap star 10 Aquilae // MONTHLY NOTICES OF THE ROYAL ASTRONOMICAL SOCIETY. 2008. 389. P. 903-918.

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

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

Sachkov M., Shustov B., Gómez de Castro A.I. WSO-UV project // Advances In Space Research. 2014b. 53. P. 990-996.

*Sachkov M.E.* Two period-radius relations for classical Cepheids: Determining the pulsation mode and the distance scale // Astronomy Letters. 2002. 28. P. 589-593.

Sachkov M.E., Rastorguev A.S., Samus N.N., Gorynya N.A. The radii of 62 classical Cepheids // Astronomy Letters. 1998. 24. P. 377-383.

*Saio H., Ryabchikova T., Sachkov M.* Pulsations in the atmosphere of the roAp star HD24712-II. Theoretical models // MONTHLY NOTICES OF THE ROYAL ASTRONOMICAL SOCIETY. 2010. 403. P. 1729-1738.

Shugarov A., Savanov I., Sachkov M., Jerram P. et al. UV detectors for spectrographs of WSO-UV project // Astrophysics And Space Science. 2014. 354. P. 169-175.

*Terebizh V.Y.* On the Capabilities of Survey Telescopes of Moderate Size // Astronomical Journal. 2016. 152. Id 121. P. 1-10.

Статья поступила в редакцию 14.03.2018 г.

# ПРИБОРЫ ДЛЯ НАЗЕМНОЙ АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКИ МИССИИ «СПЕКТР-УФ»

# INSTRUMENTATION FOR GROUND BASED ASTRONOMICAL SUPPORT OF THE SPEKTR-UF MISSION



**В.Е. Панчук<sup>1</sup>**, доктор физикоматематических наук, panchuk@sao.ru; **V.E. Panchuk** 



М.Е. Сачков<sup>2</sup>, профессор РАН, доктор физикоматематических наук, msachkov@inasan.ru; M.E. Sachkov



**В.Г. Клочкова**<sup>1</sup>, доктор физикоматематических наук, valenta@sao.ru; **V.G. Klochkova** 

В 2018 году Научный комитет проекта «СПЕКТР-УФ» объявит первый конкурс заявок для включения в Базовую научную программу миссии. Значительная часть астрофизических исследований требует при проведении наблюдений в УФ-диапазоне с помощью инструментов обсерватории «СПЕКТР-УФ» также исследований с помощью аппаратуры наземных телескопов в оптическом диапазоне электромагнитного спектра. В данной статье мы рассматриваем ряд задач, требующих проведения совместных наземных и орбитальных наблюдений, и приводим описание инструментов, как существующих так и создающихся специально для наземной поддержки проекта «СПЕКТР-УФ».

Ключевые слова: ультрафиолетовая астрономия; космические миссии; наземная поддержка. In 2018 the Scientific Committee of the project SPEKRT-UF (interbational name is WORLD SPACE OBSERVATORY -ULTRAVIOLET, WSO-UV) will make a call for applications to be included into the project Core Program. Some of astrophysical studies require both Ultraviolet orbital observations with the SPEKRT-UF instrumentations as well as observations with ground based instrumentations in visual wavelengths. In this paper we will discuss spectroscopic instrumentations to be used as project ground support and several astrophysical studies that require both ground base and orbital observations. Main parameters of experiments in the UV spectral domain are described. Potential quality of various instruments is compared. Some technical details of current experiments and prospects of the WSO-UV mission are discussed.

Keywords: Ultraviolet astronomy; Space missions; Ground base support.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Специальная астрофизическая обсерватория РАН, Россия, Карачаево-Черкесская республика, Нижний Архыз.

Special Astrophysical Observatory, Russia, Karachai-Cherkessian Republic, Nizhnij Arkhyz.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва. Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

#### введение

Проект «СПЕКТР-УФ» (международное название «ВСЕМИРНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТО-РИЯ – УЛЬТРАФИОЛЕТ», ВКО-УФ, WSO-UV) – третья миссия серии «СПЕКТР» Федеральной космической программы России. Кроме него в эту серию входят также проекты «СПЕКТР-Р» (Радиоастрон, работает на орбите с 2011 года) и «СПЕКТР-РГ» (будет запущен на орбиту в 2019 году). Обсерватория «СПЕКТР-УФ» создаётся для астрофизических исследований Вселенной в недоступном для наблюдений с земной поверхности ультрафиолетовом (УФ) участке спектра 115-310 нм. Её основное назначение – детальное исследование отдельных астрономических объектов методами УФ-спектроскопии и построения высококачественных изображений на сравнительно малом поле зрения (до 10 угловых минут) (Вибе Д.З., 2016; Макарова Л.Н., Макаров Д.И., 2016; Boyarchuk A. et al., 2016; Sachkov M. et al., 2014а). Россия возглавляет работы и несёт основную нагрузку по реализации этого международного проекта. Детальное описание инструментов проекта «СПЕКТР-УФ» можно найти в статьях (Sachkov M. et al., 2014b; Reutlinger A. et al., 2011, Panchuk V. et al., 2014а). Читателям, интересующимся современным состоянием и перспективами развития технологий УФ-астрономии, мы рекомендуем ознакомиться с работами (*Сачков М.Е.*, 2013; Шустов Б.М. и др., 2014; Ефанов В.В. и др., 2017; Shugarov A. et al., 2014).

Миссия «СПЕКТР-УФ» – многоцелевая астрофизическая обсерватория. В процессе выполнения лётных испытаний будут реализованы базовая программа, национальные программы стран-участниц проекта, а также открытая программа. О научном плане см. статью (*Malkov O., Sachkov M., Shustov B. et al.*, 2011).

На первые два года работы миссии на орбите планируется преимущественное выполнение т.н. базовой программы (Core Program). Основные научные задачи проекта, включённые в базовую программу, кратко могут быть сформулированы следующим образом (*Boyarchuk A. et al.*, 2013; *Boyarchuk A. et al.*, 2014; *Boyarchuk A.A. et al.*, 2016):

- Определение барионной составляющей Вселенной, исследования тепловой и химической эволюции Вселенной.
- Исследования образования и эволюции нашей Галактики, исследования взаимодействия газа и звёзд.
- Физика процессов аккреции и истечения вещества.
- Исследования атмосфер планет (экзопланет).

В практике организации большинства современных проектов крупных многоцелевых обсерваторий (таких как космический телескоп имени Хаббла) некоторая доля времени (после выполнения основной программы) выделяется на выполнение заявок от представителей международного астрономического сообщества на основе открытого конкурса, независимо от того, является ли заявитель представителем страны-участницы проекта. В проекте «СПЕКТР-УФ» также предполагается такая возможность наблюдений в рамках открытой программы (Open Program) для заявок, имеющих важнейшее научное значение мирового уровня, отобранных и утверждённых научным комитетом проекта.

В 2018 году Научный комитет проекта «СПЕКТР-УФ» объявит первый конкурс заявок для включения в Базовую научную программу миссии. Столь ранний сбор заявок (запуск КА «СПЕКТР-УФ» на орбиту запланирован в настоящее время на 2024 год) связан с тем, что значительная часть астрофизических экспериментов требует как наблюдений в УФ-диапазоне с помощью инструментов «СПЕКТР-УФ», так и дополнительных (или подготовительных) исследований с помощью аппаратуры наземных телескопов в оптическом диапазоне электромагнитного спектра. Далее мы кратко остановимся на тех задачах, для наземной поддержки которых могут быть использованы имеющиеся или разрабатываемые нами средства спектроскопии высокого разрешения, а также на описании самих этих инструментов.

# 1. Химический состав межзвёздного газа. Спектрограф IS БТА

По линиям металлов, наблюдаемым в УФ, были получены представления о химическом составе межзвёздной среды (МЗС). Интересно отметить, что первые оценки дисперсии химического состава МЗС, полученные по наблюдениям на космическом телескопе имени Хаббла со спектрографом GHRS, совпали с дисперсией содержания лёгких и тяжёлых химических элементов, определённой по не проэволюционировавшим звёздам на 6-м телескопе БТА. Наземные наблюдения МЗС в немногочисленных резонансных линиях спектра оптического диапазона интересны в том случае, когда линии, приписываемые отдельным структурным элементам МЗС, можно изучать очень детально, разделяя их на отдельные компоненты. Для этой задачи, а также для оценки дисперсии скоростей в холодных компонентах МЗС, необходимо обеспечить спектральное разрешение наземного спектрографа R~300000 и спектральное разрешение космического УФспектрографа R~50000. С этой целью разрабатывается интерференционный спектрограф сверхвысокого разрешения, IS BTA (Kulagin E.S., Panchuk V.E., 2017), который будет работать совместно со спектрографами высокого разрешения «СПЕКТР-УФ». Напомним, что параметр спектрального разрешения

R определяет способность спектрографа детектировать две близко расположенные спектральные линии как отдельные, т.е. отношение средней длины волны, на которой проводятся наблюдения, к разности длин волн таких близких спектральных линий. Прибор IS БТА будет также использоваться для исследования динамики холодных околозвёздных оболочек (*Klochkova V.G.*, 2014). В задачах наземной поддержки исследований МЗС нет необходимости проводить оптические наблюдения строго одновременно с орбитальными, т.к. изменения в спектрах МЗС наблюдаются на длинной временной шкале.

Основываясь на богатом опыте наблюдений на БТА (ВК и ВП – более 40 лет), можем утверждать, что программы синхронной оптической поддержки внеатмосферных наблюдений оказались неэффективными в силу погодных, технических и организационных причин. Кроме того, из программ спектроскопического мониторинга результативными оказались те, которые выполняются либо на короткой шкале, когда весь цикл наблюдений укладывается в одну ночь (быстрая спектроскопия с низким и средним разрешением), либо на длинной шкале (годы). Мониторинг периодических эффектов на характерных временах около 10 суток (например, спектроскопия и спектрополяриметрия химически пекулярных звёзд, спектроскопическое исследование избранных двойных систем (Saio H. et al., 2010; Sachkov M. et al., 2004; Sachkov M. et al., 2008; Sachkov M., 2014), из-за погодного и других факторов растягивается на те же годы. Поэтому политика выделения времени на наземных телескопах для поддержки космических наблюдений, как правило, учитывает высокий приоритет дорогостоящих внеатмосферных наблюдений.

# 2. Исследования двойных систем. Спектрограф ESPri

Для сопровождения программ исследования двойных систем (Boyarchuk A.A. et al., 2016) планируется использовать спектрограф-поляриметр ESPri (Panchuk V. et al., 2016; Panchuk V. et al., 2017), pasрабатываемый в качестве альтернативы работающему в настоящее время на БТА спектрографу ОЗСП (Panchuk V.E. et al., 2014b). Установленный в первичном фокусе БТА, эшелле спектрограф ESPri позволит измерять линейную и круговую поляризацию (R~25000), а также выполнять спектроскопические наблюдения (R~30000) достаточно слабых объектов, с запасом перекрывая возможности наблюдений этих объектов в заатмосферном УФ, с R=50000. Прибор ESPri будет важен также для развития методов доплеровской томографии с учётом поляризации излучения.

Учитывая, что погодные условия в период, выделенный для спектрополяриметрии, могут оказаться пригодными только для проведения спектральных наблюдений, мы предусмотрели возможность трансформации спектрополяриметра в спектрограф. Поэтому сменные фазосдвигающие элементы (две полуволновые и две четвертьволновые пластинки) расположены перед входной щелью спектрографа и могут разворачиваться на любой угол или быть выведены из пучка. При разработке нового эшельного спектрографа первичного фокуса (ESPri) мы увеличили: диаметр коллимированного пучка (d=70 мм), угол блеска эшелле (*R*3), и фокусное расстояние линзовой камеры (1:1.8), F=200 мм. Эти меры позволяют увеличить спектральное разрешение вдвое (*R*=30000 против R=15000 на PFES). Для согласования конструкции спектрографа с габаритами кабины первичного фокуса БТА (внутренний диаметр кабины 160 см) мы применили новую конфигурацию элементов спектрографа (рисунок 1). Элементом скрещенной дисперсии является тандем «призма + решётка», что, при небольшом изменении наклона дифракционной решетки, позволяет регистрировать один из спектральных диапазонов: 380-810 нм или 440-1000 нм. Приёмником излучения является матрица ПЗС размером 2К×2К.



- 1 входная щель; 2 коллиматор; 3 эшелле;
- 4 решётка скрещенной дисперсии;
- 5 призма скрещенной дисперсии;
- 6 линзовый объектив.

**рисунок 1.** Оптическая схема эшельного спектрографа ESPri первичного фокуса 6-метрового телескопа

# 3. Вращение звёзд с пятнами. Спектрограф NES БТА

Основным средством наземной поддержки спектрографов высокого разрешения проекта «СПЕКТР-УФ» мы рассматриваем NES – эшелле спектрограф 6-метрового телескопа БТА, оснащённый кварцевой корректирующей оптикой, и обеспечивающий спектральное разрешение *R*=70000 в диапазоне длин волн 310–1000 нм. Выявлены резервы прибора, позволяющие, в частности, перейти рубеж R=100000 (*Panchuk V. et al.*, 2017b). Из всего многообразия задач наземной поддержки на NES, здесь отметим синхронное исследование в УФ и видимом диапазонах формы спектральных линий, модулируемой вращением пятнистой звезды.

# 4. Изучение эффектов хромосферной активности звёзд. Спектрограф CAES

Продолжительный заатмосферный спектроскопический мониторинг представляется весьма затратным для любого проекта. Поэтому изучение эффектов хромосферной активности, хорошо проявляющихся у холодных звёзд в заатмосферном УФ можно поддерживать наземным мониторингом в линии К CaII, где спектрограф NES достаточно эффективен. В то же время мы считаем, что основные мониторинговые задачи поддержки проекта «СПЕКТР-УФ» должны решаться на телескопе 1-м класса, полностью выделенном под эти задачи. Примеры эффективных мониторинговых задач представлены в работах (Sachkov M.E., 2002; Sachkov M.E. et al., 1998). Нами разработана и изготовлена базовая модель эшелле-спектрографа для телескопов метрового класса CAES (кассегреновский эшельный спектрограф). Такой спектрограф ориентирован на мониторинг ярких объектов (ярче 12-звёздной величины) со спектральным разрешением *R*~35000. Высота щели позволяет учитывать фон неба техногенного и урбанистического происхождения. Система управления выполнена на доступной элементной базе.

На рисунке 2 приведена схема расположения основных элементов спектрографа. Сходящийся пучок света – 1 проходит в щель – 2, затем попадает на зеркальный коллиматор, выполненный по схеме «обратный Ньютон». Диаметр плоского зеркала – 3 вписывается в тень вторичного зеркала телескопа, сформированную в коллимированном пучке. Коллимированный пучок попадает на эшелле – 5, пучки, расходящиеся от эшелле, перехватываются призмой скрещенной дисперсии – 6. Пучки, расходящиеся после призмы, перехватываются линзовым объективом – 7, изображение спектра формируется на площадке светоприёмника – 8.

Исходя из габаритных ограничений, мы выбрали фокусное расстояние коллиматора  $f_1$ =650 мм, диаметр коллимированного пучка  $d_1$ =49 мм. Используем дифракционную решётку с углом блеска 63.5 градуса, плотность нарезки 75 штрихов на мм, размер заштрихованной области 120×60 мм<sup>2</sup>. При выборе элемента скрещенной дисперсии мы остановились на призме (преломляющий угол A=60°, длина основания T=70 мм), чтобы обеспечить хорошее разведение порядков в коротковолновой области. У холодных звёзд в коротковолновом диапазоне сигнал достаточно слабый, поэтому широкое разведение соседних порядков позволит корректно учесть рассеянный свет, изменяющий отсчёты в промежутках между порядками. В длинноволновой области спектра разведение соседних порядков позволяет корректно учитывать рассеянный свет при высоте щели не более 4 угл. с. В качестве камеры спектрографа используем линзовый объектив с  $f_2$ =300 мм, диаметр  $d_2$ =85 мм. Кроме основных оптических элементов, спектрограф оснащён вспомогательными – элементами канала подсмотра щели и канала калибровки. В качестве светоприёмника используется матрица ПЗС с размерами светочувствительной области 36.8×36.8 мм<sup>2</sup>, размерами пикселя 0.009×0.009 мм<sup>2</sup>. Система охлаждения матрицы построена на эффекте Пельтье.



**1** – ход лучей после посадочного фланца до щели спектрографа;

- 2, 3 плоское ломающее зеркало схемы коллиматора;
- 4 вогнутое зеркало коллиматора;
- **5** эшелле;
- 6 призма скрещенной дисперсии;
- 7 линзовый объектив камеры;
- 8 плоскость светоприёмника.

**рисунок 2.** Схема компоновки основных элементов спектрографа CAES

#### заключение

Для успешного выполнения научной программы проекта «СПЕКТР-УФ» ведётся активная работа по дооснащению наземных телескопов аппаратурой для спектроскопических исследований. Важную роль будут играть 6-м телескоп БТА (САО РАН) и 2-м телескоп Терскольского филиала ИНАСАН.

В то же время, для большинства мониторинговых задач более важным на наш взгляд было бы использование специально выделенного телескопа диаметром около 1-м (см. материалы на https://www.sao.ru/Doc-k8/Telescopes/small/descrip.html).

#### список литературы

*Вибе Д.3.* Проблемы звездообразования по наблюдательным данным в УФ // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 47-51.

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

Макарова Л.Н., Макаров Д.И. Перспективы проекта «ВКО-УФ» для задач звездообразования в карликовых галактиках // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 52-59.

Сачков М.Е. Ультрафиолетовые обсерватории будущего // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С.16-20.

Шустов Б.М. и др. Космические перспективы изучения ультрафиолетовой Вселенной: проект «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 4-15.

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Moisheev A.A., Sachkov M.E. SPEKTR-UF Project // Solar System Research. 2013. 47. № 7. C. 499-507.

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Savanov I.S., Sachkov M.E., Bisikalo D.V. Scientific problems addressed by the Spektr-UV space project (world space Observatory-Ultraviolet) // Astronomy Reports. 2016. 60. C. 1-42.

Boyarchuk A., Savanov I., Kanev E., Shustov B., Sachkov M. The Soviet ASTRON mission: legacy // Astrophysics And Space Science. 2014. 354. P. 247-250.

*Klochkova V.G.* Circumstellar envelope manifestations in the optical spectra of evolved stars // Astrophysical Bulletin. 2014. 69. P. 279-295.

*Kulagin E.S., Panchuk V.E.* Project of an Interferometric Ultrahigh Resolution Spectrograph // Stars: From Collapse to Collapse, Proceedings of a conference held at Special Astrophysical Observatory, Nizhny Arkhyz, Russia 3-7 October 2016. Edited by Yu. Yu. Balega, D.O. Kudryavtsev, I.I. Romanyuk, and I.A. Yakunin. San Francisco: Astronomical Society of the Pacific Conference Series. 2017. V. 510. P. 556-557.

*Malkov O., Sachkov M., Shustov B. et al.* Scientific program construction principles and time allocation scheme for the WORLD SPACE OBSERVATORY – ULTRAVIOLET MISSION // Astrophysics and Space Science. 2011. V. 335. P. 323-327.

Panchuk V., Yushkin M., Fatkhullin T., Sachkov M. Optical layouts of the WSO-UV spectrographs // Astrophysics and Space Science. 2014a. 354. P. 163-168.

Panchuk V., Yushkin M., Klochkova V., Sachkov M. PFES2: new primary focus Echelle spectrograph for Russian 6-m telescope // Proceedings of the SPIE. 2016. 9908. id. 99086Y. P. 1-6.

Panchuk V.E., Chuntonov G.A., Naidenov I.D. Main stellar spectrograph of the 6-meter telescope. Analysis, reconstruction, and operation // Astrophysical Bulletin. 2014b. 69. P. 339-355.

Panchuk V.E., Klochkova V.G., Yushkin M.V. The highresolution Echelle Spectrograph of the 6-m telescope of the special astrophysical observatory // Astronomy Reports. 2017b. 61. P. 820-831.

Panchuk V.E., Klochkova V.G., Yushkin M.V., Yakopov G.V. et al. Echellé Spectropolarimeter of the BTA Primary Focus: Purpose and Optical-Mechanical Construction // Stars: From Collapse to Collapse, Proceedings of a conference held at Special Astrophysical Observatory, Nizhny Arkhyz, Russia 3-7 October 2016. Edited by Yu. Yu. Balega, DO. Kudryavtsev, I.I. Romanyuk, and I.A. Yakunin. San Francisco: Astronomical Society of the Pacific Conference Series. 2017a. V. 510. P. 562-563.

*Reutlinger A., Sachkov M., Gal C., Brandt C. et al.* Using the CeSiC material for the WSO-UV spectrographs // Astrophysics and Space Science. 2011. 335. P. 311-316.

*Sachkov M*. Study of pulsations of chemically peculiar a stars // Astrophysical Bulletin. 2014. 69. P. 40-45.

Sachkov M., Kochukhov O., Ryabchikova T., Huber D. et al. Pulsations in the atmosphere of the rapidly oscillating Ap star 10 Aquilae // MONTHLY NOTICES OF THE ROYAL ASTRONOMICAL SOCIETY. 2008. 389. P. 903-918.

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

Sachkov M., Shustov B., Gómez de Castro A.I. WSO-UV project // Advances In Space Research. 2014b. 53. P. 990-996.

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

*Sachkov M.E.* Two period-radius relations for classical Cepheids: Determining the pulsation mode and the distance scale // Astronomy Letters. 2002. 28. P. 589-593.

Sachkov M.E., Rastorguev A.S., Samus N.N., Gorynya N.A. The radii of 62 classical Cepheids // Astronomy Letters. 1998. 24. P. 377-383.

*Saio H., Ryabchikova T., Sachkov M.* Pulsations in the atmosphere of the roAp star HD24712-II. Theoretical models // MONTHLY NOTICES OF THE ROYAL ASTRONOMICAL SOCIETY. 2010. 403. P. 1729-1738.

Shugarov A., Savanov I., Sachkov M., Jerram P. et al. UV detectors for spectrographs of WSO-UV project // Astrophysics and Space Science. 2014. 354. P. 169-175.

Статья поступила в редакцию 19.03.2018 г.

# КОСМИЧЕСКАЯ ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ОСВОЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ

**С.А. Лемешевский**<sup>1</sup>, кандидат экономических наук, lemeshevsky@laspace.ru; **S.A. Lemeshevskii** 

**И.В. Москатиньев**<sup>1</sup>, *miv@laspace.ru;* **I.V. Moskatiniev** 

# SPACE TRANSPORT SYSTEMS FOR INDUSTRIAL AND SCIENTIFIC DEVELOPMENT OF SMALL CELESTIAL BODIES

**О.С. Графодатский**<sup>1</sup>, *доктор технических наук, grafodatsky@laspace.ru;* **О.S. Graphodatsky** 

A.C. Митькин<sup>1</sup>, mias@laspace.ru; A.S. Mitkin

Рассмотрены подходы к созданию космических транспортных систем к наиболее привлекательным внеземным источникам сырьевых ресурсов: Луне и малым телам Солнечной системы – с учётом опыта организации межпланетных исследовательских миссий и текущего уровня развития ракетно-космической техники.

Ключевые слова:

промышленное освоение малых космических тел; исследования малых космических тел.

#### введение

Тема добычи полезных ископаемых на небесных телах, в первую очередь драгоценных металлов и редких элементов, вызывает интерес общественности и специалистов (*Elvis M.*, 2012; *Kargel J.* Metalliferous asteroids..., 1994; *Lewis J.*, 1996; *Sonter M.*, 1996).

Наиболее привлекательными внеземными источниками сырьевых ресурсов считаются Луна и малые тела Солнечной системы (астероиды и кометы).

Хотя процесс освоения внеземных полезных ископаемых сдерживается сложностью и высокой стоимостью космической техники, обусловленными большими энергетическими затратами межпланетных перелётов, по мере развития космических технологий данная сфера человеческой деятельности будет всё более востребованной и масштабной.

Можно ожидать, что процесс освоения космического пространства будет протекать в несколько этапов, характеризующихся всё большей степенью использования ресурсов, см. таблицу 1.

Очевидно, что первый (исследовательский) этап уже реализуется в рамках разнообразных программ по исследованию Луны и малых тел Солнечной системы (Ломакин И.В. и др., 2013).

# **А.Е. Ширшаков**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, shirshakov@laspace.ru; **А.Е. Shirshakov**

**А.В. Балиев**<sup>1</sup>, *khsm@laspace.ru;* **A.V. Baliyev** 

Approaches to the creation of space transport systems for the most attractive extraterrestrial sources of raw materials: the Moon and small bodies of the Solar System – are considered, taking into account the experience of organizing interplanetary research missions and the current level of rocket and space technology development.

*Key words: industrial development of small celestial bodies; studies of small celestial bodies.* 

Следующий этап предполагает ориентацию на разработку наиболее дорогостоящих ресурсов, доставка которых на Землю может быть рентабельной при существующем уровне развития космической техники. Реализация данного этапа даст старт развитию космической экономики, что может привести к росту объёмов космической деятельности и как следствие – к потребности в более глубоком освоении внеземных ресурсов. Признаками начавшегося перехода к данному этапу можно считать возникновение таких компаний, как Planetary Resources и интерес к ним крупного бизнеса, например корпорации SES (*Peter B. de Selding*, 2016).

Потребуется решение не только технических проблем, но и экономических – например, что́ станет с рынком при резком росте предложения за счёт внеземных ресурсов. Есть и правовые вопросы, например, ка́к обеспечить права на экономическую прибыль от инвестиций (права собственности, права на использование). Государства не могут дать права (блага) субъектам экономических отношений, т.к. космическое пространство не подлежит национальному присвоению, и должен быть установлен

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

#### КОСМИЧЕСКАЯ ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ОСВОЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ

название	задачи			
HOODAHODOTAHI OKUU	уточнение моделей формирования Солнечной системы, Луны, астероидов;			
исследовательский	поиск залежей полезных ископаемых; разработка и тестирование методов добычи и переработки			
	добыча драгоценных металлов, элементов платиновой группы,			
добыча ценных материалов	редкоземельных элементов на астероидах или Луне; обогащение руды;			
	транспортировка полиметаллического концентрата на Землю для дальнейшей переработки			
транспортировка астероидов к	перемещение небольших астероидов (порядка 10 м) на околоземную орбиту			
Земле	для дальнейшей переработки на орбитальной станции			
добыча ресурсов для	изготовление конструкционных материалов для производства космических объектов;			
обеспечения космической	добыча воды, кислорода и других газов, производство ракетного топлива			
деятельности	для обеспечения деятельности внеземных баз и заправки космических кораблей			
Tornadian un apaulla	организация колоний на Луне и астероидах; использование ресурсов астероидов			
терраформирование	для изменения климата Марса			

таблица 1 – Этапы использования внеземных ресурсов

международный режим для регулирования эксплуатации природных ресурсов (*Beldavs V. et al.*, 2017). Работы в данном направлении проводятся государственными структурами США и Люксембурга (*http:// www.spaceresources.lu*), что является ещё одним свидетельством о приближении эры эксплуатации космических ресурсов.

Для реализации программ исследования и разработки внеземных ресурсов потребуются космические транспортные системы, обеспечивающие перемещение оборудования и ресурсов между Землёй и телами Солнечной системы.

Данная статья призвана обозначить подходы к созданию подобных транспортных систем, с учётом опыта организации межпланетных исследовательских миссий.

# 1. Характеристики небесных тел

#### 1.1. Луна

Из небесных тел, потенциально пригодных для эксплуатации, наиболее изучена Луна (*Ефанов В.В. и др.*, 2016). В руках учёных имеются пробы вещества из разных районов лунной поверхности, доставленные американскими пилотируемыми («АПОЛЛОН-11, -12, -14, -17») и советскими автоматическими миссиями («ЛУНА-16, -20, -24»), а также данные дистанционных и контактных исследований автоматическими станциями.

На Луне существуют обширные тёмные области, покрытые базальтом (моря), а также более светлые и изрезанные материковые районы.

Лунные морские базальты содержат алюминий, титан, магний, кислород.

Материковые породы богаты силикатными материалами, содержащими железо, алюминий, кальций, хром и т.д.

Поверхность Луны покрыта слоем реголита, образующимся в результате дробления лунного и метеорного материала. В составе реголита имеются кремний, железо, алюминий, титан, в том числе восстановленные до элементарного состояния (Иванов А.В. и др., 2012). Вещество Луны за свою историю подвергалось тепловой дифференциации, на планете происходили активные геологические процессы и вулканические процессы. Поэтому, как и на Земле, здесь следует ожидать существования участков с повышенным содержанием тех или иных минералов и химических веществ. Например, в ходе миссии «Lunar Prospector» выявлено неравномерное распределение по поверхности Луны так называемых КREEP-пород, имеющих повышенное содержание редкоземельных элементов.

Особый интерес представляют полярные области Луны, в которых обнаружены залежи льда. Размещение баз в этих областях, помимо доступа к воде, позволяет уменьшить или даже исключить период лунной ночи.

# 1.2. Астероиды

Сведения о физических и химических свойствах астероидов скудны и нуждаются в обновлении. Дистанционные методы изучения небесных тел, развитые в астрономии, позволяют изучать оптические свойства поверхности астероидов. В частности, все предположения о химическом составе астероидов основываются на сравнении спектров, полученных от астероидов и от метеоритов, чей состав достоверно известен.

Метеориты, в изобилии обнаруживаемые на Земле, условно разделяются на каменные, железные и железокаменные.

Каменные метеориты в основном состоят из силикатов железа, магния и других элементов. Железные метеориты в основе своей являются сплавом железа и никеля.

Содержание в метеоритах драгоценных металлов (золото, серебро), элементов платиновой группы (Ru, Rh, Pd, Os, Ir, Pt), редкоземельных элементов в среднем соответствует распределению этих элементов в земной коре – единицы грамм на тонну и менее (Юсупов С.Ш. и др., 2002; Агафонов Л.В. и др., 2011; Tagle R. et al., 2008; Kargel J. Asteroids..., 1994).



