

C	0	Д	е	р	ж	а	н	И	е
Макаро	в В.П.,	Москати	ньев И.	В., Сам	ойлов С.	Ю.			
Взаимос	вязь зна	чений по	казателе	ей геоме	трическо	го качесте	а		
космиче	ских сни	мков в и	нтересах	картогр	афии				3
Ковалё	в А.В., І	Читькин	1 A.C., Te	елепне	в П.П., Ц	ыплаков	A.E.		
Моделир	ование,	цинамич	еского по	ведени	я КА с учё	том			
конструк	(ционны)	(нелине	иностей е	его неже	естких эле	ементов .		• • • • • • • •	7
Прогнори	B IU.A.,	Ламзин	B.A., Jia	імзин е	<b>5.B.</b>				
прогноз		аратор р	я характе	еристик	модифика	ации ётом влия			
	ских анн	аратов в Ир базові	планиру ых полси		гриод с уч		пия		13
Климен	ко Н.Н.		ых подеи	CTCM		••••	• • • • • • • • • •	• • • • • • • • •	10
Оценива	ние дост	упности	ралиоизл	тучений	КА для не	санкцион	ированно	ГО	
приёма в	з ходе ис	лытаний	на элект	ромагні	ИТНУЮ СОВ	местимос	ГЬ		
радиоэле	ектронны	ых средст	гв						23
Розин П	I.E., Kya	ова В.Р	•						
Методик	а юстиро	овки гиро	оскопиче	ского из	вмерителя	вектора			
угловой	скорости	і КА в по.	лёте						32
Ягодни	ков Д.А	., Сапож	(НИКОВ В	В.Б., Ав	раамов	н.и.,			
Лохано	в И.В., І	10ВИКОЕ	<b>BA.B.</b>						
экспери	менталы	ное и мет	одическо		и баках с	сследован	ИЯ		
систома	намическ	ких проц	ECCOR R I			капилляр	ными		34
Ипонии	Η <b>Μ.Δ</b>	Котоми	н А.А Л		κ (.Δ Ε	ранов В.			
Лазерно	е иниции	пование	светочи	вствите	пьных эне	ргетическ	СИХ		
материал	лов, перо	спективн	ых для сі	истем пи	ироавтома	ТИКИ			
космиче	ских апп	аратов.							43
Бирюко	рв А.С.,	Деменк	о О.Г., М	ихале	нков Н.А	•			
Влияние	жёсткос	ти соеди	нительно	ой связи	1 на перед	ачу			
продолы	ной удар	ной нагр	узки чере	ез болто	вое соеди	инение тел	1		53
Алексе	ев С.В.,	Аксено	ва И.В.,	Ивано	ва Е.К.,				
Харито	HOBA E.I	5., JIOXO	B A.A.						
K BOILDOC	ского эп	ия конст	рукции з ИНТЕРГЕ	ащитно Спио_зо	лпп~ Го теплов	ло экрана	1		67
Fernad		Попь В			лц	• • • • • • • • •		• • • • • • • • •	04
Квопрос	ν ο φοργ	ировани	и околок	оуговых	околозен	иных			
низковы	сотных с	обит кос	мическо	го аппас	ата (окон	чание)			68
Павлов	Ю.Н., Н	едашко	вский В	В.М., Ти	хомиров	а Е.А., Ц	Іавырин	И.Б.	
Идентиф	икация і	нелинейн	ного дина	амическ	ого звена	-	•		
по резул	ьтатам э	ксперим	ента						77
Золотой	й С.А.								
Методич	еские ос	новы нау	/чного со	провож	дения про	цессов	2		00
создания	я космич	еских си	стем дис	танцион	ного зонд	ирования	Земли		83
Ананье	ВА.И., I СЭКи	орщев	IU.II., N	вардак		ufanan I			
Формирс			А., СЕВА		в А.С., ш		<b>1.D.</b>		
аппарато	ле метол	ом селек	тивного і	лазерно		ениа			87
Ланиль	ченко	<b>1.B Kv</b>		C.B T	еселкин	<b>C.O</b> .			
Стратеги	ческое г	артнёрс	тво с вуза	ами как	важнейш	ий фактор	обеспече	ния	
конкурен	нтоспосо	бности н	аукоё́мко	ого пром	ышленно	го предпр	иятия		93
журнал	являет	ся реце	нзируен	чым из	данием				
• журна	Л ВКЛЮЧ	н в базу	ланных	«Россий	ский инл	экс научно	סרס וואדאסס	звания»	

- (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте http://www.elibrary.ru
- журнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несет ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей
- приведены на сайте журнала http://www.vestnik.laspace.ru подписной индекс 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать) © ФГУП «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

#### ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

адрес редакции: 141400 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24 телефоны: (495) 575 563, (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. М.Б. Мартынов к.т.н. А.А. Моишеев к.т.н. А.Е. Назаров д.т.н. А.В. Савченко редакционный совет председатель С.А. Лемешевский к.э.н. чл.-корр. РАН О.М. Алифанов

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

#### журнал является рецензируемым изданием

У Ч д и Т е Л D е

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





,		
chief editor –		
c.sc. (ec.)	S.A. Lemeshevskiv	
deputy chief editor –	~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~	T T
d eng professor	V.V. Efanov	p
	h o o r d	ŀ
editoriai	poard	N
member of		
UA USSR, URA	V.M. Davydov	F
d.eng.	K.A. Zanin	С
d.eng.	A.A. Ivankov	
c.sc. (ec.)	K.Z. Karchayev	
<i>c.sc. (eng.)</i>	M.B. Martynov	C
<i>c.sc. (eng.)</i>	A.A. Moisheev	F
d.eng.	A.E. Nazarov	N
	A.V. Savchenko	ĩ
editorial	council	E
chairman –		i
c.sc. (ec.)	S.A. Lemeshevskiv	-i
corresponding	Still Lentesite isity	f
member RAN	<b>O</b> M Alifanov	E
doctor of physical an	d mathematical	t II
sciences professor	VV Asmus	ļ
d ena professor	R I Glazov	ŀ
academician RAN	I M Zolonvi	T +
acuaemician NAN	L.M. Zelenyi	E
wombor ANRT	H I Ibadinov	F
d ana professor	A A Lyubomudrov	e
acadomician PAN	A.A. Lyubomuurov M V Manow	- P
d ana musfaggan	VA Matucau	Z
d eng., projessor	I.A. Malashko	N
a.eng., projessor	V. I. Melesnko	d
acaaemician NASB	O.G. Penyazkov	ĥ
academician RAN	G.A. Popov	Ē
d.eng., professor	V.E. Usachov	t
d.eng.	V.S. Finchenko	
d.eng., professor	V.V. Khartov	c
d.eng., professor	E.N. Khokhlachev	t
corresponding		•
member RAN	B.M. Shustov	
academician NASU	Ya.S. Yatskiv	•

## the journal is a reviewed publication

f o u n d e r FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION» the journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight. address of the founder and the publisher is the same as of the editorial office certificate Π/ № ΦC77–55759 dated October 28, 2013