рисунок 1. Области астероидов (выделены серым)

Среди всех астероидов, количество которых оценивается миллионами, наибольший интерес представляют астероиды, сближающиеся с Землёй, условно разделяемые на группы: Амуры, Аполлоны, Атоны и Атиры. К настоящему моменту обнаружено более 17000 таких объектов (*Артемьева Н.А.*, 2010) – см. рисунок 1.

Перелёт на такие астероиды в энергетическом плане (*Near-Earth Asteroid...*, 2018) нередко выгоднее посадки на поверхность Луны, а доставка груза с них на Землю – проще, благодаря незначительной силе притяжения на поверхности астероидов. Для посадки и старта не требуются мощные двигатели с турбонасосным питанием.

На сайте *http://www.asterank.com* (принадлежит компании Planetary Resources) приводится список астероидов, наиболее выгодных с точки зрения организации добычи, первая десятка кандидатов представлена в таблице 2. Оценка даётся исходя из размеров, спектрального класса и параметров орбиты небесных тел.

Наиболее перспективными для начала промышленного освоения считаются астероиды, отождествляемые с железными метеоритами. Например, 16 февраля 1986 года японский астроном Минору Кизавой (обсерватория Сидзуока, Япония) обнаружил астероид (6178) 1986 DA, классифицированный как околоземный объект группы Амур, диаметром около

номер	название	спектральный класс	характеристическая скорость для достижения с орбиты ИСЗ, км/с	размер, м	стоимость ресурсов, млрд. дол.
162173	Рюгу (Ryugu)	Cg	4,663	920	82,76
10302	1989 ML	Х	4,888	600	13,94
4660	Hepeй (Nereus)	Xe	4,986	510×330×241	4,71
101955	Бенну (Bennu)	В	5,096	560	0,67
65803	Дидим (Didymos)	Xk	5,162	780	62,25
436724	2011 UW158	Xc	5,187	300×600	6,69
1943	Антерос (Anteros)	L	5,439	2380	5570
98943	2001 CC21	L	5,626	2480	147,04
7474	1992 TC 5	х	5,647	670	84,01
194006	2001 SG10	Х	5,865	250-500	3,05

	nouron wouldonse nu		
$\mathbf{z} = \mathbf{U} + \mathbf{z}$	роидов, наисолее вы	подных для промышленной	эксплуатации

Примечания

<sup>1</sup> К астероиду Рюгу направлен космический аппарат «Хаябуса-2».

<sup>2</sup> К астероиду Бенну направлен космический аппарат «OSIRIS-REx».

трёх километров. Астероид отличается гораздо большей отражающей способностью в радиодиапазоне (Ostro S.J. et al., Science, 1991), чем другие астероиды, сближающиеся с Землёй, и состоит преимущественно из никеля и железа. Общее же количество полезных металлов, содержащихся в этом астероиде, оценивается примерно в 10000 тонн золота, 100000 тонн платины, 1 миллиард тонн никеля (Ostro S.J. et al., NASA. Reports of Planetary Astronomy, 1991), хотя следует заметить, данная оценка сугубо гипотетическая и сделана для мотивации дальнейших исследований объекта.

#### 1.3. Кометы

Кометы – наименее интересные объекты для эксплуатации. Из-за высокой эллиптичности орбит для их достижения требуется скорость, значительно бо́льшая, чем для полётов к астероидам. Постоянные испарения газа и пыли представляют угрозу для систем космического аппарата и затрудняют навигацию. Основным ресурсом комет считается вода.

#### 1.4. Сравнение Луны и астероидов

Сравнение астероидов и Луны в качестве объектов эксплуатации полезных ископаемых приведено в таблице 3.

В целом, следует отметить, что промышленному освоению астероидов или Луны должен предшествовать этап исследований химического и минерального состава пород и разведки залежей. Информация, собранная на этом этапе, позволит понять, где следует искать полезные ископаемые и какими методами предстоит извлекать и обогащать руду.

# 3. Энергетические возможности средств выведения

Для оценки характеристик потенциальной транспортной системы, обеспечивающей исследования и эксплуатацию внеземных ресурсов, проведена оценка её грузоподъёмности, с учётом параметров существующих и перспективных средств выведения.

Для средств, предназначенных для транспортного сообщения с астероидами, рассмотрены три типа двигательных установок – химические, ядерные и электрические, см. таблицы 4 и 5. Для лунного направления рассматривались только двигатели на химическом топливе, по причине повышенных требований к величине тяги и ограничений на загрязнение околоземного космического пространства радиоактивными материалами (таблица 6).

Определены возможности транспортной системы по транспортировке грузов с Земли на астероид (таблица 4) и по доставке продукции с астероида на Землю (таблица 5).

Транспортная система может применяться для доставки грузов на окололунную орбиту, на поверхность Луны, а также для возвращения груза с поверхности Луны на Землю (таблица 6).

Схема перелёта к Луне и астероидам показана на рисунке 2.

Под полезным грузом понимается масса космического аппарата, за исключением массы топлива, конструкций и служебных систем, обеспечивающих перелёт и посадку на небесное тело. То есть полезным грузом могут являться: научная аппаратура вместе с долей служебных систем, обеспечивающих её функционирование; оборудование и грузы, доставля-

характеристика	Луна	астероиды, сближающиеся с Землёй
природные ресурсы	алюминий, титан, железо, никель, кислород, полярный лёд, драгоценные и редкие металлы (требуется разведка); разнообразная геология спутника	железо, никель, вода, углекислота, драгоценные и редкие металлы (требуется разведка); присутствие ресурсов зависит от класса астероида
характеристическая скорость для достижения поверхности, км/с	6	4 и более
характеристическая скорость для возврата на Землю, км/с	2,6	1,5 и более
ограничения на стартовое окно	условия повторяются ежемесячно	в зависимости от орбиты конкретного астероида, период до нескольких лет
гравитационные условия	значительная гравитация; требуются двигатели большой тяги с турбонасосным питанием	слабая гравитация; требуются специальные меры для удержания на поверхности; возможно применение двигателей малой тяги
типы двигательной установки	химические, ядерные (с ограничениями)	химические, ядерные, электрические
условия связи	умеренная дистанция; реальное время; практически постоянное расстояние ~400 тыс. км	значительная дистанция; задержка сигналов до нескольких минут; переменное расстояние 20–400 млн. км
условия освещения Солнцем	тень до двух недель (в полярных областях меньше); требуется запас энергии (50%) или ядерный источник питания	постоянное освещение (в зависимости от конкретного астероида)

таблица 3 – Сравнение Луны и астероидов как объектов эксплуатации природных ресурсов

таблица 4	4 – Оценка массы полезного груза, доставляемого на астероид, в зависимости от типа	двигательной установки
-----------	--	------------------------

тип двигательной установки и удельный импульс		химическая 3000 м/с	ядерная 8900 м/с	электрическая 14700 м/с		
средство выведения	стартовая (отлётная) масса, кг	масса полезного груза, (масса топлива (рабочего тела)), кг				
«Союз-2» и РБ «ФРЕГАТ»	1950	630 (1100)	630 (1100) 1200 (480)			
«Falcon 9»	2600	840 (1450)	1600 (650)	1800 (400)		
«Союз-5» и РБ «ФРЕГАТ-СБУ2»	4050	1300 (2300)	2500 (1000)	2900 (650)		
«Arian-5»	5000	1600 (2800)	3100 (1200)	3500 (800)		
«Протон-М» и РБ «Бриз»	5500	1700 (3100)	3400 (1300)	3900 (850)		
«Delta 4 Heavy»	5600	1800 (3200)	3500 (1350)	4000 (900)		
«Ангара-5» и РБ «ФРЕГАТ-СБУ2»	5700	1850 (3200)	3600 (1400)	4100 (900)		
«Ангара-7» и РБ «КВТК»	8300	2700 (4700)	5200 (2050)	6000 (1300)		
«Falcon Heavy»	15200	4900 (8600)	9600 (3700)	11000 (2400)		

Примечания

1 Предполагается, что характеристическая скорость для достижения орбиты астероида с низкой околоземной орбиты 6 км/с.

<sup>2</sup> Выведение на отлётную траекторию с помощью ракеты космического назначения.

<sup>3</sup> Космический аппарат построен по одноступенчатой схеме.

<sup>4</sup> Полезным грузом считается вся масса космического аппарата за исключением топлива, конструкции и систем, обеспечивающих перелёт и посадку на астероид.

<b>таблица 5</b> – Оценн	ка массы полезного г	руза, транспорт	пируемого с астер	оида на Землю,	в зависимости от типа
двигательной устан	ЮВКИ				

тип двигательной установки	ной установки и удельный импульс химическая 3000 м/с ядерная 8900 м/с элен		электрическая 14700 м/с			
средство выведения	стартовая (отлётная) масса, кг	(масса топлива «Земля –	масса полезного груза, астероид» + масса топлив	а «астероид – Земля»), кг		
«Союз-2» и РБ «ФРЕГАТ»	1950	150 (1100+650)	150 (1100+650) 2000 (480+1000)			
«Falcon 9»	2600	200 (1450+850)	2700 (650+1300)	4700 (400+1300)		
«Союз-5» и РБ «ФРЕГАТ-СБУ2»	4050	320 (2300+1300)	4200 (1000+2100)	7400 (650+2000)		
«Arian-5»	5000	400 (2800+1600)	5200 (1200+2600)	9200 (800+2500)		
«Протон-М» и РБ «Бриз»	5500	430 (3100+1800)	5700 (1350+2800)	10000 (850+2700)		
«Delta 4 Heavy»	5600	440 (3150+1800)	5800 (1350+2900)	10300 (900+2750)		
«Ангара-5» и РБ «ФРЕГАТ-СБУ2»	5700	450 (3200+1850)	5900 (1400+2900)	10500 (900+2800)		
«Ангара-7» и РБ «КВТК»	8300	660 (4700+2700)	8700 (2050+4300)	15000 (1300+4150)		
«Falcon Heavy»	15200	1200 (8600+4900)	16000 (3700+7800)	28000 (2400+7500)		

Примечания

<sup>1</sup> Предполагается, что характеристическая скорость для достижения орбиты астероида с низкой околоземной орбиты 6 км/с, а для возвращения к Земле – 3 км/с.

<sup>2</sup> Выведение на отлётную траекторию с помощью ракеты космического назначения.

<sup>3</sup> Космический аппарат построен по одноступенчатой схеме. Перелёт на астероид выполняется без груза.

<sup>4</sup> Предполагается прямой вход в атмосферу.

<sup>5</sup> Полезным грузом считается масса материала, доставляемого с астероида, и масса спускаемого аппарата.

#### КОСМИЧЕСКАЯ ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ОСВОЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ

средство выведения	«Союз-2» и «ФРЕГАТ»	«Союз-5» и «ФРЕГАТ-СБУ»	«Ангара-А5» и «КВТК»		
этап полета и характеристическая скорость	масса полезного гру	масса полезного груза, [конечная масса аппарата], (масса топлива), кг			
выведение на низкую околоземную орбиту, 9000 м/с	[8100]	[17800]	[25000]		
разгон с низкой околоземной орбиты, 3150 м/с	[3040]	[5100]	[9400]		
выход на окололунную орбиту, 900 м/с	1900 [2300] (740)	3200 [3850] (1250)	5900 [7100] (2300)		
посадка на Луну, 1700 м/с	950 [1350] (1690)	1600 [2250] (2850)	3000 [4200] (5200)		
старт с Луны, 2600 м/с	_	300 [450] (650)	600 [900] (1200)		
Примечания <sup>1</sup> Удельный импульс двигательной установки 333 с. <sup>2</sup> Разгон к Луне осуществляет ракета космического назнач	іения.				

	0					
TADJULA 6 - 1	Опенка массы	полезного	FNV32 II	VHHOU T	панспортнои	системы
la offinique o	Оценка массы	110310311010	1 py 5 a 51	i y mito n i	punenopinon	CHCICMDI

емые на поверхность; спускаемые аппараты, содержащие контейнеры с обогащённой рудой и т.п.

Легко заметить, что применение химических двигательных установок с удельным импульсом около 3000 м/с не позволяет доставлять на поверхность астероида или Луны полезный груз массой более 1,5–2 тонн даже с применением ракет тяжёлого класса. Возможности по возврату полезного груза ещё скромнее и не превышают сотен килограмм.

Таким образом, применение космических аппаратов с химической двигательной установкой целесообразно только на этапе исследований небесных тел с целью определения их ресурсной базы.

С другой стороны, электрические двигатели (удельный импульс ~15000 м/с и более) резко расширяют возможности по перевозке грузов между Землёй и астероидами (Кульков В.М. и др., 2015). Например, ракета класса «Протон-М» может доставить на Землю около 10 тонн концентрированной руды, при начальной массе аппарата на отлётной от Земли траектории около 5500 кг, включая заправку рабочего тела около 3600 кг. Это позволяет надеяться на рентабельность добычи драгоценных металлов (Au, Pt и т.п.), с учётом реализации оптимистических прогнозов концентрации веществ в породе.

Однако доставка грузов межпланетным транспортным модулем с электрической двигательной установкой требует значительно бо́льших временных затрат по сравнению с химическими или ядерными двигателями.

К сожалению, в лунной транспортной системе электрические двигатели могут найти только ограниченное применение из-за крайне низкой тяги. Посадка на поверхность Луны и старт с нее возможны только на химических двигателях. Ядерными двигателями также, по-видимому, не удастся воспользоваться изза требований радиационной безопасности.



рисунок 2. Схема перелёта к Луне и астероидам

Решением проблемы могло бы стать производство топлива для заправки взлётной ракеты на Луне из местных ресурсов. Но развитие таких технологий – очень отдалённая перспектива космического транспорта, как и сооружение на Луне электромагнитных катапульт из местных материалов и другие подобные проекты.

Перспективным направлением является разработка новых средств для межпланетных перелётов с использованием ресурсов, доступных в космосе, – солнечной энергетики и рабочего тела двигательных установок, которым может быть вещество комет и астероидов (*Багров А.В. и др.*, 2017).

#### 4. Транспортная система

Исследование ресурсной базы астероидов и Луны возможно космическими аппаратами с химическими двигательными установками. Для начального этапа промышленного освоения астероидов рационально использовать межпланетный транспортный модуль с электрической двигательной установкой (*Мартынов М.Б. и др.*, 2011). Промышленное освоение Луны, по-видимому, является более отдалённой перспективой, а транспортная система может быть востребована для снабжения окололунной орбитальной станции и лунных баз на поверхности.

#### 4.1. Исследования Луны

На сегодняшний день Госкорпорацией «Роскосмос» и Российской Академией наук разработана концепция Национальной программы освоения Луны. Программа определяет этапы освоения планеты. Первым этапом концепции является этап создания автоматических космических средств исследования Луны (Кульков В.М. и др., 2013). На текущем этапе задачами автоматических миссий будет детальное исследование свойств и ресурсов планеты. В рамках реализации этого этапа АО «НПО Лавочкина» ведёт работы по созданию космических комплексов, предназначенных для решения таких практических задач, как обеспечение высокоточной и безопасной посадки в заданном районе Луны (Иванов М.А. и др., 2017), дистанционные исследования, забор и анализ образцов грунта, доставка лунного грунта на Землю.

Одной из особенностей Луны является её медленное осевое вращение, из-за которого на поверхности Луны две недели подряд светит Солнце и температура может подниматься до +120°C, а потом две недели длится ночь и температура на поверхности может упасть до -240°C.

Одним из путей решения энергетической проблемы на Луне видится размещение станций вблизи лунных полюсов, где есть вершины гор, на которых Солнце видно почти круглый год. Поэтому ближайшие планы и российской, и американской космонавтики связаны с углублённым изучением околополярных областей Луны.

Второй особенностью Луны является сильная изрезанность рельефа лунной поверхности в околополярных областях. Там нет равнин в виде лунных морей, где было удобно осуществлять посадку автоматических станций и посадку пилотируемых кораблей. Посадка в горных условиях потребует использования техники с применением машинного интеллекта. АО «НПО Лавочкина» работает над задачей активного управления посадкой аппарата на поверхность Луны со сложным рельефом; предложенное решение позволит обеспечить мягкую посадку аппарата на площадке минимальных размеров (*Багров А.В. и др.*, 2012).

При обследовании горных территорий удобные ровные места для посадок можно подобрать, изучая детальные снимки лунной поверхности. Но вывести посадочный аппарат к этим точкам можно, только если иметь хорошую систему координат. Сегодня система лунных координат имеет очень низкую точность; ошибка в определении местоположения по ним составляет сотни метров, а размер области, в которой может осуществиться посадка, составляет эллипс с размером 15×30 км. Поэтому вопрос создания высокоточной и удобной в пользовании системы лунных координат стоит очень остро. АО «НПО Лавочкина» разработало оригинальное решение этой проблемы с помощью световых маяков, которыми будут снабжаться все российские аппараты.

Транспортная система для исследований Луны реализуется в рамках российской лунной программы, предполагающей создание посадочных и орбитальных аппаратов «ЛУНА-25, -26, -27» (*Казмерчук П.В. и др.*, 2016).

#### 4.2. Исследование астероидов

Промышленному освоению астероидов должно предшествовать детальное изучение их физических свойств и минерального состава. Только после этого можно будет принимать решение о целесообразности экспедиций к астероидам с целью добычи их ресурсов, а также о методах разработки этих ресурсов.

Первые миссии транспортной системы будут посвящены доставке космических лабораторий на потенциально интересные объекты с целью посадки (причаливания) и осуществления физико-химических исследований в поисках полезных ресурсов.

Противоречивость современных представлений о структуре астероидов затрудняет проектирование аппаратов для контактного изучения малых тел Солнечной системы. По некоторым теориям, астероиды представляют собой «груды камней», объединённых в одно тело силой взаимного тяготения осколков; другие объясняют низкую плотность астероидов большим содержанием водяного льда.

Ничтожная сила тяжести на астероидах представляет проблему для удержания аппаратов на поверхности. С подобной проблемой столкнулись разработчики миссии «ROSETTA» Европейского Космического Агентства, когда проводили посадку модуля «Philae» на поверхность кометы 67/Р Чурюмова – Герасименко. Небольшая остаточная скорость аппарата оказалась достаточной, чтобы силы упругости вытолкнули его с поверхности кометного ядра, и только после нескольких прыжков «Philae» остановился совсем не в том месте, где планировалась его мягкая посадка, т.к. винтовые якоря не смогли зафиксировать посадочный модуль в выбранном месте.

Транспортная система для исследований астероидов может быть построена на основе лунной транспортной системы с доработками систем связи и управления для функционирования на больших дальностях и созданием средств посадки и удержания на поверхности астероида.

#### 4.3. Разработка астероидов

Проведение горнодобывающих работ на астероидах потребует решения следующих транспортных задач:

- доставка горнодобывающего оборудования на астероид;
- транспортировка готового полиметаллического концентрата на Землю.

Освоению астероидов будет предшествовать развитие следующих технологий:

- разработка посадочной платформы на космические объекты с малым значением тяготения;
- разработка методов извлечения руды (механических, химических, термических и т.п.);
- создание механизмов для добычи полезных ископаемых на астероидах (включая движители для перемещения и средства удержания);
- создание агрегатов для обогащения вещества и отделения пустой породы;
- разработка контейнеров и спускаемых аппаратов доставки грузов;
- разработка энергоустановок;
- развитие робототехники.

Космические средства для добычи полезных ископаемых будут базироваться на межпланетном транспортном модуле. Базовое исполнение транспортного модуля включает:

- маршевую электрореактивную двигательную установку, комплектуемую баками необходимого объёма;
- химическую двигательную установку, использующую двигатели малой тяги (применяется для

проведения динамических операций в районе астероида и на траектории перелёта);

- систему электроснабжения;
- бортовой комплекс управления, включая средства управления сближением и посадкой;
- радиолинию управления и передачи данных;
- телеметрическую систему;
- средства обеспечения теплового режима и другие подсистемы, необходимые для функционирования космического аппарата.

В зависимости от выполняемой функции транспортный модуль дополнительно оснащается:

- устройствами для причаливания и швартовки к астероиду, опорными механизмами для крепления горнодобывающего комбайна, средствами энергоснабжения горного оборудования;
- устройством для подхвата контейнера с рудой и спускаемым аппаратом.

Транспортный модуль может обеспечивать энергоснабжение и управление горнодобывающим комбайном.

#### заключение

В настоящее время тема добычи полезных ископаемых за пределами Земли представляет исключительно теоретический интерес, главным образом, по причине отсутствия достоверной информации о наличии и продуктивности внеземных месторождений полезных ископаемых.

На первоначальном этапе целесообразно сосредоточиться на исследовании сближающихся с Землёй астероидов — их внутреннего химического и минерального состава, а также на разведке ресурсного потенциала Луны.

В случае обнаружения месторождений полезных ископаемых на астероидах, в первую очередь драгоценных металлов и других редких элементов, их добыча может быть рентабельной даже при использовании космической техники текущего уровня развития.

Освоение ресурсов Луны, на начальном этапе, целесообразно только для обеспечения потребностей обитаемых лунных баз.

#### список литературы

Агафонов Л.В., Попов В.А., Аношин Г.Н., Поспелова Л.Н. и др. Минеральный состав, структура и распределение ЭПГ и РЗЭ в железном метеорите Чедер (Тува) // Геология и геофизика. 2011. Т. 52, № 6. С. 794-806.

Артемьева Н.А., Баканас Е.С., Барабанов С.И. и др. Астероидно-кометная опасность: вчера, сегодня, завтра / Под ред. Б.М. Шустова, Л.В. Рыхловой. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. 384 с. Багров А.В., Вятлев П.А., Сергеев Д.В., Сысоев В.К. Концепция обеспечения посадки лунных посадочных станций посредством светотеневого анализа видеоизображения подстилающей поверхности // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 47-52.

Багров А.В., Леонов В.А. Новые технологии 4-й Промышленной революции и будущее космонавтики // К.Э. Циолковский. Проблемы и будущее российской науки и техники: материалы 52-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2017. С. 305-306.

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.

Иванов А.В., Назаров М.А. Исследование образцов реголита, доставленных автоматическими станциями серии «ЛУНА» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4. С. 48-52.

Иванов М.А., Маров М.Я., Базилевский А.Т., Костицын Ю.А. Кратер Богуславский на Луне: выбор места посадки для спускаемого аппарата миссии «ЛУНА-ГЛОБ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 44-51.

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.

Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Крайнов А.М., Шаханов А.Е. и др. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с маршевой электроракетной двигательной установкой для исследования окололунного пространства // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 68-74.

Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Крайнов А.М., Шаханов А.Е. и др. К вопросу проектирования малых космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой для исследований малых тел Солнечной системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 48-54.

Ломакин И.В., Мартынов М.Б., Поль В.Г., Симонов А.В. К вопросу реализации программы исследования малых тел Солнечной системы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 10-17.

Мартынов М.Б., Петухов В.Г. Концепция применения электроракетной двигательной установки в научных космических проектах: преимущества и особенности, примеры реализации // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 2. С. 3-11.

*Юсупов С.Ш., Салихов Д.Н., Гареев Э.З., Бурдаков А.В. и др.* Метеорит «Стерлитамак». Уфа: РА «Информреклама», 2002. 105 с. *Asterank – научно-экономическая база данных более чем 600 000 астероидов.* [Электронный ресурс]. URL: http://www.asterank.com (дата обращения: 24.01.2018).

*Beldavs V., Sommers J.* The emerging field of space economics: theoretical and practical considerations // The Space Review. 2017. [Электронный ресурс]. URL: http://www.thespacereview.com/article/3393/1 (дата обращения: 25.01.2018).

*Elvis M.* Let's mine asteroids – for science and profit: the commercial dream of trawling space for valuable minerals could bring enormous benefits to a wide range of sciences // Nature. 2012. V. 485, № 7400. 549 p.

*Kargel J.* Asteroids: Sources of Precious Metals // Space Resource News. 1994. V. 3, № 12. P. 1-4.

*Kargel J.* Metalliferous asteroids as potential sources of precious metals // Journal of Geophysical Research: Planets. 1994. V. 99, Issue E10. P. 21129-21141.

*Lewis J.* Mining the sky: untold riches from the asteroids, comets and planets. Addison-Wesley Pub. 1996.

*Near-Earth Asteroid Delta-V for Spacecraft Rendezvous* // NASA. [Электронный ресурс]. Дата обновления 22.01.2018. URL: https://echo.jpl.nasa. gov/~lance/delta\_v/delta\_v.rendezvous.html (дата обращения: 24.01.2018).

Ostro S.J., Campbell D.B., Chandler J.F., Hine A.A. et al. Asteroid 1986 DA: Radar Evidence for a Metallic Composition // Science. 1991. V. 252(5011). P. 1399-1404. DOI:10.1126/science.252.5011.1399.

*Ostro S.J., Campbell D.B., Chandler J.F., Hine A.A. et al.* Asteroid 1986 DA: Radar evidence for a metallic composition // NASA. Reports of Planetary Astronomy. 1991. 174 p.

*Peter B. de Selding.* Luxembourg taking major stake in Planetary Resources' European business // SpaceNews. [Электронный ресурс]. Дата обновления 13.06.2016. URL: http://spacenews.com/Luxembourg-governmentto-buy-up-to-49-of-planetary-resources-europeanbusiness/ (дата обращения 26.01.2016).

*Sonter M.* The Technical and Economic Feasibility of Mining the Near-Earth Asteroids. Master of Science (Honours) thesis, Department of Physics, University of Wollongong, 1996. DOI: 10.1111/j.1945-5100.2008. tb00671.x.

*Tagle R., Berlin J.* A database of chondrite analyses including platinum group elements, Ni, Co, Au, and Cr: Implications for the identification of chondritic projectiles // Meteoritics & Planetary Science. 2008. 43. P. 541-559. DOI: 10.1111/j.1945-5100.2008.tb00671.x.

*URL: http://www.spaceresources.public.lu/en.html* (дата обращения: 26.01.2018).

Статья поступила в редакцию 12.03.2018 г.

# ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ, СПУСКАЕМОГО В АТМОСФЕРЕ МАРСА

**М.М. Голомазов**<sup>1</sup>, профессор, доктор физикоматематических наук, mmg@icad.org.ru; **М.М. Golomazov** 

# EXAMINATION OF THE AERODYNAMICS OF A PROSPECTIVE DESCENT MODULE DESCENDING IN THE ATMOSPHERE OF MARS



**А.А. Иванков**<sup>2</sup>, доктор технических наук, ival@laspace.ru; **А.А. Ivankov** 

В статье описаны методы и представлены результаты расчётов обтекания перспективного десантного модуля и физико-химических процессов в поле течения возле аппарата на участке аэродинамического торможения в атмосфере Марса. Исследуются граничные условия и модели химических процессов, соответствующие реальным условиям входа в атмосферу планеты.

Ключевые слова: десантный модуль; траектория; атмосфера; равновесные и неравновесные химические реакции.

#### введение

Исследуется участок аэродинамического торможения перспективного десантного модуля (ДМ) в плотных слоях атмосферы Марса, где скорость полёта изменяется от максимальной гиперзвуковой до малой сверхзвуковой. На этом участке полёта на поверхности аппарата реализуются максимальные значения температуры и давления газа, величины которых в значительной степени зависят от химических реакций, протекающих в потоке газа между отошедшей ударной волной и поверхностью аппарата. При спуске ДМ вдоль баллистической траектории времена релаксации поступательных, вращательных The methods are described and the results of calculations for the flow of a prospective landing module and physical-chemical processes in the flow field near the apparatus in the aerodynamic braking area in the Martian atmosphere are described. The boundary conditions and models of chemical processes corresponding to the actual conditions for entering the atmosphere of the planet are investigated.

Key words: descent module; trajectory; atmosphere; equilibrium and non-equilibrium chemical reactions.

и колебательных степеней свободы частиц газа много меньше характерного газодинамического времени, и они находятся в равновесном состоянии. Малая плотность атмосферы Марса вносит определённые трудности при расчётах обтекания аппарата.

При гиперзвуковых скоростях полёта характер протекания химических реакций зависит от давления и температуры газа в атмосфере на высоте, до которой снизился ДМ. На больших высотах при низком атмосферном давлении химические реакции в газовой среде протекают неравновесным образом, тогда как в более плотных слоях атмосферы реакции становятся

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Институт автоматизации проектирования РАН, Россия, г. Москва.

Institute of Design Automation of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

равновесными. Точную границу изменения характера протекания реакций определить невозможно вследствие их большого количества, различных диапазонов температур и характерного времени протекания.

Одной из задач настоящего исследования является определение границы между неравновесным и равновесным участками траектории полёта ДМ. При больших сверхзвуковых скоростях полёта химические реакции протекают равновесным образом, а при скоростях менее 800 м/с газ принимается совершенным.

#### 1. Математическая постановка задачи

Система уравнений газовой динамики имеет вид (Голомазов М.М., Финченко В.С., 2013)

 $(\rho \mathbf{V}, \nabla) \mathbf{V} + \nabla p = 0$  – уравнения Эйлера;

 $\nabla(\rho V)=0$  – уравнение неразрывности (где V – вектор скорости;  $\rho$  – плотность; p – давление газа);

 $V^{2}/2+H=(V^{2}/2+H)_{\infty}$  – уравнение энергии;

 $p = \frac{\rho RT}{\mu}$  – уравнение состояния газа (где H – эн-

тальпия; *T* – температура; µ – молекулярный вес смеси газов).

Система уравнений химической кинетики представляется в виде

 $V\nabla y_i = w_i(p, T, y_i), (i=1,..., n-2),$ 

где  $y_i$  – мольно-объёмные концентрации компонентов;  $w_i$  – скорость изменения концентрации *i*-й компоненты; n – число компонентов газовой смеси.

Принимаются следующие граничные условия: на ударной волне:

 $(\rho \mathbf{V} \mathbf{n})_s = (\rho \mathbf{V} \mathbf{n})_{\infty};$ 

$$(\mathbf{Vt})_s = (\mathbf{Vt})_{\infty};$$

 $[p+\rho(\mathbf{Vn})^2]_s = [p+\rho(\mathbf{Vn})^2]_{\infty};$ 

$$(H+VV/2)_s=(H+VV/2)_{\infty}$$

где **n** и **t** – единичные векторы нормали и касательной к ударной волне; индекс « $\infty$ » относится к величинам перед ударной волной; индекс «*s*» – к величинам за ударной волной.

Для уравнений химической кинетики начальные условия определяют, исходя из постулированных процессов в смеси газов при переходе через ударную волну. Обычно рассматриваются два предельных условия: в неравновесном случае – сохранение состава, в равновесном случае – решение уравнений Гульдберга – Вааге для соответствующих *m*-реакций диссоциации

$$\prod_{i=1}^{n} p_{i}^{v_{ij}} = K_{pj}(T), j=1,...,m,$$

где  $p_i$  — парциальное давление *i*-й компоненты;  $n_{ij}$  — стехиометрический коэффициент *i*-й компоненты в *j*-й реакции;  $K_{pj}$  — константа равновесия для *j*-й реакции. Для равновесных реакций вместо расчёта состава газа используются табличные зависимости вида  $\rho = \rho(p, T), H = H(p, T).$ 

На поверхности тела используется граничное условие **Vn**=0,

где **n** – вектор нормали к поверхности тела.

На предельной характеристической поверхности задаётся условие непрерывности производной по нормали  $\frac{\partial V}{\partial n}$ , где **n** – вектор нормали к характеристической поверхности.

Такая постановка краевой задачи обеспечивает условие существования и единственности решения уравнений смешанного типа, какими являются уравнения газовой динамики (*Трикоми* Ф., 1947).

### 2. Влияние граничных условий для концентраций компонентов газовой смеси на структуру течения

Траектория десантного модуля при входе в атмосферу Марса определяется значениями баллистических параметров в начальный момент времени. При проведении расчётов в точке входа принимаются следующие начальные значения: высота  $H_0=120$  км, скорость  $V_0=5582$  м/с и угол входа в пределах  $\theta_0=-12.6...13.1^\circ$ . Исследования, проведённые в работах (Голомазов М.М., Иванков А.А., 2015; Голомазов М.М., Иванков А.А., 2016), показали, что траектория полёта по темпам протекания физико-химических процессов в потоке газа между отошедшей ударной волной и поверхностью аппарата разделяется на два участка – с неравновесным и равновесным протеканием процессов.

Выбранная математическая модель позволяет однозначно и строго определять границы расчётной области и условия на границах для всех искомых функций, кроме концентраций компонентов газовой смеси, для которых задаются начальные условия на ударной волне. Исходя из постулированных процессов в смеси газов при переходе через ударную волну, которая для идеального газа является математической поверхностью, эти условия можно варьировать от условий в набегающем потоке (условия сохранения концентраций) до равновесных значений при значениях температуры и давления за скачком уплотнения. Эти два предельных случая позволяют в широких пределах варьировать начальные условия для концентраций компонентов газовой среды.

На рисунке 1 приведены распределения температуры и концентраций газовых компонентов вдоль нулевой линии тока (значения координаты  $\xi=0$  и  $\xi=1$ относятся соответственно к поверхности тела и ударной волне) для неравновесных и равновесных химических реакций при скорости полёта V=5582 м/с на высоте H=90 км.

#### ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ, СПУСКАЕМОГО В АТМОСФЕРЕ МАРСА

Видны различия в величине и поведении функций в поле течения за ударной волной для неравновесного (кривые 1) и равновесного (кривые 2) состояния газа. Значение неравновесной температуры Tв 2.5 раза превосходит значение равновесной температуры. Концентрация  $\alpha$  углекислого газа CO<sub>2</sub> равна нулю в равновесном случае и изменяется от 1.0 до 0.25 при неравновесных химических реакциях.

На рисунке 2 для результатов расчётов, приведённых на рисунке 1, представлены распределения температуры и концентрации компонентов смеси вдоль замыкающего (граничного) луча области. Здесь в равновесном случае концентрация  $CO_2$  также равна  $\alpha=0$ , а в неравновесном  $\alpha=1$ , т.е. химические реакции не протекают на границе расчётной области, хотя температура газа достигает здесь значений около 10000 К.

Существенные расхождения в распределении и значениях температур и концентраций в поле течения возле аппарата позволяют предположить, что в действительности в этой области реализуются промежуточные условия для концентраций газовых компонент на ударной волне.

На рисунке 3 приведены физические картины течения газа на высоте полёта ДМ *H*=90 км для неравновесного и равновесного случая. Здесь также заметны существенные различия в конфигурациях ударной волны и звуковой линии (вдоль которой скорость частиц газа равна скорости звука), обозначенных на рисунке 3 соответственно кривыми красного и синего цвета.

В равновесном случае звуковая точка течения расположена на конической части поверхности ДМ и вся дозвуковая область течения сосредоточена вблизи сферического затупления аппарата. Форма ударной волны при этом более соответствует картине обтекания затупленных конусов с малым углом раствора образующей поверхности, как, например, у спускаемого аппарата «ФОБОС-ГРУНТ» (Голомазов М.М. и др., 2011).

Неравновесная трансзвуковая зона прилегает ко всей лобовой поверхности десантного модуля и более соответствует структуре течения при гиперзвуковом обтекании сильно затупленных тел. При этом коэффициент лобового сопротивления аппарата в неравновесном случае  $C_x=1.677$ , что меньше соответствующего значения  $C_x=1.775$  для равновесного случая.

Отсутствие молекул углекислого газа  $CO_2$  во всем поле течения в ударном слое для равновесного расчётного случая означает, что в этом случае интенсивно протекает реакция диссоциации с образованием молекулы окиси углерода CO и атома кислорода O. Равновесная температура при этом не превышает 4000 К во всей расчётной области.

# 3. Расчёт неравновесного течения возле десантного модуля

Расчёты неравновесного обтекания ДМ проводились при различных начальных значениях концентрации  $\alpha$  для CO<sub>2</sub> за ударной волной в пределах от 0.5 до 1.0. Результаты расчётов представлены на рисунке 4. Здесь приведены графики изменения температуры *T* и концентрации а для газовых компонент CO<sub>2</sub> и CO вдоль замыкающей границы области для трёх начальных значений концентрации CO<sub>2</sub>: кривая 1 соответствует начальному значению  $\alpha_1=1$ , кривая 2 –  $\alpha_2=0.75$  и кривая 3 –  $\alpha_3=0.5$ . Величины температуры и концентрации CO<sub>2</sub> равномерно уменьшаются, а концентрации CO равномерно увеличиваются с уменьшением начальных значений концентрации CO<sub>2</sub>, стремясь к равновесному пределу.



**рисунок 1.** Поле течения вдоль нулевой линии тока



**рисунок 2.** Поле течения вдоль замыкающего луча расчётной области



неравновесный; 2 – равновесный.
 рисунок 3. Расчётные области в неравновесном и равновесном случаях

На рисунке 5 сравниваются значения температуры T и концентраций  $\alpha$  для углекислого газа CO<sub>2</sub> и окиси углерода CO на замыкающей границе расчётной области для равновесного и неравновесного течений с начальным условием  $\alpha_2$ =0.5 для CO<sub>2</sub>. Здесь неравновесная температура по величине приближается к равновесной, но концентрации CO<sub>2</sub> и CO существенно отличаются от их равновесных значений.



**рисунок 4.** Поле течения на замыкающем луче расчётной области

На рисунке 6 приводятся физические картины для четырёх расчётных случаев неравновесного и равновесного течений газа. Видно, что в неравновесных случаях ударные волны и звуковые линии равномерно приближаются к их положениям для варианта равновесного течения газа. Значение коэффициента лобового сопротивления  $C_x$ =1.677 для неравновесного течения приближается к соответствующему равновесному значению  $C_x$ =1.775, но не достигает его.

Конфигурацию области течения возле ДМ определяет отход ударной волны от тела  $\Delta$ , который в неравновесном случае для исследуемых начальных значений концентрации CO<sub>2</sub>  $\alpha_i$ =1, 0.75 и 0.5 достигает соответственно значений  $\Delta_i$ =0.024, 0.0142, 0.00935. В равновесном случае  $\Delta$ =0.0097, т.е. отход ударной волны при начальном условии  $\alpha_2$ =0.5 для CO<sub>2</sub> немного меньше отхода в равновесном случае. При демонстрации результатов линейные размеры отнесены к диаметру миделя ДМ *D*=3.8 м.

На рисунке 7 представлены результаты неравновесного расчёта с начальным условием концентрации  $CO_2 \alpha = 0.55$  и результаты расчёта равновесного обтекания ДМ при скорости V=5582 м/с на высоте полёта H=90 км.

На замыкающей границе значение неравновесной температуры превышает соответствующее равновесное значение примерно на 1000 К. Равновесная концентрация CO<sub>2</sub> равна нулю, а неравновесное значение снижается от 0.55 CO<sub>2</sub> на ударной волне до 0.5 CO<sub>2</sub> на поверхности тела. Коэффициенты лобового сопротивления  $C_x$  для неравновесного и равновесного течений отличаются на величину 0.075. Отход ударной волны от тела  $\Delta$ =0.0097 в случае равновесного течения меньше соответствующего значения  $\Delta$ =0.01 – отхода волны в неравновесном случае.



**рисунок 5.** Сравнение результатов для неравновесного и равновесного течений газа

#### ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ, СПУСКАЕМОГО В АТМОСФЕРЕ МАРСА



**рисунок 6.** Физические картины течения газа для исследованных расчётных случаев

# 4. Расчёт траектории десантного модуля

На рисунке 8 представлены результаты расчёта температуры торможения T и коэффициента  $C_x$  вдоль траектории ДМ с начальными условиями входа: высота  $H_0=120$  км, скорость  $V_0=5582$  м/с, угол  $\theta_0=-12.6^\circ$ . Расчёт выполнен на основе проведённых исследований неравновесного и равновесного обтекания ДМ при различных начальных условиях для концентрации CO<sub>2</sub> на ударной волне.

На начальном участке полёта при малой плотности атмосферы Марса использовалась модель неравновесного течения смеси газов в ударном слое с начальным условием для концентрации СО<sub>2</sub>  $\alpha$ =0.55. Расчёт выполнен для участка траектории ДМ в интервале времени *t*=1...90 с. Параметры траектории полёта в момент *t*=90 с составляют: *H*=32.6 км, *V*= 4877 м/с и угол  $\theta$ =-7.64°. Эти значения параметров исполь-



**рисунок 7.** Результаты расчётов при начальном условии  $\alpha$ =0.55 CO<sub>2</sub>

зуются в дальнейшем в качестве начальных условий для расчёта равновесного участка полёта аппарата.

Переход к математической модели равновесного течения приводит к незначительной разнице в температуре Т и в коэффициенте лобового сопротивления C<sub>r</sub>. Более заметный скачок в значении коэффициента  $C_x$  виден на неравновесном участке полёта в момент t=50 с, что связано с перестройкой течения в ударном слое из-за перемещения звуковой точки с тороидальной кромки ДМ на коническую часть поверхности. Коэффициент лобового сопротивления С<sub>х</sub> на неравновесном участке траектории увеличивается от  $C_x=1.695$  в момент времени t=0 до величины  $C_x=1.745$  при t=90 с. Максимальное значение коэффициента лобового сопротивления C<sub>x</sub>=1.75 достигается в момент t=100 с в начале равновесного участка траектории, оставаясь постоянным до 110-й секунды полёта. Затем начинается резкое снижение коэффициента до значения  $C_x=1.57$  в течение 30 секунд полёта и более плавное уменьшение до значения C<sub>r</sub>=1.50 в интервале времени от 140-й до 191-й секунды полёта, для которой параметры траектории составляют: *H*=3.71 км, *V*=478 м/с, θ=−22.27°.



**рисунок 8.** Изменение температуры торможения *Т* и коэффициента *C*<sub>x</sub>



**рисунок 9.** Изменение параметров потока вдоль траектории с  $\theta_0$ =-13.1°

Температура торможения вдоль траектории плавно снижается от T=7750 К в начале неравновесного участка до T=300 К в конце траектории в момент t=191 с.

На рисунке 9 представлены результаты расчёта траектории ДМ с начальными параметрами входа: высота  $H_0$ =120 км, скорость  $V_0$ = 5582 м/с, угол  $\theta_0$ =-13.1°. На начальном участке траектории использовалась модель неравновесного течения смеси газов в ударном слое с начальным условием для концентрации 0.55 CO<sub>2</sub>. Расчёт по неравновесной модели проводился до момента времени *t*=84 с. В этой промежуточной точке траектории параметры составляют: высота *H*=33.0 км, скорость *V*=4977 м/с, угол  $\theta$ =-8.45°. Эти значения используются затем в качестве начальных условий для последующего расчёта участка траектории ДМ с равновесным протеканием физико-химических процессов.

Коэффициент лобового сопротивления  $C_x$  на характерных участках траектории имеет значения, близкие к значениям для траектории с углом входа  $\theta_0$ =-12.6°, сдвинутые на несколько секунд вперед по времени. Температура торможения *T* изменяется плавно в тех же пределах – от *T*=7750 К до *T*=300 К на заключительном участке траектории в момент *t*=180 с.

На рисунке 9 вдоль траектории полёта приведены также графики функций H(t) и V(t), которые показывают плавное и непрерывное изменение баллистических параметров по траектории спуска ДМ.

#### заключение

Разработанная и исследованная методика расчёта траектории перспективного десантного модуля в атмосфере Марса даёт возможность правильного учёта изменения условий полёта и позволяет адекватно описывать характер течения между ударной волной и поверхностью аппарата. Использование различных математических моделей потока газа в ударном слое позволяет с высокой точностью определять температуру и давление газа у поверхности аппарата и его аэродинамические характеристики.

На начальном участке траектории ДМ течение газа за ударной волной описывается уравнениями газовой динамики и химической кинетики. Для определения адекватного решения в расчётной области на ударной волне задаётся начальное значение концентрации молекул CO<sub>2</sub> в пределах 0.5...1.0. Значение концентрации выбирается в зависимости от близости значений температуры и отхода ударной волны к их равновесным значениям. Для условий входа ДМ в атмосферу Марса начальное значение концентрации молекул CO<sub>2</sub> составляет  $\alpha$ =0.55. Расчёт по неравновесной модели течения проводится до момента времени, после которого эта модель не позволяет получить адекватное решение поставленной задачи. Траекторные параметры в этой переходной точке траектории используются в качестве начальных данных для продолжения расчёта заключительного участка траектории по равновесной модели течения газа.

Переход к равновесной модели не приводит к большим разрывам в значениях температуры на стыке неравновесного и равновесного течений газа. Расчёты траекторий показали, что коэффициент лобового сопротивления  $C_x$  изменяется по траектории спуска аппарата в широких пределах:  $C_x=1.5...1.75$ .

Значительные трудности в расчётах возникали на участках траекторий, для которых звуковые точки располагались на конической части поверхности аппарата.

Проведённые исследования показали возможность расчёта траекторий ДМ на основе математических моделей неравновесного и равновесного течений газа для наиболее точного определения термодинамических и аэродинамических характеристик на участке торможения аппарата в атмосфере Марса, что в конечном итоге позволяет точнее определять траекторию полёта аппарата и точку посадки на поверхность планеты.

#### список литературы

Голомазов М.М., Иванков А.А. Расчетно-теоретическое исследование воздействия атмосферы Марса на десантный модуль проекта «ЭКЗОМАРС-2018» при аэродинамическом торможении // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 26-35.

Голомазов М.М., Иванков А.А. Численное исследование влияния частиц атмосферы Марса на конструкцию теплозащиты десантного модуля «ЭКЗО-МАРС-2» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 11-21

Голомазов М.М., Иванков А.А. Программный комплекс для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 41-53.

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

Голомазов М.М., Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И. Пакет программ для системы автоматизированного аэродинамического проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 2. С. 20-25.

*Трикоми* Ф. О линейных уравнениях смешанного типа. М.: Гостехиздат, 1947. 192 с.

Статья поступила в редакцию 15.03.2018 г.

# РАЗРАБОТКА РАЦИОНАЛЬНОЙ СХЕМЫ ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ К ЦЕНТРУ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

**И.В. Платов<sup>1</sup>,** кандидат технических наук, aia@laspace.ru; **I.V. Platov** 

# RATIONAL FLIGHT SCHEME DESIGN OF THE MISSION SPACECRAFTS TO THE CENTRE OF SOLAR SYSTEM



**A.B.** Симонов<sup>1</sup>, кандидат технических наук, alex.simonov@laspace.ru; **A.V. Simonov** 

Статья посвящена особенностям разработки траекторий полёта к центру Солнечной системы двух перспективных российских космических аппаратов. Научной целью проекта является исследование околосолнечного пространства с близких расстояний (60–80 радиусов Солнца) и внеэклиптических наклонений. Плоскости рабочих орбит аппаратов должны быть наклонены в противоположные по отношению к оси вращения Солнца стороны. В статье приведено описание траекторий космических аппаратов и указаны основные характеристики их схем полёта.

Ключевые слова: космический annapam; схема полёта; межпланетный перелёт; гравитационный манёвр; Солнце.

#### введение

В статье (Платов И.В. и др., 2015) были приведены описания трёх вариантов конструкции космического аппарата (КА): один вариант – с «химической» двигательной установкой (ДУ) и два варианта комбинированных систем с электроракетной ДУ на базе RIT-22 и СПД-140Д. На этапе эскизного проектирования для этих вариантов были разработаны схемы полёта, позволяющие доставить КА за время активного существования на гелиоцентрическую орбиту с радиусом перигелия 60–70 радиусов Солнца и наклонением The article is devoted to the peculiarities of the flight trajectories design to the centre of Solar system for the two perspective Russian spacecraft. The scientific goal of the program is research of the space around the Sun from close distances (60–80 solar radii) and out-of-ecliptic inclinations. The planes of the operating orbits of the spacecraft should be inclined in opposite directions with respect to the Sun rotation axis. The article describes the trajectories of the spacecraft and describes the main characteristics of their flight profiles.

Key words: spacecraft; flight profile; interplanetary transfer; gravity assist maneuver; the Sun.

25–30 градусов к плоскости эклиптики. Для рабочего проектирования был принят вариант КА с комбинированной ДУ (с использованием однокомпонентных химических и электроракетных двигателей производства ОКБ «Факел»), который позволяет достичь заданных параметров орбиты Солнца и выполнить научную программу в течение заданного срока активного существования КА.

В процессе рабочего проектирования выявилась необходимость дополнительной проработки проекта,

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

связанная главным образом с появлением в составе космического комплекса двух КА с соответствующим набором служебных систем. Одним из пунктов сформированных исходных данных предусматривается использование на каждом КА в составе двигательной установки двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ). Предполагается, что проведение коррекций траектории КА будет обеспечиваться работой четырёх двигателей 11Д457Ф суммарной тягой 22 кгс (215,6 Н). Для разгрузки двигателей-маховиков и обеспечения стабилизации и ориентации КА используются двигатели 17Д58ЭФ, тяга каждого составляет 1,27 кгс (12,45 Н). При необходимости они также могут применяться для проведения небольших коррекций траектории, так как вносят меньшую ошибку исполнения манёвров. ЖРД МТ, производства НИИМаш (г. Нижняя Салда) для удобства установки на КА объединены в четыре блока по три двигателя в каждом: два двигателя стабилизации 17Д58ЭФ и один двигатель 11Д457Ф.

Основные требования к формированию целевых орбит сохраняются. КА должны сблизиться с Солнцем до расстояний в 60–80 его радиусов и постепенно наклонять плоскость своей орбиты к плоскости эклиптики, что позволит реализовать новые наблюдения и измерения, необходимые для решения научных задач и достижения основных целей миссии (*Кузнецов В.Д.*, 2015; *Киznetsov V.D. et al.*, 2016).

Проект должен был быть разработан исходя из запуска КА с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя (PH) «Союз-2» с разгонным блоком (РБ) «ФРЕГАТ» (Асюшкин В.А. и др., 2014). Однако, в связи со значительным увеличением начальной массы КА, как в варианте с комбинированной ДУ, так и в варианте с ЖРД МТ необходимо использовать средство выведения более тяжёлого класса. Поэтому в настоящий момент дополнительно рассматриваются варианты выведения с помощью PH «Ангара-А5» с РБ «ДМ» с космодрома Восточный и РН «Союз-5» («Сумкар») с РБ «ФРЕГАТ-СБУ» (Асюшкин В.А. и др., 2017) с космодрома Байконур. Срок активного существования аппарата должен превышать семь лет, за это время должно быть достигнуто наклонение более 25°.

# 1. Схемы полёта КА

Полёт во внутреннюю часть Солнечной планетной системы с приближением к Солнцу на расстояние 60–80 его радиусов (до 40–50 млн. км) требует очень больших энергетических затрат. Для прямого полёта от Земли в эту область требуется разогнать КА до асимптотической скорости примерно 10,5 км/с, в то время как для полёта к Марсу или Венере достаточно 3 км/с, а к Юпитеру – 6 км/с.

Поэтому для реализации данного проекта предложена длительная схема полёта с гравитационными манёврами (ГМ) в сфере действия Земли, а также с многократными гравманёврами в сфере действия Венеры (*Малышев В.В. и др.*, 2006).

Схема полёта КА включает следующие основные этапы:

1. Выведение КА на отлётную от Земли траекторию, завершающееся отделением КА.

2. Перелёт КА по гелиоцентрической траектории с четырьмя ГМ по маршруту «Венера – Земля – Земля – Венера».

3. Последовательность пассивных гравитационных манёвров у Венеры с выходом после каждого из них на гелиоцентрические орбиты с уменьшенным радиусом перигелия или увеличенным наклонением.

Второй участок полёта от старта до ГМ4 у Венеры, на котором орбита КА практически не выходит из плоскости эклиптики, именуется эклиптическим. Он предназначен для формирования гелиоцентрической траектории, позволяющей после гравманёвра у Земли подлететь к Венере с асимптотической скоростью, достаточной для последующего формирования рабочей орбиты с малым радиусом перигелия (60–80 радиусов Солнца) или со сравнительно высоким наклонением к плоскости эклиптики.

Как указано выше, ДУ КА имеет малый запас энергетики и используется только для коррекции траектории и, при возможности, для решения задач управления ориентацией (разгрузки кинетического момента управляющих маховиков). В связи с этим асимптотическая скорость подлёта к Венере может быть увеличена только за счёт гравитационных манёвров. Однако прямой перелёт к Венере с большой асимптотической скоростью подлёта (около 17 км/с) требует значительных энергетических затрат на выведение КА на отлётную от Земли траекторию. Поэтому в схему полёта для «разгона» КА и построения требуемой траектории введены дополнительные гравманёвры у Венеры и Земли. В итоге схема эклиптического участка выглядит следующим образом (рисунок 1).

В ходе дальнейшего полёта КА плоскость его орбиты выводится из плоскости эклиптики, поэтому этот участок полёта называется «внеэклиптическим». Последующие гравитационные манёвры проводятся с целью поэтапного изменения радиуса перигелия и наклонения. Для реализации серии последовательных гравиманёвров у Венеры после каждого её облёта КА должен выводиться на гелиоцентрическую орбиту, находящуюся с планетой в орбитальном резонансе m/k. На такой орбите КА совершает k оборотов вокруг Солнца за время, которое нужно Венере, чтобы совершить m оборотов вокруг Солнца (орбитальный период Венеры примерно составит 224,7 суток). Для минимизации длительности выве-



**1** – перелёт Земля – Венера с небольшой по величине асимптотической скоростью отлёта;

2 – облёт Венеры (ГМ1) и перелёт обратно к Земле;

3 – проведение ГМ2 и ГМ3 у Земли с формированием промежуточной орбиты;

4 – «короткий» (около полутора месяцев) перелёт Земля – Венера для проведения ГМ4 с требуемой асимптотической скоростью.

```
рисунок 1. Схема эклиптического участка
```

дения необходимо использовать орбитальные резонансы малого порядка. Рассматриваемые траектории используют орбитальные резонансы 1:1, 2:3 и 3:4. В результате последнего гравитационного манёвра у Венеры КА переводится на нерезонансную гелиоцентрическую орбиту с максимально возможным наклонением. Схема внеэклиптического участка показана на рисунке 2.

Запуск первого КА планируется в 2026 году, старт второго КА предполагается в 2028 году.

### 1.1. Траектория КА1

Длительность полёта КА от старта до последнего гравитационного манёвра составляет 8,3 года. Используются пять гравитационных манёвров у Венеры и следующая последовательность резонансов рабочих орбит: 1:1, 3:4, 2:3, 2:3 (отношение числа витков Венеры к числу витков КА). После пятого облёта Венеры достигается наклонение к плоскости эклиптики, равное 25.9° и к экватору Солнца 33,1°. Требования по величине радиусов перигелия рабочих орбит выполняются. Радиус перигелия на третьей рабочей орбите равен 61,5 радиусов Солнца. На этой орбите КА делает три оборота вокруг Солнца, что дает возможность, начиная с июля 2032 года, т.е. через шесть лет после запуска, три раза с интервалом примерно 4,9 месяцев пройти около Солнца на допустимо близком расстоянии. При этом также имеется возможность наблюдать на каждом витке полярные области Солнца с эклиптических широт более 16°.

Основные характеристики траектории КА1 приведены в таблице 1, где используются следующие обозначения: D – календарная дата события;  $\Delta T$  – длительность полёта между этим и предыдущим событиями, сутки;  $\Delta T_{\Sigma}$  – длительность полёта от старта до события, сутки (годы);  $R_{\pi}$  – радиус перигелия, млн. км; i – наклонение к плоскости эклиптики, градус;  $V_{\infty}$  – асимптотическая скорость отлёта, км/с.



рисунок 2. Схема внеэклиптического участка

событие	D	$\Delta T$	$\Delta T_{\Sigma}$	$R_{\pi}$	i	$V_{\infty}$
старт	06.08.2026	_	_	107,128	5,63	3,717
ГМ1 (Венера)	14.12.2026	130	130 (0,356)	105,627	1,92	5,971
ГМ2 (Земля)	23.10.2027	313	443 (1,214)	72,396	11,48	8,830
ГМЗ (Земля)	23.10.2029	731	1174 (3,216)	49,830	0,38	8,814
ГМ4 (Венера)	23.12.2029	61	1235 (3,384)	56,572	2,38	17,462
ГМ5 (Венера)	05.08.2030	225	1460 (4,000)	44,402	7,99	17,462
ГМ6 (Венера)	09.06.2032	674	2134 (5,847)	42,796	16,18	17,462
ГМ7 (Венера)	01.09.2033	449	2583 (7,077)	50,084	22,61	17,462
ГМ8 (Венера)	25.11.2034	449	3033 (8,310)	59,781	25,88	17,462

таблица 1 – Основные характеристики этапов полёта КА1

таблица 2 – Основные характеристики внеэклиптического участка полёта

ГМ	D	$\Delta T$	$\Delta T_{\Sigma}$	$N_{ m B}/N_{ m KA}$	$R_{\pi}$	i	φ
4	23.12.2029	61	1235 (3,384)	1/1	81,3	2,38	9,5
5	05.08.2030	225	1460 (4,000)	3/4	63,8	7,99	15,2
6	09.06.2032	674	2134 (5,847)	2/3	61,5	16,18	23,4
7	01.09.2033	449	2583 (7,077)	2/3	72,0	22,61	29,8
8	25.11.2034	449	3032 (8,307)	_	85,9	25,88	33,1



**рисунок 3.** Проекция траектории эклиптического этапа КА1 на плоскость эклиптики

Основные характеристики внеэклиптического участка полёта для траектории КА1 приведены в таблице 2. В ней используются следующие обозначения: D – календарная дата;  $\Delta T$  – длительность полёта между этим и предыдущим событиями, сутки;  $\Delta T_{\Sigma}$  – длительность полёта от старта до события, сутки;  $N_{\rm B}/N_{\rm KA}$  – орбитальный резонанс, получаемый после ГМ;  $R_{\pi}$  – радиус перигелия, радиус Солнца; *i* – наклонение орбиты, градус;  $\varphi$  – максимальная широта относительно экватора Солнца, градус.

Проекция эклиптического участка траектории КА1 на плоскость эклиптики представлена на рисунке 3, пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта КА1 показан на рисунке 4.

# 1.2. Траектория КА2

Параметры траектория КА2 близки к характеристикам полёта КА1, поэтому длительность полёта КА2 от старта до последнего гравманёвра также составляет более восьми лет. После последнего ГМ у Венеры достигается наклонение к плоскости эклиптики, равное



рисунок 4. Пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта КА1



рисунок 5. Проекция траектории эклиптического этапа КА2 на плоскость эклиптики

таблица 3 – Основные характеристики этапов полёта КА2

26,4° и к экватору Солнца 29,1°. Требования по величине радиусов перигелия рабочих орбит выполняются. Радиус перигелия на третьей рабочей орбите равен 63,0 радиусов Солнца. На этой орбите КА делает три оборота вокруг Солнца, что дает возможность, начиная с марта 2034 года, т.е. через шесть лет после запуска, или через 2 года после КА1, три раза с интервалом около 5 месяцев пройти около Солнца на близком расстоянии. При этом также имеется возможность наблюдать на каждом витке полярные области Солнца с эклиптических широт более 16°. Основные характеристики траектории КА2 приведены в таблице 3. Обозначения аналогичны используемым в таблице 1.

В таблице 4 приведены основные характеристики внеэклиптического участка полёта для траектории КА2. Используемые в таблице обозначения аналогичны таблице 2.

Проекция эклиптического участка траектории КА2 на плоскость эклиптики представлена на рисунке 5, пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта КА2 показан на рисунке 6.