12	table of contents
r	Makarov V.P., Moskatiniev I.V., Samollov S.Yu. The correlation between values of space images geometric quality
	performances for the sake of mapping
	Modeling of dynamic behavior of the spacecraft in consideration
	Matveev Yu.A., Lamzin V.A., Lamzin V.V.
	Predictive studies of spacecraft modification characteristics in a foreseen period
	Klimenko N.N.
	Estimation of accessibility of satellite radio emissions for unauthorized reception during testing for electromagnetic
	compatibility of radio electronic equipment
	Methods of adjusting of the inertial measurement unit in flight
	Jagodnikov D.A., Sapozhnikov V.B., Avraamov N.I., Lokhanov I.V., Novikov A.V.
I	Experimental and methodical assurance of studies of hydro-dynamic processes
	Ilyushin M.A., Kotomin A.A., Dushenok S.A., Efanov V.V.
V	Laser initiation a photosensitive energy materials, that are promising for systems pyroautomatic spacecrafts
	Birukov A.Ś., Demenko O.G., Mikhalenkov N.A.
	through bolted assembly
	Alekseev S.V., Aksenova I.V., Ivanova E.K., Kharitonova E.V., Lokhov A.A.
	The question of protective heat shield design for the «INTERHELIO-ZOND» spacecraft 64
	Evgrafov A.E., Pol V.G.
	Revising the formation of spacecraft near-circular low-altitude earth orbits (completion)
V	Pavlov Yu.N., Nedashkovskiy V.M., Tikhomirova E.A., Shavyrin I.B.
	Zolotoy S.A.
	Methodic basics of scientific follow-up of Earth remote sensing space systems design and development processes
	Ananiev A.I., Borshev Y.P., Kvardakov M.Y., Kurkin S.E., Kurkov A.A., Sevastianov A.S., Shibalov M.V.
	Development of SC geometrically complicated components by
	Danilchenko M.V., Kudryavtsev S.V., Teselkin S.F.
	Strategic partnership with higher education institutions as a fundamental factor of competitive ability assurance for science – intensive industrial enterprises
V	the journal is a reviewed publication
	the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC)     located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY internet link http://www.elibrary.ru
	<ul> <li>the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION</li> </ul>
	COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works of those applying for a scientific degree
	<ul> <li>the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint</li> </ul>
	<ul> <li>editorial staff is not responsible for the content of any advertisements</li> <li>manuscripts are not returned</li> </ul>
	<ul> <li>no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of</li> </ul>
	«VESTNIK «NPO IM. S.A. LAVOCHKINA» • nost-graduates and adjuncts have not to nav for the publication of articles
	<ul> <li>magazine articles and features required of author manuscript design are available at</li> </ul>
	Internet Site http://www.vestnik.laspace.ru • subscription index 37156 in catalogue «GAZETY LJOURNALY» (ROSPECHAT)
	© FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
	© article writers
	published since 2009
	editorial office address: 141400 Moscow region, Khimki,
	Leningradskaya str., 24 phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69
	fax: (495) 572 00 68 e-mail VESTNIKALASPACE RU

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

IN ITIC AND DACKET ENGINEEDIN

## ВЗАИМОСВЯЗЬ ЗНАЧЕНИЙ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА КОСМИЧЕСКИХ СНИМКОВ В ИНТЕРЕСАХ КАРТОГРАФИИ

## THE CORRELATION BETWEEN VALUES OF SPACE IMAGES GEOMETRIC QUALITY PERFORMANCES FOR THE SAKE OF MAPPING



**В.П. Макаров**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, makarov@laspace.ru; **V.P. Makarov** 



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



**С.Ю. Самойлов**<sup>1</sup>, аспирант, SS2916@mail.ru; **S.Yu. Samoilov** 

В статье определены зависимости линейного разрешения на местности и погрешности привязки космического снимка и масштаба создаваемой по этим снимкам карты, а также определены взаимные зависимости линейного разрешения на местности снимка и погрешности привязки этого снимка для возможности создания по этому снимку топографической карты.

Ключевые слова: привязка; погрешность; космический снимок; картография.

В настоящее время и в нашей стране, и за рубежом распространена практика использования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли в геоинформационных системах в интересах картографии (*Гарбук С.В. и др.*, 1997).

Для возможности создания различных карт по космической информации снимки должны удовлетворять определённым требованиям.

Основными требованиями, предъявляемыми к космическим снимкам в интересах картографии, являются:

- требования по линейному разрешению на местности (ЛРМ);
- требования по погрешности координатной привязки снимка.

The article reviews relations between local linear resolution, space image reference error and scale of a map constructed on the basis of these images, as well as determines interrelations between image local linear resolution and this image reference error for a possibility of constructing the topographic map by this image.

Key words: reference; error; space image; mapping.

Требования по ЛРМ и погрешности привязки снимка определяют требования к проектно-конструкторским параметрам КА. Так, ЛРМ получаемого снимка зависит от параметров оптической системы КА и параметров орбиты, а также от условий проведения съёмки (зенитный угол съёмки); погрешность привязки снимка определяется значением точностных параметров КА, параметрами орбиты и условиями съёмки. Улучшение значений ЛРМ снимка или погрешности привязки снимка обязательно приводит к увеличению массы КА, повышению стоимости реализации программы создания КА и увеличению сроков создания КА. Поэтому крайне важно определить требуемые значения ЛРМ получаемых снимков и погрешности их географической привязки таким

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

#### ВЗАИМОСВЯЗЬ ЗНАЧЕНИЙ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА Космических снимков в интересах картографии

образом, чтобы значения этих показателей качества космических снимков не были завышенными или избыточными. Иными словами, требуемые значения ЛРМ и погрешности привязки должны быть согласованы. В противном случае может возникнуть ситуация, когда разработчик КА, пытаясь удовлетворить завышенное требование, например по ЛРМ получаемых снимков, создаёт более сложный, тяжёлый и соответственно дорогой КА, а при эксплуатации невозможно использовать его снимки с хорошим ЛРМ для создания по ним карты, так как для создания карт того масштаба, которое обеспечивается получаемым ЛРМ, недостаточно значение погрешности привязки. Следовательно, во время проектирования нужно было улучшать не ЛРМ получаемых снимков, а погрешность координатной привязки этих снимков. Для согласования требуемых значений ЛРМ и погрешности (среднеквадратичного отклонения (СКО)) координатной привязки снимков создаваемого картографического КА необходимо определить взаимосвязь значений ЛРМ снимка и его погрешности привязки.

В данной статье рассматривается вопрос о взаимном соответствии ЛРМ снимка и погрешности привязки этого снимка. Другими словами вопрос состоит в следующем: какими должны быть ЛРМ снимка и СКО привязки этого снимка к поверхности Земли для создания по этому снимку топографической карты?

Среднее значение ошибки  $m_L$  положения контура на топографической карте среднего (1:100000, 1:50000, 1:25000) и крупного (1:10000, 1:5000) масштаба равно  $m_L = K_1$  мм в масштабе карты, где  $K_1 = 0,5-0,75$  (Основные положения..., 1984).