событие	D	$\Delta T$	$\Delta T_{\Sigma}$	$R_{\pi}$	i	$V_{\infty}$
старт	26.04.2028	_	—	102,637	3,66	4,662
ГМ1 (Венера)	13.09.2028	140	140 (0,384)	104,765	1,73	6,887
ГМ2 (Земля)	01.07.2029	292	432 (1,184)	68,489	11,58	9,584
ГМЗ (Земля)	01.07.2031	730	1162 (3,184)	61,016	4,54	9,570
ГМ4 (Венера)	14.08.2031	44	1206 (3,304)	59,324	3,24	16,159
ГМ5 (Венера)	26.03.2032	225	1431 (3,901)	45,947	8,28	16,159
ГМ6 (Венера)	29.01.2034	674	2105 (5,767)	43,855	16,80	16,159
ГМ7 (Венера)	23.04.2035	449	2554 (6,997)	51,108	23,42	16,159
ГМ8 (Венера)	16.07.2036	449	3003 (8,227)	64,717	26,35	16,159



рисунок 6. Пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта КА2

		1 1	5				
ГМ	D	$\Delta T$	$\Delta T_{\Sigma}$	$N_B/N_{ m KA}$	$R_{\pi}$	i	φ
4	14.08.2031	44	1206 (3,304)	1/1	85,2	3,24	5,1
5	26.03.2032	225	1431 (3,901)	3/4	66,0	8,28	11,0
6	29.01.2034	674	2105 (5,767)	2/3	63,0	16,80	19,6
7	23.04.2035	449	2554 (6,997)	2/3	73,4	23,42	26,2
8	16.07.2036	449	3003 (8,227)	-	93,0	26,35	29,1

таблица 4 – Основные характеристики внеэклиптического участка полёта КА2

#### заключение

1. В статье рассмотрены схемы полёта к центру солнечной системы для двух КА, позволяющие доставить аппараты за время активного существования на гелиоцентрическую орбиту с радиусом перигелия 60–80 радиусов Солнца и наклонением 25–30 градусов к плоскости эклиптики. Представлены основные характеристики траекторий.

2. Разработанная схема полёта КА1 предполагает старт в августе 2026 года. Сближение с Солнцем на минимальное расстояние 61,5 радиусов Солнца происходит через шесть лет после старта. После последнего, восьмого, гравитационного манёвра через 8,3 года после старта КА достигает гелиоцентрической широты 33,1°.

3. Траектория КА2 предполагает старт в апреле 2028 года. Аппарат также через шесть лет после старта сближается с Солнцем до примерно такого же расстояния – 63,0 радиусов Солнца. Последующими гравманёврами у Венеры аппарат достигает гелиоцентрической широты 29,1°.

4. Для реализации представленных схем полёта предполагается оснащение КА «химической» ДУ с двигателями малой тяги, что позволит достичь заданных параметров орбиты Солнца и выполнить научную программу перспективного проекта в течение заданного срока активного существования.

#### список литературы

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «ФРЕГАТ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.

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

*Кузнецов В.Д.* Космические исследования ИЗМИРАН // Электромагнитные и плазменные процессы от недр Солнца до недр Земли: юбилейный сб. ИЗМИРАН-75 / Под ред. В.Д. Кузнецова. М.: ИЗМИРАН, 2015. С. 347-368.

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.

Платов И.В., Симонов А.В., Константинов М.С. Выбор рационального варианта построения комбинированной двигательной установки и схемы полёта космического аппарата «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 31-36.

Kuznetsov V.D., Andreevskyi S.E., Dokukin V.S., Fomichev V.V. et al. The Sun and heliosphere explorer – the Interhelioprobe mission // Geomagnetism and Aeronomy. 2016. V. 56,  $N_{2}$  7. P. 781-841.

Статья поступила в редакцию 01.03.2018 г.

ФОРМИРОВАНИЕ ЦЕЛЕВОЙ ФУНКЦИИ ПРИ ОБОСНОВАНИИ ОПТИМАЛЬНЫХ ДОЛГОСРОЧНЫХ ПРОГРАММ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ GENERATION OF TARGET FUNCTION AT JUSTIFICATION OF OPTIMAL LONG-TERM DEVELOPMENT PROGRAMS OF SPACECRAFT FOR SOCIAL ECONOMY APPLICATIONS



**С.Н. Шевченко**<sup>1</sup>, профессор, доктор технических наук, shevchenko.s@laspace.ru; **S.N. Shevchenko** 

В статье предложена математическая модель суммарных стоимостных затрат на создание космических аппаратов (КА), связывающая между собой количество типов создаваемых КА, количество КА каждого типа, стоимостные затраты на их создание, а также оценку возможного стоимостного ущерба от аварийного прекращения функционирования КА, определяемую их надёжностью, которая, в свою очередь, зависит от степени отработанности систем КА. Данная математическая модель при её использовании в качестве целевой функции в критерии оптимизации стоимостных затрат позволяет определять минимально необходимые объёмы экспериментальной отработки систем КА.

The article proposes a mathematical model of the total costs for the spacecraft (SC) development, connecting between each other the number of the developed spacecraft, the number of SC of each type, the relevant development costs, as well as the estimation of potential damage from the mission abort, defined by their reliability, which, in turn, depends on SC subsystems maturity. This mathematical model at its usage as the target function in costs optimization criteria allows defining the minimum required scope of experimental verification of SC subsystems.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Если в процессе реализации программ создания КА произошло сокращение объёмов их финансирования, возможна минимизация целевой функции не только по объёмам экспериментальной отработки систем КА, но также по количеству типов создаваемых КА и количеству КА каждого типа.

Ключевые слова: космический аппарат; программа создания; целевая функция стоимостных затрат; критерий оптимизации.

В СССР, несмотря на серьёзные экономические проблемы 80-х годов, ограничений на финансирование создания ракетно-космической техники и программ освоения космического пространства практически не существовало. С начала 90-х годов появился ряд новых фактов, существенно влияющих на возможности государства по выделению бюджетных ассигнований на дальнейшее развитие ракетно-космической отрасли, совершенствование ракетно-космической техники, в том числе на разработку и реализацию долгосрочных программ создания космических аппаратов (КА) народнохозяйственного назначения. Учитывая приоритетность экономических показателей в условиях перехода России к рыночной экономике, ограничений по финансированию, разработка таких программ должна основываться на решении оптимизационных задач по критерию «эффективность - стоимость», минимизирующих суммарные стоимостные затраты на разработку и реализацию указанных программ (Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В., 2015; Системный анализ и структуры управления, 1975; Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В., 2015; Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А., 2011).

Математическая модель суммарных стоимостных затрат на создание КА может быть представлена в следующем виде:

$$C_{\Sigma} = C_{\ni 0} + C_{\text{M3F}} + C_{\text{YIII}},\tag{1}$$

где  $C_{30}$  – затраты на экспериментальную отработку КА;

Сизг – затраты на изготовление КА;

 $C_{\rm УЩ}$  – ожидаемый стоимостный ущерб от отказов КА до завершения заданных сроков их активного существования.

If during the SC development program implementation the cutbacks to funding has occurred then it is possible to minimize the target function not only in scope SC subsystems experimental verification but also in number of the developed SC types and number of SC of each type.

Key words: spacecraft; development program; costs target function; optimization criterion

Раскроем более подробно составляющие суммарных стоимостных затрат, входящие в выражение (1).

Затраты на экспериментальную отработку КА можно представить в следующем виде:

$$C_{30} = \sum_{i=1}^{M} C_{30_i}(N_i),$$
(2)

где  $C_{\supset O_i}(N_i)$  – затраты на экспериментальную отработку КА *i*-го типа;

 $\dot{N}_{i} = \{n_{1}, ..., n_{k}\}_{i}$  – вектор, компоненты которого  $n_{j}$  характеризуют объёмы испытаний *j*-й системы КА *i*-го типа (*j*=1,*k*);

*М* – количество типов создаваемых КА в соответствии с Федеральной космической программой России.

Очевидно, что

$$C_{30_{i}}(\vec{N}_{i}) = (\sum_{j=1}^{k} C_{30_{j}} n_{j})_{i},$$
(3)

где  $C_{30_j}$  – затраты на экспериментальную отработку *j*-й системы КА *i*-го типа, включающие изготовление необходимой для испытаний материальной части (макетов, опытных образцов и т.п.).

Тогда с учётом (3) выражение (2) будет иметь следующий вид:

$$C_{\rm DO} = \sum_{i=1}^{M} \left( \sum_{j=1}^{k} C_{\rm DO_{j}} n_{j} \right)_{i}.$$
(4)

Затраты на изготовление КА можно представить в следующем виде:

$$C_{\rm W3\Gamma} = \sum_{i=1}^{M} C_{\rm W3\Gamma_i} m_i, \tag{5}$$

где *С*<sub>ИЗГ<sub>*i*</sub> – затраты на изготовление КА *i*-го типа;</sub>

*m<sub>i</sub>* – количество создаваемых КА *i*-го типа в соответствии с Федеральной космической программой России.

#### ФОРМИРОВАНИЕ ЦЕЛЕВОЙ ФУНКЦИИ ПРИ ОБОСНОВАНИИ ОПТИМАЛЬНЫХ ДОЛГОСРОЧНЫХ ПРОГРАММ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

С учётом случайного характера проявления отказов систем КА, приводящих к прекращению их функционирования, заменим в выражении величину ущерба её математическим ожиданием:

$$E \{C_{\text{YIII}}\}. \tag{6}$$

Символ *E* {...} означает математическое ожидание. Для единичного КА *i*-го типа математическое ожидание ущерба от отказа КА может быть определено следующим выражением:

$$E\{C_{\mathrm{yu}_{i}}\}=q_{i}^{\mathrm{KA}}(\vec{N}_{i})C_{\mathrm{yu}_{i}},\tag{7}$$

где  $q_i^{\text{KA}}(\vec{N}_i)$  – оценка вероятности отказа единичного КА *i*-го типа, полученная по результатам наземной отработки объёмом  $N_i$ ;

 $C_{\text{УЩ}_{i}}$  – стоимостной ущерб при отказе единичного КА *i*-го типа, обусловленный потерей аппарата ( $C_{\text{УЩ}_{i}} = C_{\text{ИЗГ}_{i}}$ ).

С учётом независимости отказов КА и с использованием соотношения выражение можно представить в следующем виде:

$$E\{C_{\text{YIII}}\} = \sum_{i=1}^{M} q_{i}^{\text{KA}}(\vec{N}_{i})C_{\text{YIII}_{i}}m_{i} =$$

$$= \sum_{i=1}^{M} (1 - P_{i}^{\text{KA}}(\vec{N}_{i}))C_{\text{YIII}_{i}}m_{i} =$$

$$= \sum_{i=1}^{M} C_{\text{YIII}}m_{i} - \sum_{i=1}^{M} P_{i}^{\text{KA}}(\vec{N}_{i})C_{\text{YIII}_{i}}m_{i} =$$

$$= \sum_{i=1}^{M} C_{\text{W3}\Gamma_{i}}m_{i} - \sum_{i=1}^{M} P_{i}^{\text{KA}}(\vec{N}_{i})C_{\text{W3}\Gamma_{i}}m_{i},$$
(8)

где  $P_i^{KA}(\vec{N}_i)$  – оценка надёжности КА *i*-го типа, полученная по результатам наземной отработки объёмом  $\vec{N}_i$ .

Таким образом, с учётом (4), (5), (8) математическая модель суммарных стоимостных затрат на КА (1) будет иметь следующий вид:

$$E\{C_{\Sigma}\} = \sum_{i=1}^{M} (\sum_{j=1}^{k} C_{\Im O_{j}} n_{j})_{i} + 2\sum_{i=1}^{M} C_{\amalg \Im \Gamma_{i}} m_{i} - \sum_{j=1}^{M} P_{i}^{\mathrm{KA}}(\vec{N}_{i}))C_{\amalg \Im \Gamma_{i}} m_{i}.$$
(9)

Выражение (9) связывает между собой количество типов КА, создаваемых в рамках программы, количество КА каждого типа, стоимостные затраты на их создание, а также оценку возможного стоимостного ущерба от аварийного прекращения функционирования КА, определяемую их надёжностью, которая, в свою очередь, зависит от степени отработанности систем КА.

С точки зрения формальной постановки задачи оптимизации выражение (9) является целевой функ-

цией, минимизация которой по целочисленным параметрам *n<sub>j</sub>* относится к задачам целочисленной нелинейной оптимизации.

Тогда критерий оптимизации будет иметь следующий вид:

$$E\{C_{\Sigma}\} \xrightarrow[N]{\longrightarrow} \min$$

при ограничениях  $P_i^{\text{KA}}(\vec{N}_i) \ge P_{i\text{TP}}^{\text{KA}}; i = \overline{1, M},$ 

где  $\vec{N} = \{\vec{N}_{1,...}\vec{N}_M\}$  – векторное пространство размерности M, каждый вектор которого характеризует объёмы испытаний систем КА всех создаваемых типов;

*P*<sup>KA</sup><sub>*i*</sub> – требуемое значение надёжности КА *i*-го типа.

Если в процессе реализации программ создания КА произошло сокращение объёмов их финансирования, возможна минимизация целевой функции не только по объёмам экспериментальной отработки систем КА, но также по количеству типов создаваемых КА и количеству КА каждого типа (*Ефанов В.В., Долгополов В.П.*, 2016; *Чо Хюнчжэ, Матвеев Ю.А.*, 2016).

В этом случае критерий оптимизации будет иметь следующий вид:

 $E\{C_{\Sigma}\} \xrightarrow{\vec{N}, m, M}$  min при ограничениях  $P_i^{\mathrm{KA}}(\vec{N}_i) \ge P_{i\mathrm{TP}}^{\mathrm{KA}}; \ i = \overline{1, M}.$ 

#### список литературы

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.

Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А. Вопросы поиска эффективных проектных решений при модернизации космической системы ДЗЗ // Полет. 2011. № 5. С. 3-9.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Метод прогнозных исследований эффективности модификаций КА при комплексной замене подсистем // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 53-59.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Основы проектирования модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во МАИ, 2015. 176 с.

Системный анализ и структуры управления / Под ред. В.Г. Шорина. М.: Знание, 1975. 303 с.

Чо Хюнчжэ, Матвеев Ю.А. Развитие космических средств мониторинга природной среды на высоких орбитах // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 126-131.

Статья поступила в редакцию 09.01.2017 г.
## ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ УДАРНОЙ ПРОЧНОСТИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ) «ЭКЗОМАРС-2020»



**О.Г. Деменко**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, 3335704@gmail.com; **О.G. Demenko** 

Статья посвящена анализу проблем наземной отработки ударной прочности космического аппарата (КА) «ЭКЗОМАРС-2020». Рассматриваются особенности конструкции десантного модуля КА «ЭКЗОМАРС-2020» как объекта ударных испытаний. Показаны основные решения, реализованные при обеспечении ударной прочности КА «ЭКЗОМАРС-2020». Приводятся рекомендации по развитию системы отработки ударной прочности перспективных КА.

Ключевые слова: ударный спектр ускорений; ударные испытания; ударная прочность космического аппарата; ЭКЗОМАРС.

Совместный российско-европейский проект «ЭКЗОМАРС-2020» является одним из сложных и амбициозных современных научных космических проектов. И хотя разработка КА «ЭКЗОМАРС-2020» ещё не завершена, тем не менее, уже сейчас можно отметить некоторые её особенности, связанные с нестандартностью решаемых технических и проектных задач. Эти особенности потребовали разработки новых технических решений при проектировании и наземной отработке КА, которые показали свою эффективность и наверняка найдут применение у разработчиков последующих космических машин. В полной мере это относится к области обеспечения ударной прочности КА «ЭКЗОМАРС-2020».

# SPECIAL FEATURES OF VERIFICATION FOR EXOMARS-2020 SPACECRAFT COMPOSITE DESCENT MODULE SHOCK STRENGTH



A.C. Бирюков<sup>1</sup>, кандидат технических наук, birukov@laspace.ru; A.S. Birukov

The article is devoted to the analysis of the ground verification of EXOMARS-2020 Spacecraft Composite shock strength. The special features of EXOMARS-2020 Descent Module structure as a shock test article are considered. The main solutions implemented for the sake of EXOMARS-2020 Spacecraft Composite shock strength are overviewed. The recommendations for development of the advanced spacecraft shock strength verification system are reported.

Key words: acceleration shock spectrum; shock test; spacecraft shock strength; EXOMARS.

Ударная прочность относится к числу основных видов эксплуатационной прочности КА, отработка которой, в соответствии с действующими стандартами, является обязательной (Деменко О.Г., 2015). Это связано с высокой чувствительностью целого ряда жизненно важных объектов КА, прежде всего бортовой служебной и научной аппаратуры, а также отдельных агрегатов и механизмов, к действию быстронарастающих нагрузок, которые возникают, в частности, при срабатывании пиротехнических и детонационных замков систем отделения.

Сложившаяся к настоящему времени система обеспечения ударной прочности КА включает несколько основных моментов:

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

## ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ УДАРНОЙ ПРОЧНОСТИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ) «ЭКЗОМАРС-2020»

- на начальном этапе проектирования выдачу в условия механического нагружения требований по ударной прочности (УП) ко всем составным частям КА, задаваемых в виде ударных спектров ускорений отклика (УС) (Бирюков А.С. Физическое..., 2017), которые должны выдерживать без нарушения целостности и функциональности разрабатываемая конструкция и оборудование КА;
- в процессе проектирования выполнение конструктивно-силовой компоновки КА с учётом требований по УП и необходимости ослабления ударных нагрузок в местах крепления аппаратуры и оборудования КА (*Хартов В.В.*, 2010);
- на завершающем этапе создания КА обязательная экспериментальная проверка разработанного изделия на соответствие заданным требованиям ударной прочности (*Макаров В.П.*, 2014).

Ударное нагружение, задаваемое в требованиях к прочности, в сложившейся практике определяется по одному из ближайших прототипов создаваемого КА, на основании результатов его натурных ударных испытаний. Сам УС формируется как огибающая ударных спектров во всех точках крепления наиболее ответственных частей КА и по всем направлениям действия ударных нагрузок, при этом УС задаётся, как правило, единым для всей аппаратуры. Этим обеспечивается достаточный запас прочности на этапе предъявления требований к УП при проектировании КА. Опыт создания и эксплуатации традиционных КА научной направленности (как, например, КА серии «СПЕКТР»), на которых аппаратура значительно удалена от систем отделения, а уровень ударного нагружения оборудования невысок, в силу чего сам УС задаётся в унифицированном виде для целой группы КА, показал правомерность для них такого подхода.

При разработке десантного модуля (ДМ) КА «ЭКЗОМАРС-2020» традиционного подхода к обеспечению ударной прочности оказалось недостаточно. Сложности с обеспечением ударной прочности ДМ определяются особенностями его конструкции и компоновки (*Сутугин С.Е.*, 2014), а именно:

- большим количеством пироустройств различного назначения;
- необычной формой конструкции ДМ КА «ЭКЗО-МАРС»;
- применением нетрадиционных материалов в кон струкции ДМ;
- близостью объектов бортовой аппаратуры ДМ к источникам мощных ударных воздействий;
- использованием, наряду с отечественными, европейских подходов и стандартов обеспечения ударной прочности.

Расположение пироустройств на конструкции ДМ показано на рисунке 1. Конструкция ДМ КА



рисунок 1. Схема расположения пироустройств ДМ

«ЭКЗОМАРС-2020» буквально нашпигована пироустройствами различного уровня мощности (*Ефанов В.В.*, 2014):

- 8 замков системы отделения десантного модуля от орбитального аппарата (расчётное усилие замка 70 кН), расположены в узлах крепления адаптера к заднему кожуху ДМ (отмечены на рисунке оранжевым цветом), все замки срабатывают одновременно;
- 8 замков системы отделения заднего кожуха от посадочной платформы (расчётное усилие замка 70 кН), расположены с внутренней стороны кожуха вблизи концевого шпангоута (отмечены на рисунке красным цветом), все замки срабатывают одновременно;
- 16 замков системы отделения аэродинамического экрана (расчётное усилие замка 30 кН), установлены на внутренней поверхности экранного каркаса (отмечены на рисунке жёлтым цветом), все замки срабатывают одновременно;
- 4 замка системы разблокировки посадочного устройства (расчётное усилие замка 30 кН), расположены на силовой сотопанели посадочной платформы вблизи узлов крепления посадочных опор (отмечены на рисунке светло-коричневым цветом), замки срабатывают одновременно;
- 4 замка системы разблокировки трапов (расчётное усилие замка 30 кН), расположены на звеньях каждого пролёта трапа и ферме посадочной платформы (отмечены на рисунке фиолетовым цветом), все замки срабатывают одновременно;

- 8 узлов резки кабелей (пироножей), расположены вблизи узлов крепления адаптера к орбитальному аппарату (4 шт.) и вблизи замков системы отделения заднего кожуха (4 шт.) отмечены зелёным цветом;
- 19 узлов зачековки (пирочеки) панелей солнечных батарей (14 шт., отмечены на рисунке салатовым цветом), направленной антенны (1 шт.), клапанов системы вентиляции десантного модуля (4 шт., отмечены на рисунке голубым цветом);
- 6 пироклапанов в магистралях двигательной установки, отмечены на рисунке синим цветом.

Уровни ударного воздействия этих устройств, измеренные вблизи места установки (на расстоянии 5–10 см от пироустройств) показаны на рисунке 2 (Горовцов В.В., 2016). Величина добротности при расчёте ударного спектра *Q*=10; уровни нагружения эксплуатационные. На рисунке 2 красным цветом показан УС самого мощного замка (70 кН), зелёным – УС замка средней мощности (30 кН), синим – УС устройств небольшой мощности (пироножи и пирочеки).

В отличие от традиционных конструкций современных научно-исследовательских КА, содержащих металлические стержневые фермы и тепловые сотопанели (подкреплённые пластины), основная конструкция ДМ включает замкнутые оболочки (задний кожух, аэродинамический экран) и мощную силовую платформу (несущая пластина), выполненные из композитных полимеров. Эти отличия в форме конструкции и конструкционных материалах существенно затрудняют предварительный анализ ударного нагружения ДМ из-за отсутствия подходящего прототипа и не позволяют уверенно сформировать требования к ударной прочности. Ситуация осложняется тем, что вся аппаратура ДМ заведомо находится в разных зонах удалённости от источников ударных нагрузок (и, значит, для неё требования УП желательно дифференцировать), близким расположением к аппаратуре ДМ источников мощных ударов (менее 0,5 м по прямой), а также необходимостью учёта при проектировании европейских норм прочности, которые содержат значительно более жёсткие требования к точности задания ударных нагрузок и распространяются на значительно более широкий диапазон частот.

Наличие указанных факторов заставило внести изменения в традиционный для нас подход к обеспечению УП, а именно провести на начальном этапе проектирования КА предварительные натурные ис-



рисунок 2. Уровни ударного воздействия пироустройств ДМ

### ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ УДАРНОЙ ПРОЧНОСТИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ) «ЭКЗОМАРС-2020»



рисунок 3. Общий вид ударной испытательной установки

пытания на фрагментах разрабатываемой конструкции с целью уточнения уровня ударного нагружения аппаратуры и оборудования ДМ. Методика проведения испытаний была разработана в 2015 году, а в начале 2016 года проведены сами испытания. При разработке методики испытаний решались главные вопросы: выбор фрагмента конструкции ДМ для проведения испытаний системы отделения, выбор расчётного ударного воздействия, определение плана измерений.

В качестве расчётного случая ударного нагружения было выбрано срабатывание ближайшего к приборной панели замка системы отделения заднего кожуха от посадочной платформы. Этот замок обладает большой мощностью (расчётное усилие 70 кН), расположен ближе остальных пироустройств к приборной панели (кратчайшее расстояние от оси замка до ближайшего края приборной панели составляет 0,3 м; примерно столько же составляет удаление замка разблокировки посадочного устройства, но его мощность заметно ниже - 30 кН), на пути распространения его ударного импульса расположено меньше всего промежуточных передаточных элементов (по кратчайшему пути всего один передаточный элемент – кронштейн крепления приборной панели к посадочной платформе; для сравнения, количество передаточных элементов на пути ударного импульса от замков системы отделения ДМ (70 кН) минимум три, а расстояние 1,5-2 м; количество передаточных элементов на пути ударного импульса от замков системы отделения аэродинамического экрана (30 кН) минимум три, а расстояние 0,4–1 м и т.д.).

При испытаниях рассматривалось одиночное срабатывание указанного выше замка. Удаление остальных, срабатывающих одновременно, замков системы отделения защитного кожуха от приборной панели значительно превосходит расстояние до выбранного, ближайшего к приборной панели, замка (1,2-2,0 м против 0,3 м). Это обстоятельство приводит к тому, что ударные импульсы от остальных замков этой системы будут доходить до приборной панели в более ослабленном (как минимум в 2-3 раза) виде и с запаздыванием на 0,2...0,5 мс, что составляет существенную величину по сравнению с временем нарастания ударной нагрузки (примерно 0,1...0,2 мс). В силу этих причин положительная интерференция ударных волн от различных замков системы отделения заднего кожуха в узлах крепления приборной панели к посадочной платформе маловероятна и, во всяком случае, не способна увеличить нагружение приборной панели.

С учётом сказанного, испытательная установка включала фрагмент посадочной платформы с расположенными на нём узлом крепления замка системы отделения и приборной панелью с её узлами крепления и макетами приборов. Указанный фрагмент установлен на вспомогательном приспособлении – уголковом каркасе. Общий вид испытательной установки приведён на рисунке 3.



рисунок 4. Общий вид посадочной платформы

При испытаниях фрагмент платформы располагался горизонтально на несущем каркасе, как показано на рисунке 4. Его габаритные размеры (длина×ширина×высота, мм) 960×760×64, он является полным аналогом (по конструкции, размерам и материалам) фрагмента платформы посадочного модуля. Платформа имеет композиционно-сотовую структуру и состоит из двух цельных листов (пластин) композиционного материала, между которыми с помощью клеевого соединения установлены соты из металлической фольги. Толщина пластин композита 4 мм. С нижней стороны платформы установлен с помощью болтов металлический стакан, к которому крепится детонационный замок.

Приборная панель расположена вертикально и крепится к платформе болтовыми соединениями через кронштейны (4 шт.) и подкосы (4 шт.). Она служит для размещения и обеспечения теплового режима различных блоков оборудования. По кон-

струкции представляет собой термостабилизированную панель, состоящую из двух наружных металлических листов толщиной 1 мм, между которыми с помощью клеевого соединения установлены соты из металлической фольги. Приборная панель имеет габаритные размеры (длина×ширина×высота, мм) 980×520×15 и является полным аналогом (по конструкции, размерам и материалам) фрагмента платформы посадочного модуля. При испытаниях блоки оборудования были заменены габаритно-массовыми имитаторами (цельные металлические пластины). На рисунке 5 слева показана верхняя часть панели, справа – нижняя.

План измерений разрабатывался таким образом, чтобы наиболее полно исследовать поле ударных ускорений отклика во всех элементах конструкции. Это делалось с целью иметь возможность в будущем выполнять оценку ударной прочности при неизбежных перекомпоновках оборудования.



рисунок 5. Общий вид приборной панели

#### ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ УДАРНОЙ ПРОЧНОСТИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (межпланетной станции) «Экзомарс-2020»



рисунок 6. Схема установки датчиков ускорений

Кроме этого, преследовалась дополнительная цель, имеющая научно-практическое значение – исследовать особенности передачи ударной нагрузки с одной части конструкции на другую. Прежде всего, нас интересовало влияние болтового соединения стыкуемых конструкций, как наиболее типичного способа соединения в современных конструкциях, на передаваемую ударную нагрузку. Проведённые ранее испытания показали, что этот фактор имеет большое значение для оценки уровня ударного нагружения (Ефанов В.В., 2013). В ходе испытаний эта цель в основном была достигнута, полученные результаты ударных испытаний позволили установить физическую сущность этого явления (Бирюков А.С. Влияние..., 2017). Было показано, что прохождение ударной нагрузки через узел соединения приводит

к значительному (до 30 дБ) снижению ускорений отклика в УС в области высоких частот. Выявленные закономерности влияния соединительных узлов были использованы для оценки уровня ударного на-гружения частей КА «ЭКЗОМАРС-2020».

Всего было задействовано 106 измерительных каналов и 68 датчиков ускорений (из них 49 - однокомпонентных и 19 - трёхкомпонентных). Датчики устанавливались вблизи замка системы отделения (условно – ближняя зона), на платформе вблизи узлов крепления приборной панели (средняя зона) и на самой панели вблизи узлов крепления блоков оборудования и на корпусах этих блоков (дальняя зона), как показано на рисунке 6 (датчики обозначены чёрными квадратами). Используемые типы датчиков выбирались исходя из прогнозируемых величин ударных ускорений: в ближней зоне устанавливались специализированные ударные датчики АР 11, АР 22, В&К 8309 с пределом измеряемых ускорений ±50000...100000 g, в средней зоне – универсальные датчики ускорений типа PCB 350B23, PCB 350B50, РСВ М350В23, В&К 4343 с пределом измеряемых ускорений ±7500...10000 g, в дальней зоне - обычные вибродатчики типа АР 2037, PCB 356A02 с пределом измеряемых ускорений ±500...1500 g. Опросность датчиков при испытаниях составляла 64 кГц, что, наряду с высокими частотными характеристиками используемых датчиков, позволяет с высокой точностью определять УС вплоть до частоты 10 кГц.



рисунок 7. Ударные спектры ускорений отклика

Полученные при испытаниях результаты позволили, прежде всего, всесторонне обосновать требования к УП ДМ КА «ЭКЗОМАРС-2020». На рисунке 7 в логарифмическом масштабе показаны огибающие УС в ближней (зелёный цвет), средней (синий цвет) и дальней (красный цвет) зонах конструкции, а также УС, задаваемый в требования к УП КА «ЭКЗО-МАРС-2020» (чёрный цвет) и имеющий основополагающее значение для обеспечения УП КА. Как и ожидалось, уровень ударного нагружения оборудования КА «ЭКЗОМАРС-2020» (дальняя зона) существенно, в несколько раз, превысил уровень традиционных КА. Для сравнения на рисунке 7 показаны огибающие УС (уровни ударного нагружения) для оборудования КА «СПЕКТР-РГ» (жёлтый цвет) и «СПЕКТР-УФ» (светло-зелёный цвет). Нагружение ДМ отличается в сторону увеличения и действующими ускорениями, и диапазоном частот действующих нагрузок.

Полученные при испытаниях результаты были также использованы в ходе проектирования ДМ в качестве исходных данных для расчёта уровня ударного нагружения конструкции при согласовании возможности перекомпоновки приборной панели и замены установленных блоков оборудования. Знание широкого поля ускорений отклика позволило дифференцировать требования к различным отдельным объектам. Расчёты производились европейскими партнёрами (у нас такие методики отсутствуют). Это позволило обойтись без дополнительных ударных испытаний – сэкономить деньги и, самое главное, время.

Таким образом, опыт проектирования КА «ЭКЗО-МАРС-2020» позволил обосновать расширенную систему отработки ударной прочности сложных по составу и конструкции КА, включающую использование следующих дополнительных мероприятий:

- обоснование расчётного случая ударного нагружения;
- экспериментальное натурное подтверждение уровня ударного нагружения на этапе выдачи исходных данных для проектирования КА;
- исследование широкого поля ударных нагрузок исследуемого объекта;
- использование расчётных методов для определения уровня ударного нагружения отдельных объектов оборудования.

Практика показала, что эти мероприятия способны повысить точность задания требований к УП, предъявлять дифференцированные требования УП для каждого прибора, сократить расходы и время проектирования КА с учётом требования УП, поэтому есть основания полагать, что они будут использованы в дальнейшем. Вместе с тем, как недостаток существующей системы обеспечения УП КА, высветилось отсутствие отечественных методик расчёта и нормативных документов по расчёту (учёту) влияния особенностей конструкции и удаления от источника удара на уровень ударного нагружения элементов КА. Разработка таких методик позволит поднять уровень проектирования КА с учётом требований к УП на качественно новый уровень и, очевидно, является актуальной научно-технической задачей.

## список литературы

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.

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

Горовцов В.В., Ефанов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А. Совершенствование методик расчёта работоспособности детонационных устройств разделения поршневого типа и их экспериментальной отработки// Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 69-77.

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

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

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.

Макаров В.П., Бирюков А.С., Михайлов Д.Н., Александров Л.Г. Отдельные аспекты наземной экспериментальной отработки космического аппарата «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 124-127.

Сутугин С.Е., Бирюков А.С., Макаров В.П. К вопросу о создании конструкции автоматической станции проекта «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 110-115.

Хартов В.В., Зеленый Л.М., Долгополов В.П. и др. Новые российские лунные автоматические космические комплексы (к 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летию КА «ЛУНА-16» и КА «ЛУНА-17») // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 5-12.

Статья поступила в редакцию 16.04.2018 г.

# ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ В ПРЕЦИЗИОННЫХ РЕЖИМАХ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

## FEATURES OF OPERATION REACTION WHEEL USED IN PRECISION STABILIZATION OF SPACECRAFT



**Б.Б. Беляев**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, bbb@laspace.ru; **B.B. Belyaev** 



**А.И. Ульяшин**<sup>1</sup>, ulyashin@laspace.ru; **А.І. Ulyashin** 



**П.П. Телепнев**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, telepnev@laspace.ru; **P.P. Telepnev** 

В статье анализируются факты нестационарного моментного воздействия, создаваемого двигателями-маховиками при работе их в качестве исполнительных органов системы управления ориентацией космических аппаратов. Рассмотренные данные получены в результате обработки телеметрической информации полёта КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1, 2 и «СПЕКТР-Р» в штатном режиме стабилизации. Сделаны выводы о причинах, вызывающих эти нестационарные воздействия. Предложены меры по выявлению этих негативных явлений на стадии наземных испытаний двигателей-маховиков.

Ключевые слова: двигатели-маховики; момент сопротивления подшипников; резонанс маховиков.

В течение полёта КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1, 2 и «СПЕКТР-Р» при анализе полученной от них телеметрической информации иногда фиксировались скачкообразные изменения среднего уровня стабилизационных отклонений в виде статической ошибки углового отклонения. Рассмотрим более подробно эти явления и причины их возникновения.

В качестве исполнительных органов системы управления, разработчиком которой является МОКБ The article analyzes the facts of non-stationary moment action created by wheel during their operation as the executive organs of the spacecraft orientation control system. The data considered were obtained by processing the telemetric of flight information of the ELECTRA 1, 2 spacecraft in the nominal stabilization regime. Conclusions are drawn about the causes that cause these non-stationary effects. Measures were proposed to identify these negative phenomena at the stage of ground testing of wheel engines.

Keywords: reaction wheels; moment of bearing resistance; resonance of wheels.

«Марс» (Соколов В.Н. и др., 2017), в режиме стабилизации для указанных КА используется комплекс «Колер» управляющих двигателей-маховиков (ДМ), состоящий из блока электроники и четырёх ДМ. Эти ДМ на КА «ЭЛЕКТРО-Л» установлены так, что оси вращения ДМ образуют боковые рёбра правильной четырёхгранной пирамиды. Высота пирамиды совпадает с осью ОХ КА, а противоположные боковые рёбра пирамиды лежат в плоскостях YOX и ZOX связан-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ной системы координат КА. Наклон боковых рёбер пирамиды к плоскости *YOZ* составляет угол α=20°.

При таком расположении ДМ на КА управляющий момент, создаваемый ими относительно связанной системы координат КА, может быть представлен в следующем виде:

$$M_{x} = \cos(20^{\circ})(M_{1} - M_{3}),$$
  

$$M_{y} = \cos(20^{\circ})(M_{1} + M_{2} + M_{3} + M_{4}),$$
  

$$M_{z} = \cos(20^{\circ})(-M_{1} + M_{4}),$$
  
(1)

где  $M_i$  – управляющий момент, действующий на КА, создаваемый *i*-м ДМ.

В режиме стабилизации в системе управления КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 и № 2 реализованы следующие законы формирования управляющего момента (для каждого канала управления):

- вне участков съёмки

$$\sigma = K_{\phi} \phi + K_{\phi} \dot{\phi}, \qquad (2)$$

на участках съёмки

 $\sigma = K_{\phi} \phi + K_{\phi} \dot{\phi} + K_{f} \int \phi dt,$  (3) где  $\phi$  – угловое рассогласование между заданным направлением и стабилизируемой осью КА;

 $\dot{\phi}$  – скорость изменения углового рассогласования;

 $K_{\phi}, K_{\phi}, K_{f}$  – коэффициенты по углу, угловой скорости и интегралу от угла соответственно;

 σ – сигнал управления исполнительными органами по рассматриваемому каналу.

При действии на КА постоянного возмущающего момента (независимо от физических причин его возникновения: внешних, например из за солнечного давления, или внутренних – в виде сопротивления вращению маховиков из за моментов трения) использование закона управления (2) приводит к статической ошибке по углу. В установившемся стационарном режиме стабилизации должно выполняться условие равновесия моментов, т.е. управляющий момент в среднем на длительном интервале времени должен быть равен возмущающему моменту. Это выполнимо при условии наличия в законе управления постоянной составляющей, компенсирующей возмущение. А она, при использовании закона управления (2), может быть только в виде постоянной составляющей углового рассогласования, что как раз и является статической ошибкой по углу.

При стабилизации с использованием закона (3) статическая ошибка по углу обнуляется за счёт интегральной составляющей в законе управления, компенсирующей влияние возмущающего момента.

На КА «СПЕКТР-Р» компенсация возмущающего момента осуществляется за счёт введения в закон управления постоянной составляющей  $M_{K}$ , численно равной моменту сопротивлению вращению маховиков. Величина момента сопротивления берётся из модели момента сопротивления маховиков, полученной при наземных испытаниях, и аппроксимируется для существующей на данный момент скорости вращения маховиков. Таким образом, при полёте КА «СПЕКТР-Р» вне участков съёмки используется закон управления вида

$$\sigma = K_{\varphi} \varphi + K_{\dot{\varphi}} \dot{\varphi} + M_K.$$

Необходимо отметить, что из-за отличия модели момента сопротивления, полученной при наземных испытаниях, от условий реального полёта, а также из-за неучёта внешних возмущений аппроксимация  $M_k$  не совсем точно соответствует реальному возмущению. Поэтому статическая ошибка по углу уменьшена, но все же существует.

На участках съёмки на КА «СПЕКТР-Р» при стабилизации используется, как и на КА «ЭЛЕКТРО-Л», закон управления вида (3).

Кроме того, компоновка ДМ на КА «СПЕКТР-Р» отличается от компоновки их на КА «ЭЛЕКТРО-Л», поэтому управляющий момент, создаваемый ими относительно связанной системы координат КА, представляется в следующем виде для 2-го комплекта ДМ (рабочего):

$$M_{x} = -\sin(20^{\circ})(M_{1} + M_{2} + M_{3} + M_{4});$$
  

$$M_{y} = \cos(20^{\circ})(M_{2} - M_{4});$$
  

$$M_{z} = \cos(20^{\circ})(-M_{1} + M_{3}).$$
(4)

# 1. Анализ телеметрических данных КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1

На рисунках 1 и 2 приводятся изменения по времени стабилизационных отклонений КА и соответствующих скоростей ДМ. Выбранная дата 15.03.2013 и зафиксированные параметры динамики КА на рассмотренном интервале времени являются достаточно характерными для режима стабилизации полёта данного КА. На этих рисунках стрелками, обозначенными буквой «А», выделены участки скачкообразного изменения статического углового отклонения.

Скачкообразное изменение статического отклонения по углу (рисунок 1) на первом участке происходит по каналу X (угол  $\varphi$ ). По каналам Y и Z(углы  $\psi$  и  $\vartheta$ ) на этом участке статическое отклонение по углу не меняется. В соответствии с уравнениями (1) это говорит о том, что изменение момента по каналу X возможно только за счёт одновременной работы ДМ № 1 и № 3, при чём эти ДМ создают добавки к управляющим моментам, равные по величине, но противоположные по знаку. В противном случае дополнительно наблюдалось бы скачкообразное изменение угла в канале Y.

На втором участке (рисунок 1) изменение статического отклонения по углу происходит по всем трём

#### ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ В ПРЕЦИЗИОННЫХ РЕЖИМАХ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



рисунок 1. Изменение по времени стабилизационных отклонений КА

каналам одновременно, следовательно, здесь наблюдается работа минимум двух ДМ, одного – по каналу X, а другого – по каналу Z, поскольку в указанных каналах эти ДМ создают добавочные максимальные возмущения (за счёт косинуса угла установки). А сумма их проекций в канале Y тоже создаёт добавочное возмущение (за счёт синуса угла установки), приводящее к изменению статического отклонения по углу.

Аналогично изменение статического отклонения по углу происходит на третьем участке, но там изменение статического отклонения по углу ф противоположно по знаку, существующему на втором участке.

Кроме этого, почти на всех рассмотренных участках отмечены нестационарные колебания статического отклонения по углу.

## 2. Анализ телеметрических данных КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2

На рисунках 3–6 приводятся изменения по времени стабилизационных отклонений КА и соответствующих управляющих сигналов ДМ. Выбранные даты 28.12.2015, 13.02.2016 и 15.02.2016 и зафиксированные параметры динамики КА на рассмотренных



рисунок 2. Изменение по времени скорости вращения ДМ



время, с

рисунок 3. Изменение стабилизационных отклонений КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 на дату 28.12.2015

интервалах времени достаточно характерны для режима стабилизации полёта данного КА. Стрелками, обозначенными буквой «А», на рисунках выделены участки скачкообразного изменения статического углового отклонения.

На рисунке 3 отношение изменения статического отклонения по углу  $\psi$  к изменению статического отклонения по углу  $\phi$  составляет 0.341; теоретически это отношение должно быть tg(20°)=0.364. Как видно, совпадение достаточно хорошее.

Из-за анализа рисунка 3 с учётом уравнения (1) можно сделать вывод, что добавочное возмущение могло быть вызвано ДМ № 1 или ДМ № 3. Но, добавляя анализ изменения управляющего момента ДМ № 3 на рисунке 6, приходим к окончательному выводу, что причиной скачка статического отклонения по углу является добавочное возмущение, создаваемое ДМ № 3.

На рисунке 5 отношение изменения статического отклонения по углу  $\psi$  к изменению статического от-



время, с

рисунок 4. Изменение управляющего момента ДМ № 3 КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 на дату 28.12.2015

#### ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ В ПРЕЦИЗИОННЫХ РЕЖИМАХ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



рисунок 5. Изменение стабилизационных отклонений КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 на дату 13.02.2016

клонения по углу  $\varphi$  составляет 0.41, что тоже является достаточно хорошим совпадением. Направление скачка по углам  $\varphi$  и  $\psi$  противоположно изображённым на рисунке 3. Это вполне объяснимо, поскольку в момент скачка на эти даты скорости ДМ № 1 и № 3 были противоположны (на 13.02.2016 *W*1=-4500 об/мин, *W*3=3000 об/мин, на 28.12.2015 *W*1=1400 об/мин, *W*3=-1000 об/мин). Величина управляющего момента ДМ № 3 (рисунок 6) для компенсации возмущения составляет 0,001–0,002 Нм.

## 3. Анализ телеметрических данных КА «СПЕКТР Р»

В качестве характерных участков стабилизации КА, на которых зафиксированы скачкообразные изменения статического отклонения по углу, выбраны участки, соответствующие датам 31.07.2017 и 09.08.2017.

На рисунке 7 отношение изменения статического отклонения по углу  $\phi$  к изменению статического отклонения по углу  $\vartheta$  составляет 0.2 вместо 0.364.



рисунок 6. Изменение управляющего момента ДМ № 3 КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 на дату 13.02.2016



время, мин

рисунок 7. Изменение стабилизационных отклонений КА «СПЕКТР-Р» на дату 31.07.2017

Это говорит о том, что добавочное возмущение создали одновременно ДМ № 1 и № 3. И поскольку на этот момент времени скорости вращения (рисунок 8) маховиков были отрицательные, они друг друга несколько скомпенсировали по возмущениям в соответствии с уравнением (4).

Более сложная картина взаимодействия ДМ представлена на рисунке 9.

Наиболее значимый скачок статического отклонения был по углу  $\psi$  (каналу У), что соответствует изменению моментов ДМ № 2 и ДМ № 4. Скорости этих маховиков имели на этот момент времени противоположную направленность W2=-1100 и W4=800 об/мин, следовательно, добавочные возмущения от этих ДМ в канале X были частично скомпенсированы. Почти одновременно сработали ДМ № 1 и ДМ № 3, их скорости имели на этот момент времени одинаковое направление W1=-500, а W3=-100 об/мин (рисунок 10). Поэтому компенсация добавочных возмущений произошла в канале Z.



время, мин

рисунок 8. Изменение скорости вращения ДМ КА «СПЕКТР-Р» на дату 31.07.2017



время, с

рисунок 9. Изменение стабилизационных отклонений КА «СПЕКТР-Р» на дату 09.08.2017

## 4. Причина возникновения нестационарности моментов, создаваемых ДМ комплекса «КОЛЕР»

В результате анализа режима стабилизации по ТМ-информации, полученной при полёте КА «ЭЛЕКТРО-Л» и «СПЕКТР-Р», можно сделать следующие выводы:

 Во время работы ДМ при стабилизации КА иногда происходит скачкообразное изменение статической ошибки по углу, что, в отсутствие резкого изменения внешнего возмущения, можно объяснить только резким изменением внутренних возмущений. Логично предположить, что таким источником внутренних возмущений могут быть моменты сопротивления вращению роторов маховиков.

- Такие изменения моментов сопротивления возникают на разных скоростях вращения ДМ и могут проявляться у разных ДМ одного комплекта.
- Численная оценка скачкообразного изменения момента для одного ДМ составляет 0.00005÷0.002 Нм.

Причиной изменения моментов сопротивления могут быть резонансные явления, существующие



рисунок 10. Изменение скорости вращения ДМ КА «СПЕКТР-Р» на дату 09.08.2017



рисунок 11. Испытания ДМ КА «ЭЛЕКТРО-Л»

в механической системе ДМ «ротор + подшипники подвеса ротора + конструкция крепления подвеса», а моментами, вызывающими резонанс, могут быть статический и динамический дисбаланс ротора, неоднородности шариков в подшипниках и пульсация электромагнитного поля, вращающего ротор (*Вибрации в технике*, 1980).

Характерно, что моменты от всех этих указанных причин являются функцией от скорости вращения ротора.

Подтверждением, что ДМ является многорезонансной системой, служат испытания ДМ на виброактивность, проводимые в АО «НПО Лавочкина» на силоизмерительном стенде (рисунок 11).

Целью испытаний было измерение силомоментных характеристик ДМ в местах их крепления, а также на установке для их крепления при различных режимах управления ДМ.

Отметим, что при вращении маховиков с постоянной скоростью на испытаниях был чётко слышен скрежет, дребезг, звон в средне- и высокочастотных диапазонах.

На рисунке 12 в качестве примера приведена амплитудно-частотная характеристика сил по оси *Y*, полученная при вращении ДМ с постоянной скоростью 360 рад/с (~57.3 Гц). Таким образом, напрашивается вывод, что, поскольку при работе ДМ в режиме стабилизации КА скорости вращения ДМ изменяются в широком диапазоне, то механическая система комплекса ДМ проходит все резонансные частоты, а попадание в резонансную частоту при малом декременте затухания вызывает практически скачкообразное увеличение момента сопротивления вращению ротора ДМ.

## 5. Особенности применения ДМ для КА «СПЕКТР УФ»

КА «СПЕКТР-УФ» отличается от рассмотренных КА повышенными требованиями по точности стабилизации. Точность стабилизации КА «СПЕКТР-УФ» при проведении научных измерений должна быть не более 0.03 угл. с (оценка по 1σ) (Беляев Б.Б. и др., 2014), что по сравнению с рассмотренными КА лучше на два порядка.

Поэтому, в свете вышеизложенных особенностей поведения ДМ, необходимо тщательно подойти к выбору исполнительных органов системы управления КА «СПЕКТР УФ» как с точки зрения величины максимального кинетического момента, развиваемого ДМ, так и величины нестационарного изменения момента сопротивления вращению маховиков.

### ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ В ПРЕЦИЗИОННЫХ РЕЖИМАХ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



**рисунок 12.** Зависимость амплитуды ускорений от частоты

Предварительная оценка влияния нестационарного тормозного момента на параметры стабилизации КА «СПЕКТР-УФ» показывает, что предельный возмущающий момент (при скачкообрзном проявлении) не должен превышать 2...5 ед. мл. разряда, т.е.  $(2...5) \cdot 10^{-4}$  Нм. Превышение этого значения недопустимо увеличивает скачок по угловой ошибке стабилизации и приводит к переходному процессу длительностью несколько минут, т.е. к нарушению требований ТЗ по точности стабилизации.

Поэтому необходимо проводить специальные наземные испытания по исследованию характеристики управления выбранного типа ДМ изделия «Агат-40С» или «Агат-15».

В основе принципа измерений характеристики управления ДМ лежит оценка изменения скорости вращения маховика. Измерение скорости вращения маховика предполагается проводить, используя сигналы датчика положения ротора, формирующего импульсы (12 или иное количество импульсов за один оборот), которые должны регистрироваться в функции реального времени.

Для этой цели необходимо использовать регистратор, который должен обеспечить счёт импульсов на равных интервалах времени (например, с тактом 0.1 с) в течение всего времени измерения, обработку получаемых данных для формирования и записи файла.

Предлагается провести измерения характеристик в режиме «выбега» и в окрестности «пиков» виброускорений.

В процессе «выбега» маховика с максимальной скорости необходимо произвести одновременные записи значений скорости вращения маховика с использованием вышеупомянутого регистратора и амплитудных значений виброускорения, регистрируемых силоизмерительным стендом.

Далее следует обработка полученной информации о скорости маховика и оценка «гладкости» характеристики момента сопротивления.

Изложенные выше измерения проводятся как с установкой двигателя-маховика на «жёстком» основании, так и на кронштейне штатного исполнения, а также с использованием средств виброизоляции, разработанных АО «НПО Лавочкина».

## выводы

На основании изложенных материалов можно сделать следующие предварительные выводы:

- Анализ телеметрической информации процессов стабилизации КА «ЭЛЕКТРО-Л» № 1 и № 2, «СПЕКТР-Р», использующих исполнительные органы типа «Колер», показал проявления нестационарных возмущений, создаваемых ДМ.
- Для применения исполнительных органов на КА «СПЕКТР-УФ» типа «Агат» необходимо предварительно провести специальные наземные испытания с целью выявления нестационарных возмущений, создаваемых ДМ.
- В случае выявления недопустимых нестационарных возмущений, создаваемых ДМ, предусмотреть необходимые конструктивные меры по их устранению, например увеличение точности балансировки ротора ДМ, установки средств виброизоляции.

Необходимо разработать математическую модель ДМ с учётом нестационарных возмущений (*Кова-лёв А.В. и др.*, 2017).

## список литературы

Беляев Б.Б., Ульяшин А.И, Ковалев Ф.А. Система точного гидирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 108-113.

Ковалёв А.В., Митькин А.С., Телепнев П.П., Цыплаков А.Е. Моделирование динамического поведения КА с учётом конструкционных нелинейностей его нежёстких элементов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 7-12.

Соколов В.Н., Сыров А.С. От «Бури» до «Навигатора» – история сотрудничества МОКБ «Марс» и НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 75-81.

Вибрации в технике: справочник. В 6 т. / Ред. В.Н. Челомей (пред.). М.: Машиностроение, 1980. Т. 3. Колебания машин, конструкций и их элементов / Под ред. Ф.М. Диментберга и К.С. Колесникова. 563 с.

Статья поступила в редакцию 17.04.2018 г.

# ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЕ ПОМЕХИ, ГЕНЕРИРУЕМЫЕ В КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ ПРИ ЭЛЕКТРИЗАЦИИ



**А.А. Любомудров**<sup>1</sup>, профессор, доктор технических наук, lubomudrov31@mail.ru; **А.А. Lubomudrov** 



**B.B. Ефанов**<sup>2</sup>, профессор, доктор технических наук, vladimir\_efanov@ laspase.ru; V.V. Efanov

Производится приближённая оценка электрических полей, генерируемых при заряжении космических аппаратов. Оцениваются помехи, создаваемые защитным устройством, предназначенным для нейтрализации нескомпенсированного электрического заряда на корпусе космического аппарата. Оценка показывает, что электрические поля могут вызывать сбои в работе бортовой радиоэлектронной аппаратуры.

Ключевые слова: космический annapam; космическое пространство; электрические поля; электризация; электромагнитные помехи; металлизация; радиоэлектронная annapamypa.

## постановка задачи

При движении космических аппаратов (КА) на орбитах в околоземном и межпланетном пространстве происходит накопление электрических зарядов на элементах конструкции. Знак и величина электрического заряда и потенциала КА зависит как от свойств среды, в которой происходит полёт, так и от свойств самого КА, в первую очередь от электрофизических свойств материалов внешней оболочки и геометрических особенностей конструкции. Разные участки КА

# ELECTROMAGNETIC INTERFERENCES GENERATED IN THE SPACECRAFT AT STATIC-CHARGE ACCUMULATION



**В.В. Горовцов**<sup>2</sup>, кандидат технических наук, gvv@laspace.ru; **V.V. Gorovtsov** 



Е.Н. Кузин<sup>1</sup>, старший научный сотрудник, кандидат технических наук, arvsn@mil.ru; E.N. Kuzin

An approximate assessment of the electrical fields generated at the spacecraft charging is performed. The interferences generated by the protecting device intended for neutralizing of the spacecraft body non-compensated electrical charge are assessed. The assessment shows that the electrical fields can lead to failures in operations of the onboard electronics equipment.

Key words: spacecraft; space environment; electrical fields; static-charge accumulation; electromagnetic interferences; bonding; electronics equipment.

могут заряжаться различно в зависимости от условий воздействия внешних факторов и электрофизических свойств материалов конструкции. Типичным примером различного заряжения является приобретение различных зарядов освещённой и теневой поверхностями КА в сильно разреженной космической плазме. Поскольку поверхности современных КА в значительной мере покрыты диэлектрическими материалами и проводящие участки электрически

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГКВОУ ВО «Военная академия РВСН имени Петра Великого», Россия, Московская область, г. Балашиха.

The Military Academy of Strategic Rocket Troops after Peter the Great, Russia, Moscow region, Balashikha.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

изолированы друг от друга, то накопленные на них электрические заряды оказываются различными. Происходит так называемое дифференциальное заряжение, при котором между отдельными участками поверхности КА появляются разности потенциалов.

В некоторых случаях эти разности потенциалов малы и составляют доли вольта, а в других случаях они достигают нескольких киловольт и могут существенно влиять на функционирование бортовой радиоэлектронной аппаратуры. Наибольшие потенциалы, достигающие десятка киловольт, возникают на КА, движущихся по геостационарным орбитам и на апогейных участках высокоэллиптических орбит. Во всех этих случаях заряд отрицательный. Основными факторами, определяющими потенциал, являются горячая и холодная ионосферная плазма, солнечное излучение, авроральные электроны (*Акишин А.И., Новиков Л.С.*, 1985; *Макаров В.П. и др.*, 2014; *Модель космоса*, 2007; *Новиков Л.С.*, 2006).

Горячая плазма вызывает появление на КА наиболее высоких потенциалов. В таблице 1 приведены параметры процессов электризации КА в разных областях космического пространства.

Распределение потенциала на КА не равномерно, так как зависит от соотношения потока фотоэлектронов, испускаемых поверхностью, освещённой Солнцем, от приходящегося на КА потока электронов и ионов плазмы космического пространства и вторичной электронной эмиссии, вызываемой энергичными электронами, а также от внешней конфигурации КА и свойств материалов его конструкции. Возникновение поверхностного заряда, влияние его на работу систем КА и меры «нейтрализации» на сегодняшний день изучены, к сожалению, мало. Отметим также, что впервые в мировой практике космических исследований только на новом российском гидрометеорологическом спутнике, запуск которого состоялся в январе 2011 года, в состав модуля служебных систем была включена система контроля электризации (СКЭ), предназначенная для сбора и обработки данных о параметрах электроизоляции КА с целью оценки эффективности использования применяемых способов защиты служебной аппаратуры, элементов конструкции КА и целевой аппаратуры от вредного воздействия статического электричества (*Автоматические космические аппараты*..., 2010; *Любомудров А.А.*, 2016; *Ефанов В.В. и др.*, 2017).

## 1. Электрические поля КА

Сегодня уже с большей степенью достоверности можно предполагать, что это явление электризации КА стало причиной неоднократно зафиксированных случаев ложного срабатывания электронных систем (особенно построенных на элементах микроэлектроники); ухудшения характеристик терморегулирующих поверхностей на искусственных спутниках Земли, работающих на синхронной орбите, где они могут заряжаться, как отмечалось выше, до весьма высоких потенциалов; искажения измерений, получаемых научной аппаратурой (например, данных регистрации электростатических полей и концентрации частиц малых энергий); возникновения нежелательных последствий из-за разницы поверхностных потенциалов при стыковке космических кораблей (КК), находившихся в длительном автономном полёте, при возвращении на КК или орбитальную станцию членов экипажа, длительное время находившихся за их пределами, или при переходе членов экипажа на другой корабль и т.п. Представляет интерес приближённая оценка электрических полей, генерируемых при заряжении КА, и влияния этих полей на работоспособность бортовой радиоэлектронной аппаратуры.

тип орбиты	высота, км; наклонение, град	характерные потенциалы, В	основные факторы, определяющие потенциал	угловое распределение взаимодействующих частиц	роль вторично- эмиссионных процессов
геостационарные, апогейные участки высокоэллиптических орбит	36000/±15; 40000/65	-(10 <sup>3</sup> -10 <sup>4</sup> )	газоразрядная плазма, солнечное излучение	изотропное	велика
низкие орбиты	200-2000/0-70	-(0,1-5)	холодная ионосферная плазма	анизотропное	пренебрежимо мала
низкие полярные орбиты	200–2000/>70	-(10 <sup>2</sup> -10 <sup>3</sup> )	холодная ионосферная плазма, авроральные электроны, солнечное излучение	анизотропное	заметна
за пределами магнитосферы	>(60–120) тыс. км	+(15–20)	солнечное излучение, плазма солнечного ветра	анизотропное	определяющая роль фотоэлектронной эмиссии

таблица 1 – Параметры процессов электризации КА в разных областях космического пространства

Оценим электрические поля, создаваемые в области, окружающей КА при его дифференциальном заряжении в космическом пространстве. Будем считать, что КА движется по геостационарной орбите. В этом случае возникающие на поверхности КА потенциалы могут достигать порядка десятка киловольт.

Оценки будут носить приближённый характер, поскольку при оценивании используются упрощённые модели структуры электрических полей и простые расчётные формулы. Стремиться к высокой точности в данном случае нет смысла, поскольку имеется большая неопределённость в характеристиках космического пространства, окружающего КА, и накапливаемых на его поверхности потенциалах.

Обозначим электрический потенциал поверхности КА через ф, а плотность электрического тока, текущего через эту поверхность, через *j*. Если ёмкость проводящего изолированного элемента конструкции КА равна С<sub>к</sub>, то электрический заряд, накопленный КА, равен  $Q = C_{\kappa} \varphi$ , а энергия электрического поля  $W = \frac{C_{\kappa} \varphi^2}{2}$ . Предположим плотность тока космической плазмы постоянной, тогда заряд ёмкости элемента КА произойдёт за время  $t_{3ap} = \frac{Q}{jS}$ , где S – площадь, на которую падает ток космической плазмы. Произведём оценку. Будем считать, что площадь, облучаемая космической плазмой, равна 1 м<sup>2</sup>, а характерный размер облучаемой площади R=1 м. Тогда ёмкость такого проводящего элемента конструкции имеет порядок  $C_{\kappa} \approx 4\pi \varepsilon_0 R$ , где  $\varepsilon_0$  – электрическая постоянная, равная 8,85·10<sup>-12</sup> Кл/(В·м). Для принятого размера элемента конструкции  $C_{\kappa} = 1 \cdot 10^{-10} \Phi$ .