Предельная погрешность положения контура на топографической карте среднего и крупного масштаба

$$\Delta_L = 2 \cdot m_L. \tag{1}$$

Известно, что ошибка масштаба топографических карт  $m_M = K_2$  мм в масштабе карты, где  $K_2 = 0,1$ . Минимальный размер объектов, изображаемых на карте масштаба 1/m, равен  $m_M$ , т.е. необходимое разрешение R снимка для наполнения карты масштаба 1/m равно  $R = m_M$  (Глинский С.П. и др., 1995).

Среднее значение ошибки положения контура на топографической карте среднего и крупного масштаба для заданного масштаба 1/*m* равно в метрах

$$m_L = m \cdot K_1 \cdot K_3, \tag{2}$$

где *т* – знаменатель масштаба карты;

*K*<sub>1</sub> – коэффициент, характеризующий ошибку положения контура, *K*<sub>1</sub>=0,5–0,75;

 $K_3$  – коэффициент перевода миллиметров в метры,  $K_3$ =1/1000.

Значение необходимого разрешения *R* снимка для наполнения карты масштаба 1/*m* равно (в метрах)

$$R=m\cdot K_2\cdot K_3,\tag{3}$$

где  $K_2$  – коэффициент, характеризующий ошибку масштаба  $K_2$ =0,1;

*m* – знаменатель масштаба карты.

Объединяя формулы (3) и (2), получим выражение зависимости  $m_L$  от R

$$m_L = \frac{K_1}{K_2} \cdot R. \tag{4}$$

Или, с учётом формулы (1),

$$\Delta_L = \frac{2 \cdot K_1}{K_2} \cdot R. \tag{5}$$

Полагая, что предельная ошибка равна трём СКО ( $\sigma = \Delta_L/3$ ), получим выражение для СКО привязки изображения, необходимой для создания карты по изображению с разрешением *R* 

$$\sigma = \frac{2}{3} \cdot \frac{K_1}{K_2} \cdot R. \tag{6}$$

Подставив численные значения коэффициентов *K*<sub>1</sub> и *K*<sub>2</sub> в выражение (6) получим

 $\sigma = 3,33 \cdot R - 5 \cdot R.$ 

Усреднив полученное значение, имеем

 $\sigma \approx 4, 2 \cdot R. \tag{7}$ 

Из (3) получим формулу для вычисления масштаба карты по известному значению ЛРМ

$$m = \frac{R}{K_2 \cdot K_3}.$$
(8)

Объединив формулы (6) и (3), получим формулу вычисления масштаба карты по известной СКО привязки снимка

$$m = \frac{3 \cdot \sigma}{2 \cdot K_1 \cdot K_3}.$$
(9)

Выражение (7) даёт приблизительное (оценочное) значение необходимой СКО привязки на местности оригиналов точек фокальной плоскости снимка с разрешением R для возможности создания по снимку карты масштаба 1/m. При этом значение 1/mсоздаваемой карты можно вычислить по формуле (8) или по формуле (9). Некоторые численные зависимости связи масштаба карты, ЛРМ снимка и СКО привязки снимка представлены на рисунках 1–3.

На рисунке 3 сплошная линия соответствует  $K_1$ =0,5, а штриховая линия соответствует  $K_1$ =0,75.

Из (9) получим формулу СКО привязки снимка

$$\sigma = \frac{2 \cdot K_1 \cdot K_3 \cdot m}{3}.$$
 (10)

Отметим, что в формулах (7)–(9) размерность  $\sigma$  такая же, как и размерность R, в метрах.

Так как среднее выражение для значения ошибки положения контура на топографической карте  $m_L = K_1$  мм в масштабе карты справедливо только для карт среднего (1:100000, 1:50000, 1:25000) и крупного (1:10000, 1:5000) масштаба, можно утверждать,



рисунок 1. Зависимость погрешности привязки снимка от его ЛРМ



рисунок 2. Зависимость масштаба карты, создаваемой по космическому снимку от ЛРМ этого снимка



рисунок 3. Зависимость масштаба карты, создаваемой по космическому снимку, от погрешности привязки этого снимка

#### ВЗАИМОСВЯЗЬ ЗНАЧЕНИЙ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА КОСМИЧЕСКИХ СНИМКОВ В ИНТЕРЕСАХ КАРТОГРАФИИ



**рисунок 4.** Схема выбора проектных параметров картографического КА для создания карты заданного масштаба

что выражение (7) действительно для значений разрешений R от 0,5 м до 10 м.

В статье определены зависимости ЛРМ и погрешности привязки космического снимка и масштаба создаваемой по этим снимкам карты, а также определены взаимные зависимости ЛРМ снимка и погрешности привязки этого снимка для возможности создания по этому снимку топографической карты заданного масштаба. Схема выбора проектных параметров картографического КА представлена на рисунке 4. По требуемому значению создаваемой карты по выражению (3) вычисляется требуемое значение ЛРМ, а по выражению (10) вычисляется требуемое значения погрешности (СКО) координатной привязки снимков, причём вычисленные требуемые значения ЛРМ и СКО согласуются между собой (выражения (6) и (7)). По требуемым значениям ЛРМ и СКО определяются значения проектных параметров КА и его целевой аппаратуры. Методы и способы определения проектных параметров КА по значениям ЛРМ и СКО достаточно полно описаны в технической литературе (Маламед Е.Р., 2002; Сологуб А.В. и др., 1993; Самойлов С.Ю., 2011; Лаптев М.Ю. и др., 2016; Беляев Б.Б. и др., 2016; Кузнецов Д.А. и др., 2016) и пр. и выходят за рамки данной статьи.

Рассмотрим пример выбора требуемых ЛРМ и СКО снимков для картографического КА, снимки с которого должны использоваться для создания карт масштаба 1:5000.

Из исходных данных получаем значение знаменателя масштаба карты m=5000. По выражению (3) вычисляем значение необходимого ЛРМ:  $R = 500000 \cdot 0, 1 \cdot \frac{1}{1000} = 50$  м; по выражению (10) вычисляем значение необходимого СКО привязки

нимков: 
$$\sigma = \frac{2 \cdot \left\{ \begin{array}{c} 0,5\\0,75 \end{array} \right\} \cdot \frac{1}{1000} \cdot 500000}{3} = \left\{ \begin{array}{c} 166,6\\250 \end{array} \right\} \, M.$$

Нетрудно заметить, что полученные значения R и с согласованы между собой: их значения удовлетворяют выражениям (6) и (7). Далее под выполнение требований R и s выбираются значения проектных параметров картографического КА, при выполнении которых снимки с этого КА будут пригодны для создания карт масштаба 1:5000.

## список литературы

С

Беляев Б.Б., Жиряков А.В., Нестерин И.М., Суйменбаев Б.Т. Исследование влияния механических систем космического аппарата на прецизионность ориентации и стабилизации демонстрационной солнечной электростанции // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 91-99.