Примем плотность тока электризации КА равной  $10^{-5}$  А/м<sup>2</sup>, а образованный в результате электризации потенциал  $10^4$  В (*Безродных И.П. и др.*, 2010). Тогда накопленный заряд окажется равным  $10^{-6}$  Кл, а время накопления 0,1 с. При изменении условий электризации, например при переходе КА из освещённой области в область тени, происходит перетекание заряда. Протекающий при этом ток имеет величину порядка  $\varphi/T$ , где T – длительность суток, равная 86400 секундам. Если  $\varphi=10^4$  В, то этот средний ток будет ничтожно мал – порядка  $10^{-11}$  А и не окажет никакого электромагнитного влияния на работу бортовых радиоэлектронных средств.

Вместе с тем, электрические поля, возникающие при дифференциальном заряжении, могут создавать помехи при работе бортовой аппаратуры. Напряжён-

ность электрического поля около заряженной по-

верхности элемента конструкции равна  $E = \frac{\sigma}{2\epsilon_o}$ , где

 σ – плотность поверхностного заряда. Для принятых нами исходных данных напряжённость поля составит 60 кВ/м. Полученная величина напряжённости поля на несколько порядков ниже пробивного напряжения большинства диэлектриков. Однако на краях поверхности напряжённость поля может быть во много раз больше из-за малой толщины и высокой кривизны поверхности среза. Напряжённость поля у острия обратно пропорциональна радиусу его кончика. Так, например, если радиус кривизны элемента корпуса КА равен 4 м, а толщина элементов конструкции равна 2 мм, то напряжённость поля в заполненном диэлектриком зазоре составит  $10^8$  В/м. Принято считать, что электростатический разряд может произойти, когда напряжённость электрического поля превышает  $2 \cdot 10^7$  В/м. Таким образом, возможность разрядов не исключена.

## 2. Помехи, создаваемые средствами защиты бортового оборудования КА

Известен и широко применяется практически на всех летательных аппаратах (ЛА) способ защиты бортового оборудования и элементов конструкции от статического электричества металлизацией (Авиация, 1994). Суть его состоит в соединении токопроводящими деталями элементов конструкции, аппаратуры и агрегатов ЛА для обеспечения между ними надежного электрического контакта. Все элементы конструкции и бортового оборудования соединяют «в общую массу» на внешней поверхности (корпусе) ЛА. Для выполнения металлизации оборудования (аппаратуры, узлов, агрегатов) используют гибкие проводники-перемычки, шины; для металлизации элементов конструкции – перемычки, заклёпки, болты, хомуты и т.д. Данный способ, успешно применяемый на всех типах самолётов, где отводимый на корпус самолёта заряд статического электричества с помощью специальных устройств «стекает» в окружающее воздушное пространство, малоэффективен для КА, осуществляющих полёт в безвоздушном пространстве.

Для защиты космического аппарата от накопления статического электричества предложены способ и устройство, схема которого представлена на рисунке 1 (Горовцов В.В. и др., 2017). Предложенное устройство может быть использовано для обеспечения надёжного функционирования бортового оборудования (агрегатов, устройств), служебной и целевой аппаратуры КА всех типов, как пилотируемых, так и автоматических, для обеспечения безопасности полётов экипажей космических и орбитальных кораблей, орбитальных станций и т.д., а также может быть применимо к ракетным (разгонным) блокам и к другим видам ЛА, совершающих полёт в верхних сильно разреженных слоях атмосферы (ионосфере, экзосфере).

#### ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЕ ПОМЕХИ, ГЕНЕРИРУЕМЫЕ В КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ ПРИ ЭЛЕКТРИЗАЦИИ



- 1 комплекс агрегатов и приборов служебных систем;
- 2 и 3 шины металлизации;
- 4 комплекс целевой аппаратуры;
- 5 конденсатор большой ёмкости;
- **6** вольтметр;
- 7 пусковое реле; 8 резистор;
- 9 тепловые трубы (желоба-воздуховоды);
- 10 радиатор-охладитель.

рисунок 1. Схема устройства защиты КА от статического электричества

Задачей, на решение которой направлено заявляемое изобретение, является разработка эффективного способа защиты агрегатов и аппаратуры КА от статического электричества с «нейтрализацией» поверхностного заряда.

Электростатические заряды с корпусов агрегатов и приборов служебных систем 1 или с корпусов комплекса целевой аппаратуры 4 по соответствующим шинам металлизации 2 или 3 стекают на обкладки электрического конденсатора большой ёмкости С<sub>н</sub>. При накоплении определённой разности потенциалов на конденсаторе 5 по сигналу вольтметра 6 бортовая система управления КА выдаёт команду пусковому реле 7, которое своими контактами подключает к конденсатору омическое сопротивление  $R_{\rm H}$  (на рисунке обозначено номером 8). В результате разряда конденсатора на резистор 8 выделяется тепло, которое с помощью штатных элементов системы обеспечения теплового режима КА – теплопроводов на базе тепловых труб и/или желобов-воздуховодов 9 отводится на радиатор-охладитель 10 и с него – в окружающее пространство.

Цикл накопления заряда статического электричества на обкладках конденсатора с последующим разрядом его на омическое сопротивление, выделением на поверхности его тепла и отводом последнего через радиатор-охладитель в окружающее пространство повторяется многократно, что исключает накапливание поверхностного заряда на корпусе КА и гарантированно защищает бортовые агрегаты, аппаратуру от сбоев в работе и полного выхода из строя. Одновременно существенно снижается опасность поражения членов экипажа космического корабля (станции) статическим электричеством. Вместе с тем, работа такого защитного устройства сопровождается генерированием электромагнитных полей, которые в принципе могут влиять на функционирование бортовой радиоэлектронной аппаратуры. Эти поля и их опасность требуют оценки.

Если выравнивание потенциала заряженного элемента конструкции с незаряженным элементом происходит путём их замыкания, как это предложено в заявке на изобретение, то величина тока нейтрализации будет зависеть от длительности протекания тока. Длительность протекания тока зависит от ёмкости системы, разрядного сопротивления 8 (см. рисунок 1) и сопротивления  $R_p$ , вносимого в цепь разряда пусковым реле 7. Выделяемая при этом энергия переходит в тепловую и электромагнитную.

Разрядный ток равен

$$i = \frac{\varphi}{R_{\text{pasp}}} e^{-\frac{t}{R_{\text{pasp}}C}},$$

где  $R_{\text{pasp}} = R_{\text{H}} + R_{\text{p}}, C = C_{\text{K}} + C_{\text{H}}.$ 

Если сопротивление, вносимое в цепь разряда пусковым реле, гораздо меньше сопротивления  $R_{\rm H}$ , то им можно пренебречь. Значения величин постоянной разряда и максимального тока для принятых нами величин тока заряжения, электрического заряда и потенциала приведены в таблице 2. Здесь же приведены и значения выделившейся при этом энергии W. Величина накопительной ёмкости принята равной  $C_{\rm H}=10^{-9}$  Ф. **таблица 2** – Значения величин постоянной разряда и максимального тока для принятых величин тока заряжения, электрического заряда и потенциала

<i>R</i> , кОм	<i>RC</i> , c	i, A
1	10-6	10
10	10 <sup>-5</sup>	1
100	10-4	0,1

Выделившаяся при разряде полная энергия

$$W = \int_{0}^{\infty} \frac{\varphi^2}{R} e^{-\frac{2t}{RC}} dt = \frac{1}{2} C \varphi^2$$

Для нашего случая энергия равна 5·10<sup>-2</sup> Дж. При разрядном сопротивлении 1 кОм практически вся эта энергия выделяется за 5 мкс, что может быть опасным для элементов бортовой радиоэлектроники.

Ниже в таблицах 3–6 приведены приближённые значения энергии, вызывающей необратимые и обратимые отказы элементов радиоэлектронной аппаратуры (*Messenger G.C., Ash. M.S.*, 1986). В таблице 3 приводятся значения минимальной энергии, вызывающей выход из строя (перегорание) некоторых полупроводниковых приборов электронной аппаратуры США.

**таблица 3** – Минимальная энергия  $W_{\kappa p}$ , вызывающая необратимые отказы полупроводниковых элементов радиоэлектроники (длительность импульса 1 мкс)

элемент	₩кр, Дж
низкочастотный (Ge, <i>p-n-p</i> ) транзистор 2N36	4.10-2
ключевой (Ge, ( <i>n-p-n</i> ) транзистор 2 <i>N</i> 594	6.10-5
ключевой (Ge, <i>p-n-p</i> ) транзистор 2N396	8.10-4
маломощные транзисторы 2N930 – 2N1116A	$2 \cdot 10^{-5} - 1 \cdot 10^{-3}$
мощный транзистор (Ge) 2N1039	1.10-3
интегральная схема µ4709	1.10-5
туннельный диод <i>JN</i> 3720	5.10-4
высокочастотный диод (Si) JN236	1.10-7
точечные диоды 1 <i>N</i> 82 <i>A</i> , 1 <i>N</i> 69 <i>A</i>	(0,7–12)·10 <sup>-6</sup>
переключающие диоды <i>JN</i> 914, <i>JN</i> 933	(7–10)·10 <sup>-5</sup>
зенеровский диод IN702A	1.10-3
выпрямительный диод JN537	5.10-4

В таблице 4 даны диапазоны значений энергии, приводящей к необратимым отказам типовых элементов радиоэлектронной аппаратуры, в таблице 5 – минимальные значения энергии, требуемой для переброса логических схем, построенных на различной элементной базе, из одного состояния в другое. В таблице 6 даны значения минимальной энергии, выше которой возможны сбои в работе аппаратуры. Элементы пироавтоматики срабатывают при поглощении энергии 10<sup>-5</sup>–10<sup>-4</sup> Дж. Токовые электродетонаторы срабатывают при 10<sup>-3</sup>–10<sup>-2</sup> Дж.

**таблица 4** – Области значений энергии  $W_{\kappa p}$ , вызывающей необратимые отказы типовых элементов радиоэлектронной аппаратуры

тип элемента	₩кр, Дж
электромагнитные реле (контакты, обмотки), измерительные приборы, микроэлектродвигатели	10-3-1,0
мощные проволочные резисторы	10-3-102
плёночные (тонкослойные) резисторы	10 <sup>-4</sup> -10 <sup>-2</sup>
конденсаторы	10 <sup>-4</sup> -10 <sup>-3</sup>
катушки индуктивности	10 <sup>-2</sup> -10 <sup>-1</sup>
транзисторы средней и высокой мощности	5.10-5-10-2
маломощные переключающие диоды	10 <sup>-6</sup> -10 <sup>-2</sup>
выпрямительные и стабилизирующие диоды	8.10-5-6.10-1
интегральные микросхемы	10 <sup>-7</sup> -10 <sup>-3</sup>
чувствительные элементы ЭВМ	10 <sup>-7</sup> -10 <sup>-3</sup>

**таблица 5** – Значения энергии  $W_{\rm kp}$ , вызывающей ложные срабатывания элементов электронных схем

элемент	₩кр, Дж
дискретные логические элементы	более 10 <sup>-8</sup>
интегральные схемы ТТЛ	единицы 10 <sup>-9</sup>
КМОП-структуры	единицы 10 <sup>-12</sup>

**таблица 6** — Значения энергии  $W_{\rm kp}$ , вызывающей нарушения в работе элементов радиоэлектронной аппаратуры

вид устройства	<i>W</i> <sub>кр</sub> , Дж	характер нарушения работы
триггер на транзисторах (плата)	(1-3).10-9	сбой схемы
интегральная схема с JK-триггером	$4 \cdot 10^{-10}$	сбой схемы
ОЗУ на магнитных сердечниках высокого быстродействия	2.10-9	стирание записи помехой,
ОЗУ на магнитных сердечниках среднего быстродействия	(3-5).10-9	прошедшей по проводам





На рисунке 2 показаны области значений энергии, вызывающей необратимые отказы интегральных микросхем зарубежного производства наиболее распространённых типов при импульсном воздействии длительностью 1 мкс. Уровни повреждения и сбоя элементов полупроводниковой электроники зависят от длительности импульса. Требуемая для повреждения подводимая мощность обратно пропорциональна  $t^{-1/2}$ . Следовательно, значение требуемой для повреждения энергии пропорционально  $t^{1/2}$ .

Сравнение значений энергии, вызывающей нарушение работы элементов радиоэлектроники, с оценкой энергии разряда конденсатора показывает, что предлагаемое устройство защиты требует тщательного выбора конденсатора и сопротивления в цепи разряда. В противном случае может произойти сбой в работе бортовой аппаратуры.

#### заключение

Произведённые оценки электрических полей при заряжении КА показывают, что эти поля воздействуют на работу бортовой радиоэлектронной аппаратуры. При оборудовании КА защитными устройствами необходимо учитывать, что некоторые из них могут являться источниками опасных помех.

#### список литературы

Авиация: энциклопедия / Гл. ред. Г.П. Свищев. М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. 736 с.

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д.т.н., проф. Г.М. Полищука и д.т.н., проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 562-563.

Акишин А.И., Новиков Л.С. Электризация космических аппаратов. М.: Знание, 1985. Сер. «Космонавтика, астрономия». 1985/3. С. 36-41, 55-58.

*Безродных И.П., Казанцев С.Г., Семёнов В.Т.* Радиационные условия на солнечно-синхронных орбитах в период максимума солнечной активности // Вопросы электромеханики. Труды НПП «ВНИИЭМ». М.: ФГУП «НПП «ВНИИЭМ». 2010. Т. 116. С. 23-26.

Горовцов В.В., Кузин Е.Н., Макаров В.П., Бабич Н.Н. Способ защиты космического аппарата от статического электричества и устройство для его осуществления // Патент РФ № 2612474 С1. 2017.

Ефанов В.В., Клименко Н.Н., Семункина В.И., Шостак С.В. Космическая система дистанционного зондирования Земли на базе космического аппарата «Аркон»: к 20-летию первого запуска // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 25-34.

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. 44-47.

Макаров В.П., Бирюков А.С., Михайлов Д.Н., Александрова Л.Г. Отдельные аспекты наземной экспериментальной обработки космического аппарата «ЭКЗОМАРС-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 124-127.

Модель космоса. В 2 т. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / Под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. М.: КДУ, 2007. 1144 с.

Новиков Л.С. Взаимодействие космических аппаратов с окружающей плазмой. М.: Университетская книга, 2006. 120 с.

Messenger G.C., Ash M.S. The Effects of Radiation on Electronic Systems. Van Nostrand Reinhold Company Inc., New York. 1986.

Статья поступила в редакцию 18.04.2018 г.

# ОЦЕНКА ЭФФЕКТОВ СМЕЩЕНИЯ В РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЕ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ КА «ЭКЗОМАРС-2020»

# ESTIMATION OF THE DISPLACEMENT DAMAGE EFFECTS IN THE RADIOELECTRONIC EQUIPMENT ONBOARD EXOMARS-2020 DESCENT MODULE



**H.M. Хамидуллина**<sup>1</sup>, кандидат физикоматематических наук, nmx@laspace.ru; **N.M. Khamidullina** 



**М.Е. Артемов**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, mike.artiomov@mail.ru; **М.Е. Artiomov** 



**А.А. Тютюнников**<sup>1</sup>, *artem@himki.net;* **А.А. Tyutyunnikov** 

Выполнен расчёт эквивалентного потока и неионизационной дозы от нейтронов, испускаемых радиоизотопными тепловыми блоками (ТБ) на основе диоксида плутония, расположенными в виде сборок на десантном модуле (ДМ) КА «ЭКЗОМАРС-2020». Данные параметры характеризуют неионизационное взаимодействие нейтронов с материалами современных интегральных микросхем (ИМС), т.н. эффекты смещения, или структурные повреждения. Оценка проводилась на примере приборов отечественного производства, установленных на ДМ на минимальных расстояниях от сборок ТБ. Проведено сравнение полученных результатов с типичными значениями стойкости ИМС к структурным повреждениям, а также определены размеры характерных областей расположения приборов на ДМ, в которых эффектами смещения в комплектующих ИМС нельзя пренебрегать и, более того, они могут стать причиной отказа приборов.

Ключевые слова: тепловой блок; эффекты смещения; неионизационные потери энергии; эквивалентный флюенс; неионизационная доза; десантный модуль. Calculation of the equivalent flux and non-ionization dose from neutrons emitted by radioisotope heat units (RHU) based on plutonium dioxide and located in the form of assemblies onboard the EXOMARS-2020 descent module (DM) is performed. These parameters characterize the non-ionization interaction of neutrons with materials of modern integrated circuits (IC), the so-called displacement effects or structural damage. The assessment was carried on the example of Russian devices installed at DM at the minimum distances from the RHU assemblies. The obtained results are compared with the typical values of the IC hardness to structural damages, and the characteristic areas of devices location on DM are identified, where the displacement effects in IC components can not be neglected and, moreover, they can cause the devices failure.

Key words: heat unit; displacement effects; non-ionizing energy loss; equivalent fluence; non-ionizing dose; descent module.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

#### ОЦЕНКА ЭФФЕКТОВ СМЕЩЕНИЯ В РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЕ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ КА «ЭКЗОМАРС-2020»

Одним из важнейших условий успешного функционирования космических аппаратов (КА) для исследования планет Солнечной системы, и в частности Марса (Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж., 2017), является обеспечение стойкости бортовой аппаратуры к различным радиационным эффектам (Хамидуллина Н.М., 2014): дозовые ионизационные эффекты, случайные одиночные эффекты, структурные повреждения и т.д. Как правило, структурными повреждениями, или эффектами смещения, вызываемыми энергичными частицами космического пространства (КП), по сравнению с другими эффектами можно пренебречь, однако наличие на борту КА радиоизотопных источников может не только обусловить необходимость учёта этих эффектов, но и привести к их доминированию в качестве деструктивного фактора для бортовой аппаратуры. Эффекты смещения – результат упругого и неупругого неионизирующего взаимодействия энергичных частиц КП и радиоактивных источников на борту КА с ядрами атомов, создающего структурные повреждения полупроводников и некоторых оптических материалов (Ионизирующие излучения космического пространства, 2013; Space engineering, 2010).

Частицы, проходя через кристаллические материалы, способны передавать энергию атомам кристаллической решётки в столкновениях с ними и смещать атомы с занимаемых позиций. Смещения атомов ведут к дефектообразованию в кристаллической решётке; выбивание атомов со своих позиций приводит к формированию вакансий. Сформированные под воздействием радиации центры дефектообразования – причина деградации параметров материалов и оборудования. Образование в кристаллической решётке твёрдых тел простых и более сложных радиационных дефектов оказывает влияние на оптические, электрические и механические свойства вещества. От количества дефектов зависят такие важнейшие параметры полупроводников, как время жизни неосновных носителей и концентрация основных носителей заряда, в значительной степени определяющие эксплуатационные характеристики полупроводниковых приборов.

Источником тепловой энергии на борту КА «ЭКЗО-МАРС-2020» являются радиоизотопные тепловые блоки (ТБ). На десантном модуле КА предполагается использовать 17 тепловых блоков на основе диоксида плутония-238, нейтронное излучение которых создаёт дополнительную радиационную нагрузку на радиоэлектронную аппаратуру (РЭА).

В настоящей статье рассматриваются характеристики неионизационного взаимодействия как потока нейтронов от ТБ, так и заряженных частиц КП с материалами современных интегральных микросхем. Расчёт проводился на примере приборов отечественного производства, установленных на ДМ КА «ЭКЗОМАРС-2020» наиболее близко к сборкам ТБ, а именно: блок управления (БУ), размещённый рядом со сборкой из шести ТБ, а также комплекс автоматики и стабилизации (КАС) и научный прибор АДРОН-ИНГ-10М – рядом со сборкой из восьми ТБ.

# 1. Характеристики потока нейтронов ТБ

Общая интенсивность потока нейтронов (основная доля которого приходится на интервал энергий от 2 до 3 МэВ) от одного грамма изотопа не превышает 2,5·10<sup>4</sup> нейтронов/с.

Учитывая, что общая масса изотопа в одном ТБ составляет 16 г, получаем следующее максимальное значение интенсивности потока нейтронов от одного ТБ (так наз. выход нейтронов):

 $F_n \leq 4.10^5$  нейтронов/с.

Используя зависимость потока от расстояния до точечного источника

$$F_n(R) = \frac{F_n}{4\pi R^2},\tag{1}$$

получаем зависимость максимальной плотности протока нейтронов одного ТБ от расстояния до него, представленную в таблице 1.

протока нейтронов одного ТБ от расстояния до него	<b>таблица 1</b> – За	ависимость	максималь	ьной плотнос	ГИ
	протока нейтро	онов одного	ТБ от расс	стояния до не	го

	-
<i>R</i> , см	плотность потока нейтронов, см <sup>-2</sup> ·с <sup>-1</sup>
5	$1,27.10^{3}$
10	3,18·10 <sup>2</sup>
50	12,7
100	3,18
150	1,43
200	0,80
250	0,51

Дифференциальный спектр нейтронов от Pu-238 (в условных единицах) представлен на рисунке 1.



рисунок 1. Спектр нейтронов от изотопа плутоний-238

# 2. Характеристики эффектов смещения

Эффекты смещения описывают с помощью следующих величин (*Space engineering*, 2010):

- эквивалентный поток (флюенс) протонов, электронов или нейтронов, нормированный на 50 МэВ, 10 МэВ или 1 МэВ (нормировка зависит от сравнения смещений, созданных спектром частиц, со смещениями, вызванными при испытаниях моноэнергетическим пучком частиц);
- неионизационная линейная передача энергии, *NIEL(E)*:

$$NIEL(E) = \left(\frac{dE}{dx}\right)_{\text{смещения}};$$
(2)

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

$$TNID = \int F(E) \cdot NIEL(E) \cdot dE, \qquad (3)$$

где F(E) – дифференциальный энергетический спектр потока частиц, см<sup>-2</sup>·МэВ<sup>-1</sup>.

Расчётная формула эквивалентного флюенса нейтронов, нормированного на поток протонов с энергией в 50 МэВ,  $F_{_{эквив. для p} 50 \text{ МэВ}}$ , имеет вид (*NIEL*<sub>p</sub>(50 МэВ)=0,00349 МэВ·см<sup>2</sup>·г<sup>-1</sup>):

$$F_{_{\mathbf{5}\mathsf{KBHB.},\mathbf{JJIR}\,p\,50\,\mathrm{M}\ni\mathrm{B}} = \frac{1}{NIELp(50\,M\ni B)} \cdot (4)$$
$$\cdot \int F(E) \cdot NIEL(E) \cdot dE.$$

Наибольший вклад в неионизационную поглощённую дозу на борту КА «ЭКЗОМАРС-2020», как будет показано ниже, вносят нейтроны от ТБ, поэтому важно привести характеристики их энерговыделения при образовании структурных повреждений. На рисунке 2 представлены энергетические зависимости неионизационной линейной передачи энергии *NIEL(E)* для нейтронов и протонов (*Space* engineering, 2010).



**рисунок 2.** Энергетические зависимости неионизационной линейной передачи энергии *NIEL(E)* для нейтронов и протонов

# 3. Расположение бортовой аппаратуры и приборов

Для примера рассмотрим ИМС, расположенные «худшим образом» в приборах БУ, КАС и АДРОН-ИНГ-10М, а именно, около стенки приборов, которые, в свою очередь, расположены вблизи соответствующих сборок ТБ, т.е. на минимальном расстоянии от радиоизотопных источников. На рисунках 3, 4 показано реальное взаимное расположение БУ, КАС, АДРОН-ИНГ-10М и ТБ на 3D-модели ДМ.

Расстояния от ИМС до каждого теплового источника представлены в таблицах 2, 3.

**таблица 2** – Минимальные расстояния от ИМС БУ до каждого из шести ТБ ближайшей сборки

№ ТБ	1	2	3	4	5	6
<i>R</i> , мм	76,85	114,59	65	107	76,85	114,59

## 4. Расчёт эквивалентного флюенса и неионизационной дозы в местах расположения ИМС от нейтронов ТБ и частиц КП

Используя спектр из рисунка 1, формулы (3), (4) и рисунок 2, получаем значение эквивалентного выхода нейтронов от 1 ТБ (на расстоянии R=0 см) за САС КА «ЭКЗОМАРС-2020» (967 суток), нормированного на поток протонов с энергией 50 МэВ:

## $f_{\text{эквив. для } p \ 50 \text{ МэВ}} = 2,4 \cdot 10^{13}.$

Используя данные таблицы 2 и формулу (1), получаем следующее значение эквивалентного флюенса нейтронов за САС КА от сборки из шести ТБ в месте расположения ближайшего к сборке электрорадиоизделия (ЭРИ) в приборе БУ (при нормировке на протоны с энергией 50 МэВ):

 $F_{\text{сумм. эквив. для } p \ 50 \text{ МэB}} = 1,6 \cdot 10^{11} \text{ см}^{-2}.$ 

Для суммарной неионизационной дозы, которая определяется по формуле (3), значение составляет 5,5·10<sup>8</sup> МэВ·г<sup>-1</sup>=8,7 рад.

Используя данные таблицы 3 и формулу (1), получаем следующие значения эквивалентного флюенса нейтронов за САС КА от сборки из восьми ТБ в местах расположения ближайших к сборке ЭРИ в приборах КАС и АДРОН-ИНГ-10М (при нормировке на протоны с энергией 50 МэВ):

- для прибора КАС:

 $F_{\text{сумм. эквив. для } p \ 50 \text{ МэВ}} = 1,8 \cdot 10^{11} \text{ см}^{-2},$ 

*TNID*<sub>КАС</sub>=6,4·10<sup>8</sup> МэВ·г<sup>-1</sup>=10,2 рад;

- для прибора АДРОН-ИНГ-10М:

 $F_{\text{сумм. эквив. для } p \ 50 \text{ МэB}} = 9,6 \cdot 10^{10} \text{ см}^{-2},$ 

*ТNID*<sub>АДРОН</sub>=3,4·10<sup>8</sup> МэВ·г<sup>-1</sup>=5,4 рад.

## ОЦЕНКА ЭФФЕКТОВ СМЕЩЕНИЯ В РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЕ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ КА «ЭКЗОМАРС-2020»

таблица 3 – Минимальные расстояния от ИМС КАС и АДРОН-ИНГ-10М до каждого из восьми ТБ ближайшей сборки

№ ТБ	1	2	3	4	5	6	7	8
$R_{ m KAC},$ мм	97,18	108,22	77,98	91,37	77,98	91,37	97,18	108,22
<i>R</i> <sub>АДРОН-ИНГ-10М</sub> , ММ	119,19	156,51	104,13	145,37	104,13	145,37	119,19	156,51



рисунок 3. Взаимное расположение сборки из шести ТБ и БУ (3D-модель ДМ)



рисунок 4. Взаимное расположение сборки из восьми ТБ и приборов КАС и АДРОН-ИНГ-10М (3D-модель ДМ)

Помимо нейтронного излучения от тепловых блоков, структурные повреждения вызывают частицы излучений космического пространства: потоки протонов солнечных (СКЛ) и галактических (ГКЛ) космических лучей, а также вторичные частицы, порождаемые при взаимодействии первичного космического излучения с материалами КА и с марсианским грунтом при функционировании ДМ в течение двух земных лет на поверхности Марса. С применением программного комплекса COSRAD (*Кузнецов Н.В. и др.*, 2011) был выполнен расчёт спектров потоков протонов и нейтронов СКЛ и ГКЛ (с учётом рождённых ими вторичных протонов и нейтронов при взаимодействии с материалом защиты) в зависимости от толщины сферической защиты за время перелёта КА к Марсу в течение 237 суток (*Хамидуллина Н.М.*, 2014), рисунки 5, 6.



**рисунок 5.** Дифференциальные энергетические спектры потоков протонов СКЛ при вероятности 0,01 (**a**) и ГКЛ (**б**) для различных значений толщины защиты Х в массовых единицах (г/см<sup>2</sup>) с учётом вторичных протонов

Используя эти спектры и значения неионизационной линейной передачи энергии *NIEL(E)* нейтронов и протонов (см. рисунок 2) по формуле (3) проведена оценка дозы структурных повреждений за характерной защитой. За время перелёта к Марсу величина неионизационной дозы от частиц космических излучений за защитой в 1 г/см<sup>2</sup> составит 0,20 рад, что более чем на порядок меньше доз от нейтронов ТБ.

Для анализа вклада в процессы смещения от первичных частиц КП, а также вторичных частиц, созданных при взаимодействии первичного космического излучения с марсианским грунтом, были использованы работы (*Matthia D. et al.*, 2016; *Matthia D. et al.*, 2017). Представленные в них результаты измерений с помощью аппаратуры MSL/RAD показали, что в общем излучении доминируют протоны и нейтроны. Используя приведённые в статье спектры нейтронов (*Matthia D. et al.*, 2017) и протонов (*Matthia D. et al.*, 2017) и протонов (*Matthia D. et al.*, 2017) и данные по *NIEL(E)* на рисунке 2, был произведён расчёт эквива-



**рисунок 6.** Дифференциальные энергетические спектры потоков нейтронов СКЛ при вероятности 0,01 (**a**) и ГКЛ (**b**) для различных значений толщины защиты Х в массовых единицах (г/см<sup>2</sup>) с учётом вторичных нейтронов, рожденных при взаимодействии с материалом защиты

лентных флюенсов (нормированных на моноэнергетические протоны с энергией 50 МэВ) и TNID за два земных года. Суммарный эквивалентный флюенс первичных и вторичных протонов на поверхности Марса составляет 1,02·10<sup>8</sup> см<sup>-2</sup>, что соответствует неионизационной дозе от протонов 0,006 рад, а суммарный эквивалентный флюенс первичных и отраженных от поверхности Марса нейтронов равен 3,06·10<sup>8</sup> см<sup>-2</sup>, что приводит к неионизационной дозе от нейтронов 0,017 рад. Таким образом, общая доза на поверхности Марса от протонов и нейтронов космического пространства и вторичных частиц, рождённых их взаимодействием с грунтом, не превышает 0,023 рад, что более чем на два порядка меньше доз от нейтронов тепловых блоков, и, следовательно, этим вкладом в возникновение структурных повреждений в ЭРИ бортовой аппаратуры, в частности приборов БУ, КАС и АДРОН-ИНГ-10М, можно пренебречь.