*Гарбук С.В., Гершензон В.Е.* Космические системы дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во А и Б, 1997. 296 с.

*Глинский С.П., Гречаникова Г.И. и др.* Геодезия. М.: Геодезиздат, 1995. 483 с.

Кузнецов Д.А., Телепнев П.П., Ермаков В.Ю. Подход к решению вопроса по прогнозу уровней возмущений для электромаховичных исполнительных органов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 116-119.

Лаптев М.Ю., Ли Е.К., Нетребенко Р.В., Чулин А.Н. Оценка погрешности ориентации и стабилизации космического аппарата на различных участках орбиты по результатам лётных испытаний // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 96-103.

*Маламед Е.Р.* Конструирование оптических приборов космического базирования. СПб.: ГИТМО (ТУ), 2002. 291 с.

Основные положения по созданию топографических карт масштабов 1:10000, 1:25000, 1:50000, 1:1000000. М.: Военно-топографическое управление Генерального штаба, редакционно-издательский отдел ВТС, 1984. 52 с.

Самойлов С.Ю. Метод выбора проектных параметров космических аппаратов дистанционного зондирования Земли по заданной погрешности привязки космических снимков // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 18-25.

Сологуб А.В., Анашков Г.П., Данилов В.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли / Под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1993. 368 с.

Статья поступила в редакцию 09.09.2016 г.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ КОНСТРУКЦИОННЫХ НЕЛИНЕЙНОСТЕЙ ЕГО НЕЖЁСТКИХ ЭЛЕМЕНТОВ



**A.B. Ковалёв**<sup>1</sup>, kovalev@laspace.ru; **A.V. Kovalev** 



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

Статья посвящена моделированию состояния космического аппарата с учётом нелинейного динамического поведения его конструкции. Для оценки эффективности описываемой методики было проведено моделирование динамического поведения условного космического аппарата с раскрытым крылом солнечной батареи. Анализ выполнялся в различных конструктивных реализациях, в линейной и нелинейной постановках. Выполнено теоретическое обоснование и предложено практическое решение данной задачи. По результатам расчётов определены угловые скорости всех рассматриваемых вариантов исполнения конструкции панелей солнечных батарей. Проведено сравнение результатов в линейной и нелинейной постановке.

Ключевые слова: динамика; динамическое поведение; нелинейный анализ; коэффициент демпфирования; возмущённое движение; угловая скорость; задача Коши; солнечные батареи.

Некоторые современные космические аппараты (КА) дистанционного зондирования Земли осуществляют перенацеливание визирной оси целевой аппаратуры с одного объекта наблюдения на другой или на другую полосу сканирования путём переориентации корпуса. Кроме того, сама целевая ап-

## MODELING OF DYNAMIC BEHAVIOR OF THE SPACECRAFT IN CONSIDERATION WITH STRUCTURAL NONLINEARITIES



**П.П. Телепнев**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, dep127180@laspace.ru; **P.P. Telepnev** 



A.E. Цыплаков<sup>1</sup>, dep127180@laspace.ru; A.E. Tsyplakov

The article is dedicated to modeling of the spacecraft in consideration with non-linear dynamic behavior of its structure. To assess the effectiveness of the described methods the simulation of the dynamic behavior of a conventional spacecraft with an open wing solar panels was conducted. The analysis was performed in different constructive realizations, linear and non-linear productions. The theoretical rationale and the practical solution to this problem were described. The results of the calculations are the angular velocity of all of the versions of the design of the solar panels. The results are compared in linear and nonlinear formulation.

Keywords: dynamics; dynamic behavior; nonlinear analysis; factor of damping; indignant movement; angular velocity; Cauchy problem; solar panels.

паратура может иметь большие размеры, невысокую жёсткость и достаточно большое энергопотребление, что требует использования солнечных батарей (СБ) большой площади. То есть поворот аппарата сопровождается длительными остаточными колебаниями больших нежёстких конструкций и, как след-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ КОНСТРУКЦИОННЫХ НЕЛИНЕЙНОСТЕЙ ЕГО НЕЖЁСТКИХ ЭЛЕМЕНТОВ

ствие, — визирной оси целевой аппаратуры. С другой стороны, требования по производительности таких аппаратов наблюдения накладывают ограничение на продолжительность времени перенацеливания и достижения определённых, часто достаточно жёстких, требований по точности стабилизации.

В процессе работы решалась задача по выработке требований по жесткостным и диссипативным характеристикам конструкции крыла панели СБ, обеспечивающим необходимую длительность переходного процесса при переориентации КА.

Обычно при решении задач отработки динамики КА используются линейные уравнения возмущённого движения объекта относительно опорной траектории (*Tелепнев П.П. и др.*, 2014). Преимущества такого подхода заключаются в относительной простоте и большом опыте решения, а также в том, что все предположения, положенные в основу линеаризации уравнений, обеспечивают «запас» по управляемости аппарата и устойчивости его движения. В нашем случае указанный «запас» приведёт к необоснованному завышению требуемых значений жесткостных и диссипативных характеристик конструкции панели, что, в свою очередь, может привести к её существенному усложнению и утяжелению.

Нелинейное динамическое поведение конструкции, обусловленное люфтами, зазорами и другими технологическими и производственными отклонениями от идеальной модели, в рамках рассматриваемого способа описания её упругого поведения выражается в зависимости жесткостных и диссипативных характеристик от амплитуды колебаний (*Телепнев П.П., Ефанов В.В.*, 2015). На рисунке 1 приведён типичный вариант зависимости частоты и декремента собственных колебаний панели СБ от амплитуды.

Кроме того, в процессе частотных испытаний определяются как раз эти зависимости. В силу вышесказанного для имитационного моделирования нелинейной конструкционной динамики было бы удобно иметь в своём арсенале методику, позволяющую адекватно описывать эти явления. Далее в статье описывается разработанный алгоритм учёта конструкционных нелинейностей в уравнениях возмущённого движения КА. Основной целью описываемого в статье метода является разработка подхода к математическому моделированию конструкционных нелинейностей в динамическом поведении КА.

Уравнения возмущённого движения рассматриваемого КА имеют вид

$$[M]\vec{\mathbf{X}} + [D]\vec{\mathbf{X}} + [K]\vec{\mathbf{X}} = 0;$$
  
$$\vec{\mathbf{X}}_{k} = \begin{cases} \int \vec{\mathbf{V}} dt \\ \int \vec{\omega} dt \\ \vec{\mathbf{q}} \end{cases}; \dot{\vec{\mathbf{X}}}_{k} = \begin{cases} \vec{\mathbf{V}} \\ \vec{\mathbf{\omega}} \\ \vec{\mathbf{q}} \end{cases}; \dot{\vec{\mathbf{X}}}_{k} = \begin{cases} \dot{\vec{\mathbf{V}}} \\ \vec{\mathbf{\omega}} \\ \vec{\mathbf{q}} \end{cases};$$



**рисунок 1.** Зависимости частоты и декремента собственных колебаний от амплитуды

 $\vec{q} = \{q_i\}, i=1-10,$ 

где {X} – вектор неизвестных;

V – вектор линейной скорости центра масс изделия в проекциях на оси связанной системы координат;

 $\vec{\omega}$  – вектор угловой скорости изделия в проекциях на оси связанной системы координат;

q – вектор-столбец обобщённых координат, описывающих упругие перемещения нежёстких элементов конструкции КА.