Для приблизительной оценки вклада вторичных частиц, созданных при взаимодействии первично-

### ОЦЕНКА ЭФФЕКТОВ СМЕЩЕНИЯ В РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЕ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ КА «ЭКЗОМАРС-2020»

таблица 4 – Рассчитанные эквивалентные флюенсы п	и <i>TNID</i> от ТБ для БУ, КАС, АДРОН-И	ІНГ-10М на борту КА
«ЭКЗОМАРС-2020» в сравнении с типичными значе	ниями стойкости	

прибор	<i>F</i> <sub>экв <i>р</i> 50 меv, эквивалентный флюенс от ТБ, нормированный на протоны с энергией 50 МэВ, см<sup>-2</sup></sub>	<i>TNID</i> , суммарная неионизационная доза, рад (дозовый коэффициент запаса)	диапазон стойкости ЭРИ к структурным повреждениям, эквивалентный флюенс (нормировано для протонов с энергией 50 МэВ), см <sup>2</sup>	минимальная стойкость ЭРИ к структурным объёмным повреждениям по <i>TNID</i> (суммарной неионизационной дозе), рад
БУ	1,6.1011	8,92 (3,4)		
KAC	1,8.1011	10,44 (2,9)	10 <sup>11</sup> -10 <sup>12</sup>	~30
АДРОН-ИНГ-10М	9,6.1010	5,62 (5,3)		

го космического излучения с марсианским грунтом, можно также использовать представленные в статье (*Matthia D. et al.*, 2017) результаты измерений с помощью аппаратуры MSL/RAD средней мощности поглощённой дозы (в кремнии) от всех составляющих вторичных излучений от грунта Марса, которая равна 0,023 рад/сутки. Таким образом, за два земных года поглощённая доза составит 17 рад. Для перехода от поглощённой дозы  $D_{ион}$  к неионизационной  $D_{стр}$ воспользуемся выражением, приведённом в (*OCT 134-1034-2012*):

 $D_{\rm ctp} D_{\rm uoh} \cdot \delta_{\rm ctp} / \delta_{\rm uoh},$ 

где  $\delta_{crp}$ ,  $\delta_{HOH}$  – удельные поглощённые дозы типовых спектров по структурным и ионизационным эффектам, представленные в (*OCT 134-1034-2012*). В нашем случае  $\delta_{crp}/\delta_{HOH}=5,3\cdot10^{-4}$ , т.е.  $D_{crp}=17\cdot5,3\cdot10^{-4}=0,009$  рад $\approx0,01$  рад, что приводит к величине того же порядка, что и при более точном расчёте с использованием спектров.

## 5. Анализ стойкости приборов ДМ КА «ЭКЗОМАРС-2020» к структурным повреждения

Для оценки работоспособности БА по отношению к структурным повреждениям необходимо знать стойкость ЭРИ (и, соответственно, аппаратуры в целом) к этому эффекту. Известно, что наименее стойкими к эффектам смещения являются ИМС, изготовленные по биполярной технологии, а также оптоэлектронные приборы и приборы на основе ПЗС-структур (Ионизирующие излучения космического пространства, 2013). Там же приведены типичные значения стойкости ЭРИ различного назначения и различных типов и показано, что минимальная стойкость наиболее критичных аналоговых биполярных ИМС составляет ~30 рад. В таблице 4 приведены результаты расчётов доз (от ТБ и КП) в сравнении с типичными уровнями стойкости изделий ЭКБ по структурным повреждениям, представленными в сборнике (Ионизирующие излучения космического пространства, 2013).

Как видно из таблицы 4, при сравнении результатов проведённых расчётов доз от нейтронов ТБ в рассмотренных приборах с минимальными значениями стойкости комплектующих биполярных ИМС оказывается, что для прибора КАС коэффициент запаса  $K_{\text{зап}} \leq 3$  и, следовательно, расположенные в нём ЭРИ, а также сам прибор могут оказаться нестойкими к нейтронному излучению сборок ТБ по эффектам смещения.

Представляется важным определить, какие приборы на борту десантного модуля попадают в так называемую критичную группу, т.е. дозовая нагрузка в их комплектующих ИМС не меньше минимальной стойкости 30 рад, а также не меньше 10 рад – с учётом трёхкратного запаса по стойкости в соответствии с (*OCT 134-1034-2012*). Для этого определим минимальные расстояния от сборок, соответствующие дозам 30 рад и 10 рад.

Учитывая линейные размеры ТБ и их сборок, сопоставимые с типичными расстояниями до ближайших приборов (см. таблицы 2 и 3), представляется некорректным рассматривать их в качестве точечных источников, соответственно, их излучение обладает определённой пространственной анизотропией. Необходимо более точно учитывать вклад каждого ТБ из сборки в каждой точке, удалённой на определённое расстояние от центра сборки. В результате зоны, в которых значения *TNID* превышают значения 30 рад и 10 рад, оказываются ограниченными поверхностью более сложной формы, чем сфера, а именно, близкой к эллипсоиду.

Определить дозу в точке, расположенной на расстоянии R от центра сборки из N шт., можно с помощью следующего простого уравнения:

$$\frac{D_0}{4\pi} \sum_{i=1}^{N} \frac{1}{R_i^2} = D(R),$$
(5)

где  $R_i$  – расстояние от заданной точки до центра *i*-го ТБ; коэффициент  $D_0$  определяется с помощью эквивалентного флюенса на расстоянии R=0 см и равен  $D_0=1,3\cdot10^3$  рад·см<sup>2</sup>.

Задавая значения D(R) вдоль осей координат x, y и z (см. рисунки 2 и 3), равными 30 рад и 10 рад, определяем размеры осей эллипсоидов, ограничивающих области вокруг сборок, внутри которых дозы превышают значения 30 рад и 10 рад соответственно.

В соответствии с ОСТ 134-1034-2012, в случае определения стойкости к структурным повреждениям экспериментальным путём (*Ионизирующие излучения космического пространства*, 2013), дозовый коэффициент запаса для бортовой аппаратуры, определяемый как отношение стойкости к накопленной за САС КА неионизационной дозе, не должен быть меньше 1, т.е. максимальная дозовая нагрузка должна быть равна 30 рад. Задавая значение D(R)=30 рад в уравнении (5), получаем следующие размеры полуосей эллипсоидов вокруг сборок:

- для сборки из шести ТБ:
  - *а*=4,7 см, *b*=6,3 см, *c*=3 см;
- для сборки из восьми ТБ:

*а*=4,8 см, *b*=8,4 см, *c*=3,3 см, (6)

где *а*, *b* и *с* – полуоси эллипсоида.

Как следует из (6), размеры осей эллипсоидов практически совпадают с размерами сборок в направлении соответствующих осей, что указывает на тот факт, что во всех ЭРИ в бортовой аппаратуре дозовая нагрузка меньше 30 рад. Однако часто значения стойкости ЭРИ определяют из справочных данных, в связи с чем необходимо учитывать трёхкратный запас по дозе, т.е. максимальная дозовая нагрузка должна быть равна 10 рад.

Задавая значение D(R)=10 рад в уравнении (5), получаем следующие размеры полуосей эллипсоидов вокруг сборок:

- для сборки из шести ТБ:
- *а*=8 см, *b*=9,3 см, *c*=7 см;
- для сборки из восьми ТБ:

$$a=8,8 \text{ cm}, b=11,7 \text{ cm}, c=8 \text{ cm}.$$
 (7)

Как показывает анализ компоновки ДМ, в указанную область попадает только прибор КАС, для которого окончательный вывод о работоспособности по отношению к неионизационным эффектам возможен только после тщательного анализа стойкости его комплектующих и, при необходимости, проведения их испытаний.

#### заключение

Для определения стойкости аппаратуры к структурным повреждениям необходимо, прежде всего, определить конкретные параметры радиационной стойкости по эффектам смещения ЭКБ в приборах, учесть конструкцию приборов (точное взаимное расположение ЭРИ в приборах и сборок тепловых блоков), на основании чего рассчитать соответствующие локальные эквивалентные флюенсы (неионизационные дозы) и затем коэффициенты запаса в соответствии с (*OCT 134-1034-2012*).

Показано, что вкладом в создание структурных повреждений от частиц космического пространства и созданных ими вторичных излучений от грунта Марса по сравнению с нейтронным излучением от сборок ТБ можно пренебречь. Анализ, проведённый в статье, показывает, что на борту десантного модуля КА «ЭКЗОМАРС-2020» только прибор КАС входит в группу риска по отношению к структурным повреждениям в случае подтверждения стойкости критичных ЭРИ справочными данными.

#### список литературы

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

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

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

*ОСТ 134-1034-2012*. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронного и протонного излучений космического пространства по дозовым эффектам. 34 с.

Хамидуллина Н.М. Радиационные условия в период полета КА «ЭКЗОМАРС-2018». Требования к радиационной стойкости используемых в бортовой аппаратуре электрорадиоизделий // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 214. № 2. С. 91-94.

*Matthia D., Ehresmann B., Lohf H. et al.* The Martian surface radiation environment – a comparison of models and MSL/RAD measurements // J. Space Weather Space Clim. 2016. 6, A13. P. 1-17.

Matthia D., Hassler D., de Wet W., Ehresmann B. et al. The radiation environment on the surface of Mars – Summery of model calculations and comparison with RAD data // Life Sciences in Space Research. 2017. 14. P. 18- 28.

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

Статья поступила в редакцию 28.04.2018 г.

# ПОБОЧНЫЕ ГЛАВНЫЕ МАКСИМУМЫ В СУБАПЕРТУРНЫХ АНТЕННЫХ РЕШЁТКАХ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

# GRATING LOBES IN THE SPACE-BORNE SUB-APERTURE ANTENNA ARRAYS



A.C. Волченков<sup>1</sup>, leftbox12@mail.ru; A.S. Volchenkov



A.C. Петров<sup>1</sup>, профессор, доктор технических наук, as-petr@yandex.ru; A.S. Petrov





**В.А. Чиков**<sup>1</sup>, chvva\_@mail.ru; **V.A. Chikov** 

Проведено исследование побочных главных максимумов в антенных решётках космического базирования, сформированных из субапертур, размещённых в треугольной сетке узлов. Выявлено, что как и в решётках с поэлементно треугольной сеткой узлов, в них наблюдается расщепление побочных главных максимумов с нечётными номерами. Установлено, что уровни и угловое разделение этих максимумов оказываются меньшими, чем в решётке с поэлементно треугольной сеткой узлов, а в решётках с субапертурами, расположенными в нерегулярной треугольной сетке узлов, возникает размывание побочных главных максимумов и понижение их среднего уровня.

Ключевые слова:

активная фазированная антенная решётка; побочные главные максимумы.

## введение

Известно, что при установке излучающих элементов на апертуре сканирующих фазированных антенных решёток (АФАР) с шагом, превышающим длину волны, неизбежно возникают побочные главные максимумы (ПГМ). Их наличие приводит не только к снижению усиления антенны, но и к ряду других негативных явлений. Например, в космических сиGrating lobes in the space-borne antenna arrays having triangular sub-aperture grid arrangement were analyzed. It was established that as in the case of arrays with every element triangular grid it takes place splitting of grating lobes of uneven numbers, but there levels and angular shift are smaller than in conventional arrays with triangular grids. If sub-aperture were arranged in non-regular triangular grid then smoothing of grating lobes is observed with level lowing.

Key words: active phased antenna array; grating lobes.

стемах связи из-за ПГМ возникает интерференционное взаимодействие соседних каналов. А в радиолокаторах с синтезированной апертурой яркие кластеры в области ПГМ ухудшают радиометрическую чувствительность аппаратуры (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2017; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2015; Петров А.С., Прилуцкий А.А., 2017).

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Картина расположения ПГМ и их уровни зависят не только от расстояний между излучателями, но и от конфигурации сетки узлов, в которой они размещаются. Обычно излучатели устанавливают в регулярных прямоугольной и треугольной сетках узлов (ПСУ и ТСУ), используются также решётки с нерегулярной и разреженной сеткой узлов (НСУ и РСУ). Преимущество решёток с ТСУ перед решётками с ПСУ состоит в том, что при заданном угле раскрыва конуса, в котором выполняется сканирование диаграммы направленности (ДН) без возникновения ПГМ, удаётся существенно (на 13.4%) сократить количество излучателей.

Уменьшение числа излучателей достигается за счёт увеличения расстояния между ними (Sharp E.D., 1961; Mapкob Г.T., Caзонов Д.М., 1975; Mailloux R.J., 1994; Hansen R.C., 2001; Скобелев С.П., 2010). К сожалению, треугольный порядок расположения приёмопередающих модулей (ППМ), возбуждающих излучатели, оказывается во многих случаях конструктивно трудно выполнимым. В том числе и по этой причине большие АФАР обычно формируют из субрешёток (СБР) с излучающими элементами и ППМ, расположенными в ПСУ, а затем уже вся АФАР собирается из этих СБР. Причём их фазовые



а – регулярная сетка узлов; б – нерегулярная сетка узлов.
 рисунок 1. Антенная решётка, сформированная из СБА, расположенных в треугольной сетке узлов; излучатели в каждой СБА располагаются в прямоугольной сетке узлов

центры устанавливают в регулярной либо нерегулярной TCУ, рисунок 1. Нерегулярная TCУ использована, например, при создании AФAP космического радиолокатора с синтезированной апертурой Cosmo-Sky-Med (*URL: http://terraview.ru/articles/15/cosmo-sky-med*). В ней имеется восемь строк, каждая из которых сформирована из пяти СБР, расположенных вдоль оси x. Две нижние пары строк объединены и сдвинуты между собой. Четыре верхние строки расположены в треугольной сетке, причём с таким же, но уже попеременным интервалом сдвига между ними по оси x, как и в первых двух.

Конструктивные преимущества решёток, изображённых на рисунке 1, представляются очевидными: модульность изделия (с возможностью тестирования каждого из них в отдельности) и удобство монтажа отдельных проверенных и отработанных СБР на общем антенном полотне, в том числе в ТСУ. Однако необходимо проанализировать, каким образом такая организация решётки повлияет на её ДН, и в частности, на расположение и уровни ПГМ.

Цель статьи выявить особенности формирования ПГМ в субапертурных АФАР с ТСУ и сравнить ДН таких решёток с ДН решёток, в которых отдельные излучатели установлены в ПСУ и ТСУ.

## 1. Расчётные соотношения

В решётке с излучателями, установленными в ПСУ, положение ПГМ в плоскости направляющих косинусов (u, v) определяется следующими соотношениями (*Mailloux R.J.*, 1994):

$$u_p = u_0 + p\lambda/d_x, v_q = v_0 + q\lambda/d_x; p, q = 0, \pm 1, \pm 2,$$
(1)

где  $d_x$  и  $d_y$  – расстояния между излучателями (шаг решётки) по осям x и y;  $\lambda$  – длина волны. В решётке с TCУ значения  $u_p$  также определяются с помощью формулы (1). Однако  $v_q$  зависит от того, чётным или нечётным является p:

$$v_q = v_0 + q\lambda/d_y, p = 0, \pm 2, \pm 4;$$
  
 $v_q = v_0 + (q \pm 0.5)\lambda/d_y, p = \pm 1, \pm 3, \pm 5.$  (2)

Если в ТСУ находятся не отдельные излучающие элементы, а субрешётки с излучателями, располагающимися в ПСУ, и в каждой из них по оси *у* имеется  $M_y$  строк с шагом между ними  $d_y/\lambda$ , то формула (2) преобразуется следующим образом:

$$v_q = v_0 + q\lambda/d_y, p = 0, \pm 2, \pm 4;$$
  
 $v_q = v_0 + (q \pm 0.5/M_y)\lambda/d_y, p = \pm 1, \pm 3, \pm 5.$  (3)

Пусть для примера  $d_x/\lambda=3$ ,  $d_y/\lambda=0.707$  и  $M_y=8$ . Используя формулы (1), (2) и (3), рассчитаем положения нескольких первых ПГМ для решёток с прямоугольной, поэлементно треугольной и субапертурно треугольной сетками узлов. Результаты показаны на рисунке 2 в плоскости направляющих косинусов (u, v).

#### ПОБОЧНЫЕ ГЛАВНЫЕ МАКСИМУМЫ В СУБАПЕРТУРНЫХ АНТЕННЫХ РЕШЁТКАХ Космического базирования



**а** – прямоугольная; **б** – треугольная;

**В** – субапертурно треугольная;

**г** – субапертурно треугольная при сканировании ДН решётки.

**рисунок 2.** Положения ПГМ на (*u*, *v*)-плоскости в решётках с излучателями, располагающимися в прямоугольной, треугольной и субапертурно треугольной сетке узлов

Область физически наблюдаемых углов, в которых могут наблюдаться ПГМ, ограничена условием

$$u_p^2 + v_q^2 \le 1.$$
 (4)

Задача выявления областей, в которых отсутствуют ПГМ, решена в работе (*Sharp E.D.*, 1961), где был установлен следующий факт. При любом наперёд заданном угле раскрыва конуса, в котором выполняется сканирование ДН без образования ПГМ в физически наблюдаемой области углов, в решётках с ПСУ можно на 13.4% уменьшить число излучателей по сравнению с числом излучателей в решётке, в которой излучатели располагаются в ПСУ. Однако в этой работе была использована радиолокационная система угловых координат специального вида, которая редко применяется в антенной технике. Не было проведено исследование ПГМ, возникающих в решётках, состоящих из СБР, находящихся на апертуре в ТСУ.

Выявим области, в которых будут отсутствовать ПГМ в таких решётках, и определим их расположение на плоскости направляющих косинусов (u, v), а также на плоскости угловых координат  $(\theta, \varphi)$ . Если положение ДН определяется углами  $(\theta, \varphi)$  в сферической системе координат (ССК), то в плоскости (u, v)

$$u = \sin\theta \cos\varphi, v = \sin\theta \sin\varphi.$$
 (5)

Границу области, в которой отсутствуют ПГМ, определим из условия (4). Подставляя в него значения  $u_p$  и  $v_q$  и выражая  $u_0$  и  $v_0$  с помощью (5) через углы  $\theta_0$  и  $\phi_0$  ССК, получаем квадратное уравнение, определяющее зависимость  $\sin\theta_0$  от  $\phi_0$ :

$$\sin^2(\theta_0) + 2P_{p,q}\sin(\theta_0) + Q_{p,q} = 0,$$
 (6)

в котором

$$P_{p,q} = p(\lambda/d_x) \cos\varphi_0 + q(\lambda/d_y) \sin\varphi_0,$$

$$Q_{p,q} = [p(\lambda/d_x)]^2 + [q(\lambda/d_y)]^2 - 1.$$
(7)

Решая уравнение (7) для каждой пары (p, q), находим для неё зависимость  $\theta_0(\varphi_0)$ , которую можно отобразить графически в полярной системе координат. Для решётки, в которой излучатели располагаются в равносторонней треугольной сетке, при заданном шаге  $d_y/\lambda$  по оси *y* определяется шаг  $d_x/\lambda = =(2/\sqrt{3})d_y/\lambda = 1.155d_y/\lambda$  по оси *x*.

В решётке с прямоугольной сеткой узлов имеется следующая связь между шагом решётки и углом сканирования, при котором возникают первые ПГМ, а именно  $d/\lambda=[1+\sin(\theta_0)]^{-1}$ . Пусть  $\theta_0=45^\circ$ , тогда  $d_y/\lambda=0.586$ . В решётке с треугольной сеткой узлов  $d_x/\lambda=1.155 d_y/\lambda=0.677$ . Если используется квадратная сетка, то  $d_x/\lambda=d_y/\lambda=0.586$ . Решая уравнение (6), можно построить в полярной системе координат кривые  $\theta_0(\phi_0)$  для первых ПГМ в решётках с прямоугольной и треугольной сетками.

Укажем и более простой способ построения в (u, v)плоскости области, свободной от ПГМ. При сканировании ДН главный и все ПГМ сдвигаются из своего исходного положения  $(u_p, v_q)$  в точку  $(u_p+u_0, v_q+v_0)$ . Сканирование ДН в физически наблюдаемой области в (u, v)-плоскости ограничено окружностью единичного радиуса, описываемой уравнением (4). Очевидно, что при сканировании главного луча в этой области, точки, соответствующие ПГМ, будут перемещаться внутри окружностей единичного радиуса с центрами в точках ( $u_p$ ,  $v_a$ ). И в физически наблюдаемой области, свободной от ПГМ, окажется та часть круга с единичным радиусом, центр которой расположен в начале координат (и, v)-плоскости, с внешними границами, очерчиваемыми кругами, соответствующими ПГМ. Результаты построения области, свободной от ПГМ, представлены на рисунке 3 в плоскостях (u, v) и (θ, φ), причём для последней изображение дано в прямоугольной и полярной системах координат.

При проектировании решётки необходимо оценить не только положения ПГМ, но и их уровень. Нормированная ДН множителя планарной решётки (МПР), в которой излучатели располагаются в ПСУ, рассчитывается с помощью соотношения





$$F_{np}(u,v) = \left\{ \frac{\sin[\pi N_x(d_x/\lambda)(u-u_0)]}{N_x \sin[\pi(d_x/\lambda)(u-u_0)]} \right\} =$$

$$= \left\{ \frac{\sin[\pi N_y(d_y/\lambda)(v-v_0)]}{N_y \sin[\pi(d_y/\lambda)(v-v_0)]} \right\}.$$
(8)

Нормированную ДН МПР, в которой излучатели поэлементно располагаются в ТСУ, рассчитываем следующим образом. Если число строк (по оси y) в решётке чётное, то разбиваем её на две одинаковые половинные субрешётки с прямоугольной сеткой и расстояниями между излучателями по осям  $dx/\lambda$  и  $2dy/\lambda$  соответственно. Поэтому их нормированная ДН примет вид

$$F_{\pi p}'(u,v) = \left\{ \frac{\sin[\pi N_x(d_x/\lambda)(u-u_0)]}{N_x \sin[\pi(d_x/\lambda)(u-u_0)]} \right\} =$$

$$= \left\{ \frac{\sin[\pi(N_y/2)(2d_y/\lambda)(v-v_0)]}{(N_y/2) \sin[\pi(2d_y/\lambda)(v-v_0)]} \right\}.$$
(9)

Эти субрешётки окажутся сдвинутыми между собой на расстояния  $dx/\lambda$  и  $dy/\lambda$  по осям x и y. При суммировании их ДН появится дополнительный фазовый множитель, и поэтому

 $F_{\rm TP}(u, v) = F_{\rm TP}'(u, v) [1 + \exp(j\Phi)]/2,$ 

где  $\Phi = -2\pi [\delta_x / \lambda (u - u_0) + (d_y / \lambda) (v - v_0)].$ 

Если число строк окажется нечётным, то решётку придётся разбить на две субрешётки, также по оси yс удвоенным шагом  $2d_y/\lambda$ , но число строк в одной из них  $N_{y1}$  окажется на единицу меньшим, чем  $N_{y2}$ . В формулу (9) в этом случае вместо числа  $N_y/2$  подставляют  $N_{y1}$  или  $N_{y2}$ . Получим нормированные ДН парциальных решёток  $F_{np1}'(u, v)$  и  $F_{np2}'(u, v)$ , и результирующий множитель ДН треугольной решётки определится соотношением

 $F_{\rm rp}(u, v) = [F_{\rm np1}'(u, v) + F_{\rm np2}'(u, v) \exp(j\Phi)]/2.$ 

Расчёт множителей решёток, изображенных на рисунке 1, можно выполнить следующим образом. Как видим, они формируются из строковых СБР, в которых излучатели располагаются в ПСУ. Множитель каждой *i*-й строковой СБР  $F_i(u, v)$  определяется по формуле (8), в которой должны быть заданы число излучателей  $N_{xi}$  и  $N_{yi}$  по осям x и y, а также расстояния между ними  $d_{xi}$  и  $d_{yi}$ . Затем следует задать сдвиги между соседними строковыми СБР  $\delta_{xi}$  по оси x, а расстояния  $\delta_{yi}$  между ними по оси y окажутся равными  $N_{yi}d_{yi}$ . Результирующая ДН решётки рассчитывается по формуле

$$F_{\rm TP}(u,v) = \frac{F_{\rm OU}(u,v)}{N_{\rm CTP}} \sum_{i=1}^{N_{\rm CTP}} F_i(u,v) \exp(j\Phi_i),$$

где  $F_{\text{ОИ}}(u, v) - Д$ Н одиночного излучателя (ОИ);  $N_{\text{стр}} -$  число строковых СБР с ПСУ;  $\Phi_i = -2\pi [(\delta_{xi}/\lambda) \cdot (u-u_0) + (\delta_{yi}/\lambda)(v-v_0)].$ 

## 2. Результаты моделирования ДН решётки с субапертурно треугольной сеткой узлов

Рассмотрим для примера решётку, структурно подобную той, которая реализована в АФАР системы Cosmo-Sky-Med. Будем полагать, что ОИ является составным, сформированным из  $N_{x0}$ =4 синфазно возбуждаемых элементарных излучателей (ЭИ), фазовые центры которых расположены вдоль оси *x* с шагом  $d_{x0}/\lambda = 0.754$ . ДН ЭИ будем аппроксимировать формулой  $F_{\Im II}(\theta) = (\cos \theta)^{1/2}$ , и тогда ДН ОИ определится следующим соотношением:

#### ПОБОЧНЫЕ ГЛАВНЫЕ МАКСИМУМЫ В СУБАПЕРТУРНЫХ АНТЕННЫХ РЕШЁТКАХ Космического базирования

 $F_{\rm OH}(u,v) = (\cos\theta)^{1/2} \Big\{ \frac{\sin[\pi N_{x0}(d_{x0}/\lambda)u]}{N_{x0}\sin[\pi(d_{x0}/\lambda)u]} \Big\}.$ 

И пусть из этих ОИ сформирована строковая СБР, в ПСУ которой располагаются ОИ с шагом  $d_{x1}/\lambda=(d_{x0}/\lambda)N_{x0}=3.014$  по оси x и с шагом  $d_{y1}/\lambda=0.716$ . Причём по оси x в строковой СБР будут располагаться  $N_{x1}=60$  излучателей, а по оси  $y - N_{y1}=8$  излучателей. Таким образом, нормированные размеры строковой СБР по осям x и y окажутся равными  $d_{x2}/\lambda==(d_{x1}/\lambda)N_{x1}=180.84$  и  $d_{y2}/\lambda=(d_{y1}/\lambda)N_{y1}=5.729$ . Затем из них реализуем решётку, в которой по оси  $y - N_{y2}=8$  строковых СБР, причём будем полагать, что их фазовые центры расположены в треугольной сетке со сдвигом по оси x между соседними строками, равным половине длины ОИ, т.е.  $\delta_x=0.5d_{x1}/\lambda=1.507$ .

Результаты расчёта зависимости нормированной ДН описанной выше решётки с общим числом излучателей 60'64 по осям x и y приведены на рисунке. По оси y решётка разбивается на строковые СБР, в которых задано различное число строк: 64, 16, 8, 4, 2 и 1. Первый вариант соответствует прямоугольной решётке, следующие четыре – субапертурно треугольной решётке с числом субапертур по оси y, равным 4, 8, 16 и 32. Последний вариант соответствует поэлементно треугольному расположению излучателей на апертуре.

Максимальный уровень имеет первый ПГМ. Его зависимость от угла сканирования, числа излучателей в субапертуре по оси y и направляющего косинуса v при  $n_{cy6,v}$ =8 приведена на рисунке 5.

На рисунке 6 показана зависимость нормированной ДН ФАР от переменных, заданных в плоскости направляющих косинусов (u, v), при уменьшении номинального сдвига строк на 25% в решётках с расположением излучателей в поэлементно, субапертурно треугольной сетке и в решётке с комбинированной субапертурно TCУ.

Используя формулы (1) и (2), определим положения ПГМ:

$$u_{p}=u_{0}+p\lambda/d_{x1}=u_{0}+p(d_{x1}/\lambda)^{-1}=u_{0}+0.332p,$$

$$p=0,\pm1,\pm2;$$

$$v_{q}=v_{0}+q\lambda/d_{y2}=v_{0}+q(d_{y2}/\lambda)^{-1}=v_{0}+0.175q,$$

$$p=0,\pm2,\pm4;$$

$$v_{q}=v_{0}+(q\pm0.5)\lambda/d_{y2}=v_{0}+0.175(q\pm0.5),$$

$$p=\pm1,\pm3,\pm5.$$
(10)

В (10) нормированный к длине волны шаг между строковыми СБР равен  $d_{v2}/\lambda$ .

Наконец, на рисунке 7 представлены зависимости нормированной ДН от переменной *v* в области 1-го и 2-го побочных главных максимумов. Субапертуры (СБА) располагаются в прямоугольной, регулярной треугольной, рисунок 7а, и в комбинированной треугольной, рисунок 7б, сетках узлов.



а – прямоугольная сетка узлов;

б-д – субапертурно треугольная сетка узлов;

**е** – поэлементно треугольная сетка узлов.

**рисунок 4.** Зависимость нормированной ДН АФАР с числом элементов ( $60 \times 64$ ) от переменных, заданных в плоскости направляющих косинусов (u, v), с излучателями, расположенными в прямоугольной, субапертурно треугольной и поэлементно треугольной сетке узлов

Анализ приведённых зависимостей ДН от переменных (u, v) приводит к следующим выводам.

1. При увеличении числа элементов  $n_{cyб,y}$  в субапертуре по оси *у* конфигурация ПГМ, формируемых решёткой с субапертурно треугольной сеткой узлов, приближается к конфигурации ПГМ, формируемой решёткой с прямоугольной сеткой узлов. И наоборот, при уменьшении  $n_{cyб,y}$  в пределе до единицы конфигурация ПГМ приближается к той, которую формирует решётка с поэлементно треугольной сеткой узлов.

2. Основное различие между ДН с излучателями, располагающимися в прямоугольной и треугольной сетках, состоит в том, что у последней побочные главные максимумы с нечётными номерами расщепляются по оси v. И чем меньше  $n_{cy6,v}$ , тем больше это расщепление. Действительно, в плоскости (u, v) расщепляются надвое ПГМ, расположенные на оси u с нечётными номерами p. Сдвиг между ними происходит по оси v и равен  $\lambda/d_v$ . В субапертурной



- а по оси абсцисс отложен угол сканирования; б по оси абсцисс отложено число излучателей в субапертуре по оси *y*;
   в по оси абсцисс отложено значение направляющего косинуса *v* при *n*<sub>суб,v</sub>=8.
- **рисунок 5.** Зависимости уровня первого побочного главного максимума ДН сетки: **1** – прямоугольная; **2** – поэлементно треугольная; **3** – субапертурно треугольная



а – поэлементно треугольная сетка узлов; б – субапертурно треугольная сетка узлов;

в – комбинированная треугольная сетка узлов.

**рисунок 6**. Зависимость нормированной ДН ФАР с числом элементов ( $60 \times 64$ ) от переменных, заданных в плоскости направляющих косинусов (u, v) при уменьшении на 25% номинального сдвига строк в решётке с поэлементно и субапертурно треугольной сеткой узлов, а также с комбинированной ТСУ

## ПОБОЧНЫЕ ГЛАВНЫЕ МАКСИМУМЫ В СУБАПЕРТУРНЫХ АНТЕННЫХ РЕШЁТКАХ Космического базирования



а – область первого ПГМ;

6 – область третьего ПГМ.

**рисунок 7**. Зависимость нормированной ДН от переменной *v* в областях первого и третьего ПГМ; сетка, в которой установлены СБА:

1 – прямоугольная; 2 – регулярная треугольная; 3 – комбинированная треугольная

треугольной решётке  $d_y$  равен длине субапертуры по оси y, а не расстоянию между отдельными излучателями. И чем больше СБА, тем большим оказывается и  $d_y$ . Этим обстоятельством и объясняется факт сближения между расщеплёнными ПГМ в субапертурно треугольных решётках.

3. При большом  $n_{cy6,y}$  первые побочные главные максимумы, хотя и располагаются вблизи от первого побочного главного максимума решётки с прямоугольной сеткой, но зато имеют примерно на 3 дБ меньший уровень.

4. Разница уровней первого побочного главного максимума решёток с прямоугольной и треугольной сеткой слабо зависит от угла сканирования и в рассмотренных примерах не превысила 1 дБ.

5. При отклонении сдвига между строками в треугольной решётке от номинального значения, равного нечётному числу половины размера излучающих элементов по оси *x*, проявляются побочные главные максимумы, присущие решётке с прямоугольной сеткой.

6. Если в решётке с треугольной сеткой узлов в парциальных субапертурах имеется различное число излучающих элементов, располагающихся по оси *y*, то ПГМ, расплываясь вдоль оси *v*, формируют расширенные зоны засветки с пониженным (по сравнению с пиковым) уровнем излучения.

## заключение

Приведённые расчётные соотношения и графические иллюстрации позволяют при проектировании субапертурной АФАР определять положения и давать количественные оценки ожидаемых уровней её ПГМ. А правильная их оценка, в свою очередь, помогает избегать выбора таких конструктивных вариантов выполнения решётки, которые могут оказаться неприемлемыми по электрическим характеристикам, в частности по угловой конфигурации и уровню ПГМ.

## список литературы

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.

Занин К.А., Москатиньев И.В. Совершенствование методов оценки разрешающей способности космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 3-10.

*Марков Г.Т., Сазонов Д.М.* Антенны: учебн. для радиотехнических специальностей вузов. М.: Энергия, 1975. 528 с.

Петров А.С., Прилуцкий А.А. Проекция диаграммы направленности фазированной антенной решётки на земную поверхность // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 59-66.

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

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

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

*Sharp E.D.* A triangular arrangement of planar-array elements that reduces the number needed // IRE Trans. on antennas and propagation. 1961, March. P. 126-129.

*URL: http://terraview.ru/articles/15/cosmo-sky-med* (дата обращения: 01.12.2017).

Статья поступила в редакцию 05.12.2017 г.
## ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ЗАТРАТ НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ



E.H. Хохлачев<sup>1</sup>, профессор, доктор технических наук, khokhlach@mail.ru; E.N. Khokhlachev

Предлагаются аналитические соотношения и методы, позволяющие оценить затраты на разработку космических систем по заданным наиболее общим параметрам (характеристикам) этих систем, превышающим значения параметров ранее созданных и эксплуатируемых систем-аналогов.

Ключевые слова: космическая система; затраты; параметры; прогнозирование; полный дифференциал; частные производные; дифференциальное уравнение; метод наименьших квадратов; экспертные оценки.

#### введение

Прогнозирование затрат на ранних стадиях проектирования сложных уникальных космических систем осуществляется в условиях высокой неопределённости, когда нет точных сведений о составе и количественных значениях показателей (параметров) всех элементов системы. Предполагается, что известны требуемые значения отдельных, наиболее общих, параметров разрабатываемой системы, которая должна обладать существенными преимуществами перед ранее созданными и эксплуатируемыми системами, а также стоимости и аналогичные параметры одной или нескольких систем-аналогов, т.е. тех систем, которые могут являться прототипа-

# FORECASTING OF COSTS IN THE EARLY STAGES OF SPACE SYSTEMS DESIGN



A.E. Шаханов<sup>1</sup>, кандидат технических наук, shakhanov@laspace.ru; A.E. Shakhanov

Analytical relations and methods are proposed, allowing to estimate development costs of space systems according to the specified most common parameters of these systems, exceeding the values of the parameters of the previously designed and operating analog systems.

Key words: space system; cost; parameters; forecasting; total differential; partial derivatives; differential equation; least squares method; expert evaluations.

ми разрабатываемой. Необходимо принять решение о целесообразности выделения необходимых ассигнований на разработку подобной новой системы или сократить ассигнования путём понижения требований к её параметрам.

Подобная задача решалась, например, при разработке аванпроекта миссии «ЛАПЛАС-П» для исследования планетной системы Юпитера (*Мартынов М.Б. и др.*, 2016). Стоимостные оценки проекта выполнялись с помощью суммирования оценок стоимости каждой системы, при этом большинство оценок проводилось с участием кооперации, что потребовало длительного времени.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

#### ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ЗАТРАТ НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ Космических систем

Общая оценка выявила, что стоимость реализации проекта сравнима с осуществлением нескольких миссий исследования Луны. В связи с этим остро встал вопрос о целесообразности реализации проекта в текущих условиях, при этом на выполнение аванпроекта миссии уже были затрачены ресурсы.

Таким образом, разработка более совершенных методов прогнозирования затрат по заданным отдельным, наиболее общим, параметрам создаваемой системы, или параметрическое прогнозирование затрат (*Калошина М.Н., Ермакова О.В.*, 2014), становится актуальной задачей.

## 1. Постановка задачи

Задача прогнозирования затрат на ранних стадиях проектирования космических систем (КС) может быть сформулирована следующим образом.

Определены исходные данные:

- множество параметров X={x<sub>1</sub>, x<sub>2</sub>,..., x<sub>i</sub>,..., x<sub>n</sub>} проектируемой системы, формируемых на ранних стадиях проектирования;
- *n* число параметров;
- значения аналогичных параметров X<sub>j</sub>={x<sub>j1</sub>, x<sub>j2</sub>,..., x<sub>ji</sub>,..., x<sub>jn</sub>} уже разработанной и эксплуатируемой *j*-й системы-аналога;
- затраты  $C_j$  на разработку *j*-й системы-аналога,  $j=\overline{1,m};$

- *m* – число систем-аналогов.

Требуется определить затраты *C* на разработку новой системы.

# 2. Основные соотношения и допущения

В общем случае затраты *C* на проектируемую систему могут быть определены с помощью некоторой функции

$$C = C(q_1, q_2, ..., q_i, ..., q_n),$$
(1)

где  $q_i$  – нормированные параметры, значения которых влияют на затраты при разработке и эксплуатации системы,  $i=\overline{1,n}$ .

Если теперь получить конкретные количественные значения  $q_i$  и подставить их в (1), то получим искомое значение затрат.

Нормированные параметры  $q_i$  связаны со значениями соответствующих параметров  $x_i$  определёнными зависимостями  $q_i=f(x_i)$ , обеспечивающими приведение всех параметров  $x_i$  к единой шкале измерения. Различные способы такого приведения рассмотрены в (*Хохлачев Е.Н.*, 1987; *Хохлачев Е.Н.*, 1996). В дальнейшем выберем способ нормировки следующего вида:

$$q_i = q_{ji} = \frac{x_i}{x_{ji}}, \qquad (2)$$

где  $x_i$  — текущее ненормированное значение параметра разрабатываемой системы;  $x_{ji}$  — известное значение соответствующего параметра *j*-й системыаналога, выбранной из *m* систем в качестве прототипа, т.е. обладающей наиболее близкими свойствами к разрабатываемой системе.

Точный вид зависимости (1) для сложных систем определить практически невозможно, однако можно сформировать ряд функций, которые при определённых условиях приближённо описывают данную зависимость.

Примем следующие условия:

1. Все параметры  $q_i \ge 0$ , независимы и максимизируются.

2. Функция (1) неотрицательна и строго монотонно возрастает по всем аргументам.

3. Принято следующее соотношение:  $C(rq_i) = = \varphi(r)C(q_i), i = \overline{1, n}$ , т.е. при одновременном увеличении всех параметров в r раз затраты возрастают в  $\varphi(r)$  раз, где  $\varphi(r)$  – некоторая дифференцируемая возрастающая функция, принимающая при r=1 значение  $\varphi(r)=1$ .

4. Стоимость системы-аналога корректируется с учётом инфляции на период проектирования создаваемой системы.

Перечисленные условия практически реализуются. Условие 1 обеспечивается соответствующим выбором нормированных параметров, в случае минимизируемых параметров необходимо брать их обратные значения. Условия 2 и 3 выполняются во всех практических случаях, так как увеличение (улучшение) значений параметров связано с дополнительными затратами, зависящими от величины возрастания этих параметров.

Определим полный дифференциал функции (1)

$$dC = \sum_{i=1}^{n} \frac{\partial C}{\partial q_i} \Delta q_i,$$

где  $\Delta q_i = dq_i$  с учётом того, что  $q_i$  являются аргументами.

В соответствии с условием 3 при приращениях параметров

 $\Delta q_i = (r-1)q_i, i = \overline{1, n}$ 

полный дифференциал

 $dC = [\varphi(r) - 1]C - \varepsilon,$ 

где ε – величина высшего порядка малости. В результате

$$\begin{split} & \left[\phi(r)-1\right]C - \varepsilon = \sum_{i=1}^{n} \frac{\partial C}{\partial q_{i}}(r-1)q_{i} \text{ или} \\ & \frac{\phi(r)-1}{r-1}C - \frac{\varepsilon}{r-1} = \sum_{i=1}^{n} \frac{\partial C}{\partial q_{i}}q_{i}. \end{split}$$

При г→1 получаем

$$\rho C = \sum_{i=1}^{n} \frac{\partial C}{\partial q_i} q_i, \quad \rho = \frac{\partial \varphi(r)}{\partial r}, \tag{3}$$

где  $\rho$  – показатель роста, характеризующий возрастание затрат при увеличении (улучшении) значений параметров системы.

Таким образом, определение функции (1) сводится к решению дифференциального уравнения (3) в частных производных.

Определим начальные условия. Пусть  $q_1=q_2=...=$ = $q_n=1$ , тогда  $C=C_j$ . Так как  $q_i=x_i/x_{ji}$  и  $q_i=1$ , то  $x_i=x_{ji}$ и  $C=C(1,1,...,1)=C_j$ .

При данных начальных условиях можно получить следующие отдельные решения уравнения (3):

$$C = C_j \prod_{i=1}^n q_i^{\lambda}, \lambda > 0;$$
(4)

$$C = C_{j} \sum_{i=1}^{n} \beta_{i} q_{i}, \sum_{i=1}^{n} \beta_{i} = 1,$$
(5)

где λ и β<sub>i</sub> – показатель степени и коэффициенты важности, характеризующие соответственно влияние произведения и взвешенной суммы параметров системы на затраты.

Возможны также и другие решения уравнения (4), полный перечень которых приведён в (*Хохлачев Е.Н.*, 1987).

Полученные выражения удовлетворяют уравнению (3) при различных значениях показателя роста  $\rho$ . Выражению (4) соответствует  $\rho=\lambda n$ , т.е. при одновременном возрастании всех *n* параметров в *r* раз затраты возрастают в  $\varphi(r)=\lambda nr$  раз. Выражение (5) удовлетворяет уравнению (4) при  $\rho=1$  и  $\varphi(r)=r$ .

Данные выражения могут быть использованы для определения прогнозируемого значения затрат *C* путём подстановки соответствующих значений параметров  $q_{ni}=x_{ni}/x_{ai}$ . Однако при этом необходимо определять значения  $\lambda$ , и  $\beta_i$  и выбрать соотношение, обеспечивающее максимальную точность прогнозирования.

#### 3. Порядок прогнозирования затрат

С учётом исходных данных и полученных соотношений процесс прогнозирования затрат будет включать следующие действия:

1. Определение значения показателя  $\lambda$  в соотношении (4) и коэффициентов важности  $\beta_i$  в соотношении (5).

2. Вычисление значений нормированных показателей  $q_i$ .

3. Определение прогнозируемого значения затрат C путём подстановки значений  $q_i$  в соотношения (4) и (5).

4. Анализ полученных значений *C* и принятие решения по прогнозируемым затратам путём усреднения полученных значений. При использовании всех возможных соотношений для определения прогнозируемых затрат, предложенных в (*Хохлачев Е.Н.*, 1996), точность результата может быть повышена.

#### 4. Определение показателя λ

Определение  $\lambda$  производится на основании данных о значениях затрат  $C_j$  и соответствующих параметров  $x_{ji}$  систем-аналогов,  $j=\overline{1,m}$ ;  $i=\overline{1,n}$ . При этом системы упорядочены по уменьшению затрат  $C_j$  и *m*-я система, имеющая минимальные затраты  $C_m$ , будет являться базовой.

Для каждой *j*-й системы вычисляем следующие значения:

$$q_{ji} = \frac{\chi_{ji}}{\chi_{mi}}; \ \pi_j = \prod_{i=1}^n q_{ji}; \ \delta_j = \frac{C_j}{C_m}, \ j = \overline{1, m-1}.$$
(6)

В результате получаем m-1 точек ( $\pi_j$ ,  $\delta_j$ ), характеризующих значения функции  $\delta = \psi(\pi)$ . Предполагаем, что данная зависимость сохраняется для разрабатываемой системы, которая в качестве базовой также имеет m-ю систему-аналог. Сглаживаем зависимость  $\delta = \psi(\pi)$  функцией вида  $\delta = \pi^{\lambda}$ . Для сглаживания можно использовать метод наименьших квадратов, в соответствии с которым необходимо определить значение  $\lambda$ , обеспечивающее минимум квадратичной формы:

$$S(\lambda) = \sum_{j=1}^{m-1} (\pi_j^{\lambda} - \delta_j)^2.$$

Значение  $\lambda$  определяется в результате решения уравнения

$$\begin{aligned} \frac{dS}{d\lambda} &= 2\sum_{j=1}^{m-1} (\pi_j^{\lambda} - \delta_j) \pi_j^{\lambda} \ln \pi_j = 0 \text{ или} \\ \sum_{j=1}^{m-1} (\pi_j^{\lambda} - \delta_j) \pi_j^{\lambda} \ln \pi_j = 0. \end{aligned}$$

# 5. Определение коэффициентов важности β<sub>i</sub>

Определение значений  $\beta_i$  также можно производить на основании данных о значениях затрат  $C_j$ , соответствующих параметров  $x_{ji}$  систем-аналогов и предварительно определяемых с использованием соотношений (6) значениях  $q_{ji}$  и  $\delta_j$ ,  $j = \overline{1, m-1}$ ;  $i = \overline{1, n}$ . При этом можно использовать следующие методы:

1. Метод, основанный на решении системы линейных уравнений.

2. Метод наименьших квадратов.

3. Методы экспертных оценок.

Система линейных уравнений составляется на основании исходных данных о системах-аналогах и имеет вид

#### ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ЗАТРАТ НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

$$\beta_1 q_{j1} + \beta_2 q_{j2} + \ldots + \beta_n q_{jn} = \delta_j, \ j = \overline{1, n-1};$$

$$\beta_1 + \beta_2 + \ldots + \beta_n = 1.$$
(7)

Определение значений  $\beta_i$  путём решения системы (7) возможно в том случае, если  $m \ge n$ , т.е. число систем-аналогов *m* не меньше числа параметров *n*. Неравенство  $m \ge n$  получается из условия, что одна из систем-аналогов берётся в качестве базовой, а последнее *n*-е уравнение представляет собой сумму  $\beta_i$ , равную единице.

При использовании метода наименьших квадратов необходимо определять такие значения β<sub>i</sub>, которые обеспечивают минимум квадратичной формы

$$S(\beta_1,\beta_2,...,\beta_n) = \sum_{j=1}^{m-1} (\sigma_j - \delta_j)^2, \sigma_j = \sum_{i=1}^n \beta_i q_{ji}.$$

В результате получаем следующую систему уравнений:

$$\sum_{j=1}^{m-1} (\sigma_j - \delta_j) q_{ij} = 0, \ i = \overline{1, n-1};$$
  
$$\beta_1 + \beta_2 + \dots + \beta_n = 1.$$

Подставляем в данную систему выражения для  $\sigma_i$ и путём решения полученной системы определяем значения  $\beta_i$ .

Метод наименьших квадратов имеет существенные преимущества, так как позволяет определять значения  $\beta_i$  при *m*<*n* и даёт большую точность получения результатов.

Метод экспертных оценок целесообразно использовать в тех случаях, когда число *m* систем-аналогов незначительно или когда значения коэффициентов важности  $\beta_i$  параметров данных систем не соответствуют коэффициентам важности параметров разрабатываемой системы. Анализ методов экспертных оценок, приведённых в (*Хохлачев Е.Н.*, 1996), показывает, что наиболее эффективным в этом случае является метод анкетного опроса, в ходе которого

таблица – Вариант анкетного экспертного опроса

эксперт попарно оценивает степень влияния улучшения (увеличения) каждого параметра на предполагаемые затраты с учётом физической сущности и единиц измерения этого параметра. Создаётся группа из *M* компетентных экспертов. Каждому эксперту предлагается заполнить свою квадратную таблицуматрицу, каждой строке и столбцу которой соответствует определённый параметр системы. При этом целесообразно использовать всё множество возможных параметров (показателей), используемых при проектировании данной системы.

Заполнение таблицы осуществляется следующим образом. Выделяется первая строка, соответствующая параметру q<sub>1</sub>. Данный параметр последовательно сравнивается с другими параметрами, указанными в соответствующих столбцах. Если, по мнению эксперта, приращение стоимости на единицу приращения данного параметра  $q_1$  больше, чем на единицу приращения другого параметра  $q_r$ , то на пересечении первой строки и столбца q<sub>r</sub> ставится 1. В противном случае ставится 0. Если параметры равнозначны по стоимости – эксперт ставит 0,5. Затем сравнение повторяют для остальных строк таблицы путём заполнения таблицы справа от диагонали. Диагональ таблицы заполняется нулями. Затем вручную или с помощью компьютера происходит заполнение таблицы слева от диагонали. При этом значения 0,5 остаются без изменений, а 1 или 0 имеют противоположные значения. Один из возможных вариантов заполнения представлен в таблице.

В итоге получаем M заполненных подобных таблиц. Затем определяется балл  $d_{ij}$ , назначаемый каждым j-м экспертом i-му параметру путём суммирования элементов соответствующих i-х строк таблицы, т.е.

$$d_{ij} = \sum_{r=1}^{n} d_{irj}, \ i = \overline{1, n}, \ j = \overline{1, M},$$

где  $d_{irj}$  – элемент таблицы *j*-го эксперта на пересечении *i*-й строки и *r*-го столбца.

$q_{\rm i}$	$q_1$	$q_2$	$q_3$	$q_4$	$q_5$	$q_6$	$q_7$	$q_8$	$q_9$	$q_{10}$	$q_{11}$	$q_{12}$	$q_{13}$	$q_{14}$	$q_{15}$
$q_1$	0	1	1	0	1	1	1	0	1	1	1	1	0	0	0,5
$q_2$	0	0	1	1	0	0,5	1	1	0,5	1	0	1	0,5	0,5	1
$q_3$	0	0	0	1	1	1	1	0,5	1	0,5	0	0,5	0	1	0
$q_4$	1	0	0	0	1	0,5	1	0	0	1	0	0,5	1	0	0,5
$q_5$	0	1	0	0	0	1	1	0	0,5	0	1	1	0	1	0
$q_6$	0	0,5	0	0,5	0	0	0	1	1	0,5	0,5	0	1	0	1
$q_7$	0	0	0	0	0	1	0	0,5	1	1	0	0,5	0	1	1
$q_8$	1	0	0,5	1	1	0	0,5	0	0,5	0	1	1	0	0,5	0
$q_9$	0	0,5	0	1	0,5	0	0	0,5	0	1	0	0	0,5	1	0,5
$q_{10}$	0	0	0,5	0	1	0,5	0	1	0	0	1	0	1	0	1
$q_{11}$	0	1	1	1	0	0,5	1	0	1	0	0	0,5	0	1	0
$q_{12}$	0	0	0,5	0,5	0	1	0,5	0	1	1	0,5	0	1	1	0
$q_{13}$	1	0,5	1	0	1	0	1	1	0,5	0	1	0	0	0,5	1
$q_{14}$	1	0,5	0	1	0	1	0	0,5	0	1	0	0	0,5	0	1
$q_{15}$	0,5	0	1	0,5	1	0	0	1	0,5	0	1	1	0	0	0

По полученным значениям  $d_{ij}$  вычисляется коэффициент важности  $\beta_{ij}$ , определяющий, по мнению эксперта *j*, относительное предпочтение параметра  $q_i$  перед относительными параметрами по затратам:

$$\beta_{ij} = \frac{d_{ij}}{S_j}, \ S_j = \sum_{i=1}^n d_{ij}.$$

Например, если в таблице представлены результаты *j*-го эксперта, то получаем следующие значения:

 $d_{1j}=9,5; d_{2j}=9; d_{3j}=7,5; d_{4j}=8; d_{5j}=5,5; d_{6j}=6; d_{7j}=6; d_{8j}=7; d_{9j}=4,5; d_{10j}=5; d_{11j}=7; d_{12j}=7; d_{13j}=8,5; d_{14j}=5,5; d_{15j}=6,5.$ 

Так как сумма всех баллов  $S_j=102,5$ , то  $\beta_{1j}=0,093$ ;  $\beta_{2j}=0,088$ ;  $\beta_{3j}=0,073$ ;  $\beta_{4j}=0,078$ ;  $\beta_{5j}=0,054$ ;  $\beta_{6j}=0,058$ ;  $\beta_{7j}=0,058$ ;  $\beta_{8j}=0,068$ ;  $\beta_{9j}=0,044$ ;  $\beta_{10j}=0,049$ ;  $\beta_{11j}=0,068$ ;  $\beta_{12j}=0,068$ ;  $\beta_{13j}=0,084$ ;  $\beta_{14j}=0,054$ ;  $\beta_{15j}=0,063$ .

Затем вычисляются средние значения  $\beta_i$ , определяющие коэффициенты важности параметров системы по итогам экспертного опроса,

$$\beta_i = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M \beta_{ij}, \ i = \overline{1, n}.$$

Несложно доказать, что сумма всех полученных значений β<sub>i</sub> всегда будет равна единице.

Пример. Формируется замысел на проектирование КС, осуществляющей зондирование земной поверхности, и определены её параметры  $X = \{x_1 = P, x_2 = N\}$  $x_2 = V, x_3 = T$ }, где P – вероятность безотказной работы; *V* – среднесуточный объём целевой информации; Т – срок активного существования. Заданы значения этих параметров: *P*=0,99; *V*=40 Гбайт; *T*=4 года. Определены значения параметров  $X_i = \{x_{i1} = P_1, x_{i2} = V_1, \dots, N_{i2} = V_{i2}\}$  $x_{i3}=T_1$  ранее созданной и эксплуатируемой *j*-й системы-аналога, выбранной в качестве прототипа, при этом: *P*<sub>1</sub>=0,95; *V*<sub>1</sub>=30 Гбайт; *T*<sub>1</sub>=3 года. Затраты на создание этой системы с учётом инфляции составили С<sub>i</sub>=1800 млн. руб. Определены показатель степени  $\lambda$ =0,33 и коэффициенты важности  $\beta_1$ =0,5;  $\beta_2$ =0,2 и β<sub>3</sub>=0,3, характеризующие соответственно влияние произведения и взвешенной суммы параметров системы на затраты. Требуется оценить затраты на создание новой КС.

Производим нормировку параметров по формуле (2). Получаем следующие результаты:  $q_1=P/P_1=1,04$ ;  $q_2=V/V_1\approx 1,33$ ;  $q_3=T/T_1=1,3$ . По формуле (4) определяем первый вариант затрат  $C_1$  на создание новой системы. Получаем следующее значение:  $C_1=C_j(q_1q_2q_3)^{\lambda}=1800(1,04\times 1,33\times 1,3)^{0,33}=1800\times 1,798^{0,33}=1800\times 1,21=2178$  млн. руб. По формуле (5) определяем второй вариант затрат  $C_2$  на создание новой системы. Получаем следующее значение:  $C_2=C_j(\beta_1q_1+\beta_2q_2+\beta_3q_3)=1800(0,5\times 1,04+0,2\times 1,33+0,3\times 1,3)=1800\times \times 1,176=2116,8$  млн. руб. Усредняем полученные значения и получаем прогнозируемое значение затрат C=2147,4 млн. руб.

#### заключение

Повышение точности прогнозирования затрат с использованием предлагаемых аналитических соотношений может быть обеспечено путём сбора и обработки статистических данных о результатах разработки и эксплуатации достаточно большого числа аналогичных КС. Это связано с необходимостью расчёта показателей и коэффициентов важности параметров системы методом наименьших квадратов или путём решения системы линейных уравнений. Однако в случае разработки систем, имеющих относительно небольшое число систем-аналогов, предлагаемый подход к прогнозированию затрат может быть реализован с использованием предлагаемого метода экспертных оценок.

Предлагаемые методы прогнозирования затрат могут быть использованы в моделях оценки рисков создания новых космических систем (*Орлов А.И., Цисарский А.Д.*, 2017), а также при обосновании требований к закупаемым служебным системам и устройствам при создании и модернизации космических аппаратов (*Хохлачев Е.Н., Шаханов А.Е.*, 2016).

#### список литературы

Калошина М.Н., Ермакова О.В. Основные подходы к определению стоимости научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в аэрокосмической отрасли // Труды МАИ. 2014. № 76. URL: www.mai. ru/science/trudy/ (дата обращения: 14.03.2017).

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.

*Орлов А.И., Цисарский А.Д.* Модель оценки рисков проектов при создании ракетно-космической техники // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 89-94.

Хохлачев Е.Н. Теоретические основы создания и применения АСУ.Ч. 1. Модели, методы выработки решений, содержание стадий жизненного цикла. М.: МО СССР, 1987. 375 с.

*Хохлачев Е.Н.* Теоретические основы управления. Ч. 2. Анализ и синтез систем управления. М.: РВСН, 1996. 444 с.

Хохлачев Е.Н., Шаханов А.Е. Обоснование требований к закупаемым служебным системам и устройствам при создании и модернизации космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 90-95.

Статья поступила в редакцию 20.12.2017 г.

### ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космическим технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели). Тема и основное содержание статей предварительно согласовываются с редколлегией журнала.

**2.** Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

**4.** Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

- 5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
  - индекс УДК (слева);
  - инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
  - основной текст;
  - список литературы.

**6.** Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **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 чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).

**12.** Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.

13. К статье следует приложить диск с файлами:

- сформированной статьи;
- рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
- фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
- сведений об авторах.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ АО «НПО ЛАВОЧКИНА» редактор В.В. Ефанов технический редактор А.В. Савченко корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова вёрстка А.Ю. Титова художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета – «СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА» подписано в печать 26.06.2018. формат 60×84/<sub>8</sub>. бумага офсетная. печать офсетная. объём 13,0 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «СИНТЕРИЯ» 109316, город Москва, проспект Волгоградский, д. 43, корп. 3

# ВЕСТНИКИНА НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА

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); в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК.

основные тематические направления:

• ракетная и космическая наука и техника • непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства • проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности,

занимающихся решением теоретических и практических проблем



Отечественные автоматические орбитальные астрофизические обсерватории созданы в НПО имени С.А. Лавочкина. Первая – «АСТРОН» (с ультрафиолетовым и рентгеновским телескопами) запушена в 1983 году. В то время – крупнейшая космическая обсерватория. В 1989 году её сменил на орбите «ГРАНАТ» с рентгеновским и гамма- телескопами. В 2011 году запушена астрофизическая обсерватория «СПЕКТР-Р – РАДИОАСТРОН», создавшая рекордный наземно-космический интерферометр с базой около 360 000 км с небывалой чувствительностью и разрешаюшей способностью (З·10<sup>-5</sup> угловых секунд). В 2019 году готовится к запуску «СПЕКТР-РГ» с двумя рентгеновскими телескопами, в 2024 – «СПЕКТР-УФ» с ультрафиолетовым телескопом и солнечная обсерватория «АРКА».

В.С. ФИНЧЕНКО Е.Ю. КОТЛЯРОВ А.А. ИВАНКОВ

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ Автоматических Межпланетных станций

Её авторами являются учёные акционерного общества «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина», деятельность которых связана с созданием автоматических космических аппаратов научного и прикладного назначения.

В ней приведены методы расчёта систем обеспечения теплового режима (COTP) автоматических межпланетных станций (AMC), конструкция указанных систем и устройств, а также тепловой защиты оборудования, расположенного в герметичных отсеках спускаемых аппаратов на поверхности планет с атмосферой. Рассмотрены методики экспериментальной отработки этих систем и другие вопросы проектирования СОТР АМС.

Приведённые в книге сведения могут быть использованы при проектировании современной космической техники.

Монография хорошо иллюстрирована. Она будет представлять интерес для широкого круга научно-технической общественности.