[*M*] – матрица масс;

[К] – матрица жёсткости;

[D] – матрица демпфирования.

Для того чтобы проанализировать динамическое поведение изделия, необходимо провести численное интегрирование полученной системы дифференциальных уравнений (*Архипов М.Ю. и др.*, 2014). При этом для удобства использования стандартных алгоритмов решения такой задачи желательно перейти от имеющейся системы дифференциальных уравнений 2-го порядка к системе уравнений 1-го порядка («форме Коши»). Для этой цели воспользуемся следующей подстановкой:

$$\vec{Y} = \dot{\vec{X}}.$$

Таким образом, исследуемая система дифференциальных уравнений примет вид

$$\begin{cases} \dot{\vec{Y}} = [M]^{-1} \left( \vec{F} - \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & [D] \end{bmatrix} \dot{\vec{X}} - \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & [K] \end{bmatrix} \vec{X} \\ \dot{\vec{X}} = \vec{Y}, \end{cases}$$

где матрица масс [M] в общем случае нелинейна и зависит от конфигурации и взаимного положения подвижных элементов поворотных упругих элементов изделия. Но, в силу малых скоростей относительного движения подконструкций друг относительно друга, на небольших интервалах времени (порядка 60 секунд) конфигурацию изделия можно считать замороженной и, таким образом, избежать необходимости учёта влияния этих нелинейностей.

Эти особенности выражаются в зависимости от матриц жёсткости [K] и демпфировании [D], от амплитуды колебаний и определяются экспериментально в процессе частотных испытаний упругих элементов конструкции (*Вибрация в технике*, 1985). Таким образом, в представленной постановке матрица жёсткости запишется в следующем виде:

$$\begin{bmatrix} K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_1^2(q_1) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_2^2(q_2) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \omega_n^2(q_n) \end{bmatrix},$$

где  $\omega_i^2(q_i)$  – значение коэффициента жёсткости по *i*-му осциллятору, соответствующее текущей амплитуде его колебаний.

Аналогично запишется матрица демпфирования

	$\varepsilon_1(q_1)$	0	0	0
[]=	0	$\varepsilon_2(q_2)$	0	0
[]	0	0	·.	0
	0	0	0	$\varepsilon_n(q_n)$

где  $\varepsilon_i q_i$  — значение коэффициента демпфирования по *i*-му осциллятору, соответствующее текущей амплитуде его колебаний.

В силу особенностей построения, в динамической модели используются зависимости указанных функциональных параметров  $\omega_i^2(q_i)$  и  $\varepsilon_i q_i$  от текущих значений обобщённых координат  $q_i$ , тогда как в процессе экспериментальной отработки определены зависимости жесткостных и диссипативных характеристик от амплитуд физических перемещений конструкции в местах установки чувствительных элементов системы измерения (*Геча В.Я. и др.*, 2015). Поэтому для корректного использования данных эксперимента необходимо однозначно увязать модельные и экспериментальные данные между собой. Для решения этой задачи могут быть использованы два альтернативных подхода:

- прямое использование полученных экспериментальных зависимостей в процессе расчёта, для чего необходимо построение алгоритма определения амплитуд физических перемещений точек конструкции, в которых на испытаниях были установлены датчики системы измерения;
- модификация экспериментальных зависимостей в функции параметров динамической модели от обобщённых координат.

Для построения зависимостей  $\omega_i^2(q_i)$  и  $\varepsilon_i q_i$  по данным эксперимента предлагается использовать второй подход в силу его большей близости к условиям составления модели и данных эксперимента. При составлении уравнений динамической схемы описание упругих перемещений конструкции производится путём разложения в ряд по собственным формам её колебаний. То есть частотные характеристики рассматриваются по отдельности. И при проведении экспериментальной отработки собственные характеристики подконструкций выделялись также отдельно для каждого тона колебаний.

После проведения частотных испытаний у нас имеются экспериментально определённые зависимости частоты и декремента от амплитуды перемещения конструкции в точке установки датчика системы измерения  $f_i u_k$  и  $\delta_i u_k$ ,

где  $f_i$  – частота колебаний по *i*-му тону, Гц;

 $u_k$  – амплитуда перемещения в месте установки датчика, м;

 $\delta_i$  – декремент *i*-го тона колебаний.

Приведённые зависимости заданы либо в табличном виде, либо графически.

Для определения зависимостей коэффициентов жёсткости и демпфирования динамической схемы от амплитуды перемещений воспользуемся следующим преобразованием (*Лурье А.И.*, 1961):

$$\omega_i^2(u_k) = (2\pi f_i(u_k))^2;$$

 $\varepsilon_i(u_k) = 2f_i(u_k)\delta_i(u_k)A_i,$ 

где  $A_i$  – обобщённая масса по *i*-му тону колебаний. Для принятой в нашем случае нормировки собственных форм колебаний  $A_i$ =1 кг.

Для смены аргумента с физического перемещения на значение амплитуды обобщённой координаты, в которых записана система уравнений, в полученных зависимостях воспользуемся следующим подходом.

В рамках принятой методики вывода уравнений движения КА перемещение *k*-й точки упругого элемента описывается следующим выражением:

$$u_k(t) = \sum_{i=1}^n \Phi_{ik}(x, y, z) q_i(t),$$

где  $u_k(t)$  – перемещение *k*-й точки конструкции, м;

 $\Phi_{ik}(x,y,z)$  – значение перемещения по *i*-й собственной форме колебаний в *k*-й точке упругой конструкции;

 $q_i(t) - i$ -я обобщённая координата;

*n* – количество учитываемых форм колебаний упругого элемента конструкции КА.

Учитывая, что в процессе испытаний места установки датчиков выбирались из условия максимальности значения формы перемещения по определяемому тону колебаний (Бутылкин А.Ф. и др., 2005), и, кроме того, при определении частотных характеристик каждого из тонов собственных колебаний влия-

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С учётом конструкционных нелинейностей его нежёстких элементов

ние остальных по возможности отфильтровывалось, обратный пересчёт можно производить по приближённой формуле

 $q_i(t) \approx \operatorname{Amp}(u_k(t)) / \Phi_{ik}(x, y, z),$ 

где  $Amp(u_k(t))$  – последнее амплитудное значение функции  $u_k(t)$  на момент времени t.

Таким образом, требуемые для математического моделирования динамики зависимости коэффициентов жёсткости и демпфирования могут быть заданы в табличном или графическом виде следующим образом:

$$\omega_i^2(q_i) = (2\pi (\frac{f_i(\operatorname{Amp}(u_k))}{\Phi_{ik}(x, y, z)}))^2;$$
  

$$\varepsilon_i(q_i) = 2(\frac{f_i(\operatorname{Amp}(u_k)) \cdot \delta_i(\operatorname{Amp}(u_k))}{\Phi_{ik}^2(x, y, z)})$$

где  $f_i(Amp(u_k))$  — функция, определяющая зависимость частоты колебаний упругого элемента по *i*-му тону от амплитуды колебаний конструкции в точке k;

 $\delta_i(Amp(u_k))$  — функция, определяющая зависимость декремента колебаний упругого элемента по *i*-му тону от амплитуды колебаний конструкции в точке *k*.

Функции  $f_i(\operatorname{Amp}(u_k))$  и  $\delta_i(\operatorname{Amp}(u_k))$  определяются в процессе частотных испытаний упругих элементов конструкции и используются либо в аналитической, либо в табличной форме. Во втором случае при использовании указанных соотношений при численном моделировании нелинейной динамики изделия предполагается использовать методы интерполяции таблично заданных функций.

Для исследования динамики поведения КА полученная система дифференциальных уравнений с учётом рассмотренных конструкционных нелинейностей решается с помощью одного из численных методов решения задачи Коши. При этом на каждом шаге интегрирования производится пересчёт значений матриц жёсткости и демпфирования. В нашем случае пересчёт предполагается производить методом линейной интерполяции эффективных значений соответствующих коэффициентов по полученным таблицам. Блоксхема алгоритма представлена на рисунке 2.

Для оценки эффективности описанной выше методики было проведено моделирование динамического поведения условного космического аппарата с крылом СБ в различных конструктивных реализациях в линейной и нелинейной постановках. При этом анализировалась динамика переориентации КА относительно одной из его осей на угол 80° с угловой скоростью 1 град/с под воздействием момента, равного 100 Нм.

Конструкция этого крыла может быть выполнена в трёх разных вариантах, в зависимости от технологии производства панелей (*Сенцов Ю.И., Хмельщиков М.В.*, 2015). В части выбора несущей конструкции для размещения фотогенерирующей части (ФГЧ) батареи на сегодняшний день широко применяются такие виды конструктивных типов панелей, как:

- панели каркасного типа;
- трёхслойные сотовые панели с углепластиковыми обшивками;
- трёхслойные интегральные панели с углепластиковыми обшивками и углепластиковым заполнителем в виде продольно-поперечного силового набора.

Панель каркасного типа представляет собой рамку прямоугольной формы, полученную путём склейки углепластиковых профилей замкнутого сечения и соединительных фитингов. Для создания несущей поверхности под размещение ФГЧ на каркас монтируется полужёсткая подложка. Подложка может быть выполнена из сетеполотна или ортогонально натянутых струн. Основным требованием к трёхслойным панелям является сочетание необходимой жёсткости в раскрытом положении и прочности на этапе выведения и раскрытия в рабочее положение. При использовании трёхслойной панели для её расчётов, помимо габаритных размеров, выбираются необходимые параметры толщины обшивок, строительной высоты заполнителя, размеров ячеек и толщины фольги сотозаполнителя. Дополнительно, в зависимости от полученных расчётов, учитываются зоны усиления обшивок панели и сотозаполнителя, количество и направления армирующих слоёв обшивок.

Для всех рассматриваемых вариантов конструктивного исполнения крыла СБ разработаны конечноэлементные модели (рисунки 3–5).

Нелинейное поведение конструкции в нашем случае характеризуется зависимостью коэффициента демпфирования от амплитуды её колебаний (*Ефанов В.В. и др.*, 2013). Зависимость декремента колебаний от амплитуды была получена в процессе частотных испытаний аналогичных конструкций и по описанной выше методике преобразована в термины используемой динамической модели (зависимость



рисунок 2. Блок-схема разработанного алгоритма



**рисунок 3.** Первый тон колебания «из плоскости» панели каркасного типа (0.142 Гц)



рисунок 4. Первый тон колебания «из плоскости» трёхслойной сотовой панели (0.107 Гц)



**рисунок 5.** Первый тон колебания «из плоскости» трёхслойные интегральные панели (0.26 Гц)



**рисунок 6.** Зависимость коэффициента демпфирования от амплитуды обобщённой координаты

коэффициента демпфирования от обобщённой координаты), рисунок 6.

Результаты моделирования динамики КА в линейной постановке, а также с учётом их нелинейного поведения для трёх вариантов конструкции панелей СБ приведены на рисунках 7–9.

По полученным результатам в линейной постановке можно сделать заключение, что вариант каркасной конструкции панелей СБ и вариант трёхслойных углепластиковых панелей с тремя крыльями демонстрируют примерно одинаковое динамическое поведение КА при рассматриваемом манёвре. Кроме того, необходимо отметить, что затухание переходного процесса (уменьшение амплитуды угловой скорости КА до 0.001 град/с) происходит на интервале времени, превышающем 1000 секунд. Третий вариант конструкции с двумя крыльями демонстрирует несколько лучшие результаты. Дальнейшее моделирование задачи показало, что для выполнения требований по времени затухания переходного процесса, необходимо увеличить жесткостные характеристики в 16 раз, а диссипативные – в 3 раза. Увеличение жесткостных параметров приведёт к росту строительной высоты несущей конструкции и существенному увеличению её массы, а увеличение параметров демпфирования связано с разработкой и установкой специальных устройств (демпферов либо гасителей колебаний), что также приведёт к росту массы и существенному удорожанию конструкции (Телепнев П.П., Ермаков В.Ю., 2012).

Проанализировав полученные результаты этих же конструкций панелей СБ с учётом их нелинейного поведения и сравнив их с предыдущими результатами, можно заключить, что разработанная методика анализа динамического поведения КА показывает достоверные и закономерные результаты. Так, в случае учёта нелинейности явно наблюдается быстрое снижение амплитуд угловых колебаний КА, вызванных остаточными колебаниями панелей. Если в вариантах без учёта нелинейности речь шла о длительности переходного процесса в 600–1000 секунд, то с учётом зависимости коэффициента демпфирования от амплитуды колебаний можно говорить об интервалах времени 200–350 секунд.

Таким образом, использование предложенной методики моделирования динамики КА с учётом конструктивных нелинейностей позволит существенно повысить точность расчётов и избавит от необходимости задания неоправданно завышенных требований по жёсткости и демпфированию при разработке крупногабаритных низкочастотных конструкций КА. Это, в свою очередь позволит существенно упростить конструкцию и, как следствие – уменьшить её массу и увеличить надёжность.

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ КОНСТРУКЦИОННЫХ НЕЛИНЕЙНОСТЕЙ ЕГО НЕЖЁСТКИХ ЭЛЕМЕНТОВ











интегральные панели

#### список литературы

Архипов М.Ю., Телепнев П.П., Кузнецов Д.А. К вопросу о численном моделировании динамики конструкции космического аппарата «СПЕКТР-Р» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 96-99.

Бутылкин А.Ф., Телепнев П.П., Ермаков В.Ю., Штенберг Ш.Е. Методы гашения вибраций корпуса и панелей СБ КА с помощью исполнительных устройств его системы ориентации // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. трудов. Вып. 6. М.: Блок-информэкспресс, 2005. С. 432-437.

Вибрация в технике: справочник в 6-ти т. / Ред. совет: В.Н. Челомей (пред.). М.: Машиностроение, 1985. Т. 6. Защита от вибраций и ударов / Под ред. чл.-корр. АН СССР К.В. Фролова. 2-е изд., испр. 456 с.

Геча В.Я., Ефанов В.В., Клишев О.П., Кузнецов Д.А. и др. Влияние вибраций на целевую прецизионную аппаратуру космических аппаратов // Полёт. 2015. № 3. С. 20-24.

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. 21-25.

*Лурье А.И.* Аналитическая механика. М.: Физматгиз, 1961. 824 с.

Сенцов Ю.И., Хмельщиков М.В. Зависимость веса космического аппарата дистанционного зондирования Земли от пространственного разрешения съемочной аппаратуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 81-88.

*Телепнев П.П., Ермаков В.Ю.* Проектирование устройств гашения колебаний конструкции космических аппаратов // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов, И.Л. Шевалев; Под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе: в 2-х т. Т. 1. М.: Изд-во МАИ, 2012. С. 434-465.

Телепнев П.П., Ефанов В.В. Новый метод повышения диссипативных характеристик конструкции космического аппарата // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов. Химки: ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», 2015. С. 223-228.

Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Ермаков В.Ю. Анализ режимов работы космического аппарата «СПЕКТР-Р» для различных алгоритмов управления приводом остронаправленной антенны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 100-103.

Статья поступила в редакцию 03.08.2016 г.

## ПРОГНОЗНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИКАЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПЛАНИРУЕМЫЙ ПЕРИОД С УЧЁТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ БАЗОВЫХ ПОДСИСТЕМ



**Ю.А. Матвеев**<sup>1</sup>, профессор, доктор технических наук, matveev\_ya@mail.ru; **Yu.A. Matveev** 



**В.А. Ламзин**<sup>1</sup>, доцент, кандидат технических наук, 8465836@mail.ru; **V.A. Lamzin** 



В.В. Ламзин<sup>1</sup>, доцент, доктор технических наук, 8465836@mail.ru; V.V. Lamzin

Приводится метод прогнозирования характеристик модификаций космического аппарата дистанционного зондирования Земли с учётом особенностей проектно-конструкторских решений базовых подсистем аппарата. Проведена оценка влияния затрат на перспективные базовые подсистемы при среднесрочном прогнозе на технико-экономические характеристики модификаций космического аппарата.

#### Ключевые слова:

дистанционное зондирование Земли; космическая система; космический annapam; прогнозирование; эффективность; модификация; проектно-конструкторские решения; проектная модель; ключевые технологии.

#### введение

При разработке перспективных космических аппаратов (КА) (или модификаций КА) проводится выбор структуры, состава систем (подсистем), определяются параметры КА и подсистем (*Mamвеев Ю.А. и др.* Основы..., 2015; Ламзин В.В. и др., 2011; Ламзин В.В. и др., 2010; Матвеев Ю.А. и др., The approach for prediction of modification characteristics of Earth remote sensing spacecraft is described taking into account particularities of project design solutions of basic subsystems. The impact of expenditures connected with long – range basic subsystems is estimated considering medium-term assumption for technical and economic characteristics of spacecraft modifications.

Key words: Earth remote sensing; space system; spacecraft; prediction; efficiency; modification; project design solutions; project model; key technologies.

PREDICTIVE STUDIES OF

PERIOD CONSIDERING

**BASIC SUBSYSTEMS** 

THE PECULIARITIES OF

SPACECRAFT MODIFICATION

**CHARACTERISTICS IN A FORESEEN** 

**PROJECT DESIGN SOLUTIONS OF** 

2009; Ламзин В.В., 2009). Анализ показывает, что для ряда подсистем КА используются так называемые базовые проектно-конструкторские решения (ПКР), которые были разработаны ранее и применялись при выполнении других проектов. В некоторых случаях, когда речь идёт об использовании прошлого опы-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.

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

#### ПРОГНОЗНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИКАЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПЛАНИРУЕМЫЙ ПЕРИОД С УЧЁТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ БАЗОВЫХ ПОДСИСТЕМ

та, их называют унифицированными ПКР. Например, в НПО имени С.А. Лавочкина реализован ряд проектов создания КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) (Клименко Н.Н. и др., 2015; Назаров А.Е., 2015; Ефанов В.В. и др., 2013; Ефанов В.В. и др., 2009), рассматриваются вопросы улучшения характеристик, повышения эффективности перспективной техники. При создании модификаций КА ДЗЗ используются унифицированные базовые подсистемы и ПКР (например унифицированная космическая платформа – УКП).

В тех случаях, когда обсуждают перспективы развития техники и учитывают то, что базовые ПКР могут существенно влиять на свойства и эффективность перспективных КА, говорят о так называемых ключевых ПКР или ключевых технологиях. Научно-технический потенциал, заложенный в ключевых технологиях, влияет на возможности их применения в других перспективных проектах, на сроки применения в других перспективных проектах, на сроки применения таких технологий. При реализации перспективного проекта и создании ключевых технологий базовых подсистем с высоким научно-техническим уровнем обычно приходится учитывать дополнительные затраты на выполнение соответствующих работ.

При решении вопросов управления развитием техники важно определить ключевые технологии и рационально распределить средства на их реализацию при обеспечении необходимого уровня эффективности (соответствующего научно-технического уровня) разрабатываемой техники. Это не простая проблема. Если удаётся выявить ключевые технологии и установить зависимость эффективности КА от затрат на создание таких технологий базовых подсистем, то при разработке перспективного аппарата стоит технико-экономическая задача определения рациональных требований к эффективности ключевых технологий, с тем чтобы обеспечить необходимый уровень качества (эффективности) перспективного аппарата и минимизировать затраты на проект. Если иметь в виду анализ перспектив развития космических систем (КС) дистанционного зондирования Земли, то особый интерес представляют прогнозные исследования направлений совершенствования КА ДЗЗ, учитывающие влияние параметров ключевых технологий базовых подсистем на характеристики модификаций КА. Прогнозные исследования позволяют более обоснованно подходить к определению рациональных характеристик техники и технологии средств ДЗЗ. Одновременно прогнозные исследования позволяют планировать работу по совершенствованию организации исполнителей, кооперации и оптимизации состава, структуры участников работ. Такие прогнозные исследования также необходимы при формировании перспективных программ развития космических комплексов ДЗЗ.

В статье рассматривается задача комплексной оптимизации характеристик модификации КА Д33 и подсистем. Приводится алгоритм её решения и результаты исследования влияния затрат на ключевые технологии базовых подсистем УКП, на технико-экономические характеристики модификаций КА Д33, создание которых планируется в рассматриваемый период.

## 1. Постановка задачи комплексной оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ с учётом реализации базовых (ключевых) технологий для подсистем

Укрупнённая структура КС ДЗЗ и КА (структура технических средств, используемых для решения функциональной задачи) приведена на рисунке 1.



рисунок 1. Укрупнённая структура КС и КА ДЗЗ

Космическая система ДЗЗ состоит из двух сегментов: космического и наземного. Космический аппарат, входящий в космический сегмент системы, рассматривается как объект, включающий два модуля: УКП и модуль целевой аппаратуры (МЦА) с целевой нагрузкой.

Постановка задачи: при заданных параметрах наземного сегмента и целевой нагрузки провести комплексную оптимизацию параметров модификации КА в составе космической системы ДЗЗ и подсистем модуля целевой аппаратуры с учётом реализации базовых (ключевых) технологий модуля УКП.

Решение такой задачи включает два взаимоувязанных этапа. В начале рассматриваются вопросы комплексной оптимизации параметров модификации КА в составе космической системы ДЗЗ и подсистем модуля целевой аппаратуры. Затем проводится исследование влияния затрат на реализацию базовых (ключевых) технологий модуля УКП на технико-экономические характеристики проекта. Остановимся ниже на этих моментах.

При решении задачи комплексной оптимизации параметров модификации КА в составе КС ДЗЗ и подсистем модуля целевой аппаратуры используется двухуровневая модель управления разработкой КА ДЗЗ (верхний *i*–1-й и нижний *i*-й уровни) и метод двухуровневой согласованной оптимизации при статистическом учёте функциональных связей (*Mamseев Ю.А. и др.* Метод..., 2015; *Ламзин В.В. и др.*, 2010). При проведении исследований на верхнем уровне управления разработкой КА Д33 включает два модуля: МЦА и УКП. На нижнем уровне управления разработкой проводится детальный проектный анализ МЦА с учётом особенностей проектно-конструкторских решений подсистем модуля. При этом последовательно решаются следующие задачи:

- задача 1: оптимизация параметров КА (модификаций КА) в составе космической системы Д33 при модернизации к моменту времени *t<sub>i</sub>* (верхний *i*–1-й уровень управления разработкой);
- задача 2: оптимизация параметров МЦА при заданных функциональных и параметрических связях (нижний *i*-й уровень управления разработкой);
- задача 3: комплексная оптимизация параметров КА и подсистем.

Рассмотрим указанные задачи подробнее.

Постановка задачи 1. При заданных параметрах наземного сегмента и модуля УКП, целевой нагрузке и параметрах орбиты определить параметры модификации КА ДЗЗ такие, чтобы целевая эффективность, надёжность и информационная производительность аппарата были не меньше, а массогабаритные характеристики аппарата – не больше заданных, при этом суммарные затраты на реализацию проекта создания модификации КА ДЗЗ при модернизации системы к моменту времени *t<sub>i</sub>* были минимальными.

Формально математическая постановка задачи 1 представляется в виде

 $^{i-1}C_{\Sigma_{\mathrm{KA}}}(^{i-1}C_{\mathrm{MIIA}}(^{i-1}\Pi_{\mathrm{MIIA}}(\cdot),^{i-1}\beta(t_{i})),$  (1)

 $^{i-1}C_{\mathrm{YKII}}(^{i-1}\Pi_{\mathrm{YKII}}(\cdot)),...) \rightarrow \min$ 

при  ${}^{i-1}\Pi_{\text{MUA}} \in {}^{i-1}G_{\text{MUA}}(t_i, {}^{i-2}\Pi_{\text{MUA}}(\cdot))$  и выполнении ограничений

$${}^{i-1}\Pi_{\rm HC}(t_i) = \Pi_{\rm HC}(t_i)^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}\Pi_{\rm YK\Pi}(\cdot) = \Pi_{\rm YK\Pi}^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}\Pi_{\rm KA} = H_{\rm KA}^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}H_{\rm KA} = H_{\rm KA}^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}I_{\rm \Pi PKA}({}^{i-1}\Pi_{\rm KA}(\cdot), {}^{i-1}\Pi_{\rm HC}(\cdot), \Pi(t_i)) \ge I_{\rm \Pi PKA}^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}W_{\rm KA}({}^{i-1}\Pi_{\rm FKA}(\cdot), \Pi(t_i)) \ge W_{\rm KA}^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}M_{\rm KA}({}^{i-1}\Pi_{\rm KA}(\cdot)) = M_{\rm KA}^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}P_{\rm KA}({}^{i-1}\Pi_{\rm KA}(\cdot)) \ge P_{\rm KA}^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}M_{\rm YK\Pi}({}^{i-1}\Pi_{\rm YK\Pi}(\cdot)) = M_{\rm YK\Pi}^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}M_{\rm YK\Pi}({}^{i-1}\Pi_{\rm YK\Pi}(\cdot)) = M_{\rm YK\Pi}^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}\Gamma_{\rm YK\Pi}(\cdot) = \Gamma_{\rm YK\Pi}^{_{3}\pi};$$

$${}^{i-1}\Gamma_{\rm YK\Pi}(\cdot) = \Gamma_{\rm YK\Pi}^{_{3}\pi};$$

где  ${}^{i-1}C_{\Sigma KA}(\cdot)$  – суммарные затраты на реализацию проекта создания модификации КА ДЗЗ при модернизации системы к моменту времени  $t_i$ ;

 $^{i-1}C_{\mathrm{MIA}}(\cdot)$  – затраты на реализацию проекта создания МЦА на i–1-м уровне управления разработкой;

 $^{i-1}C_{\text{УКП}}(\cdot)$  – затраты на создание модуля УКП на *i*–1-м уровне управления разработкой;

 $^{i-1}\Pi_{MIIA}(\cdot)$  и  $^{i-1}\Pi_{YKII}(\cdot)$  – соответственно функции, определяющие состав и параметры подсистем (модулей МЦА и УКП) модификации КА ДЗЗ на i-1-м уровне управления разработкой;

 ${}^{i-1}G_{\rm KA}(\cdot)$  — область допустимых решений, определяемая функциональными связями (внешними и внутренними) на i-1-м уровне управления разработкой;

 $^{i-1}\Pi_{\rm HC}(t_i)$  – параметры наземного сегмента КА Д33;

<sup>*i*-1</sup>Ц(*t<sub>i</sub>*) – требования к целевой нагрузке модификации КА ДЗЗ;

 ${}^{i-1}H_{\rm KA}$  и  ${}^{i-1}i_{\rm KA}$  – соответственно высота и наклонение орбиты функционирования модификации КА Д33;

 ${}^{i-1}I_{\Pi PKA}(\cdot) - функция, определяющая информационную производительность модификации КА ДЗЗ на$ *i*-1-м уровне управления разработкой;

 $^{i-1}W_{\rm KA}(\cdot)$  — целевая эффективность модификации КА ДЗЗ (определяется рядом показателей, например периодичностью наблюдения, количеством спектральных каналов и др.);

 ${}^{i-1}M_{\rm KA}(\cdot)$  и  ${}^{i-1}\Gamma_{\rm KA}(\cdot)$  – соответственно функции, определяющие массу и габаритные размеры модификации КА ДЗЗ на i-1-м уровне управления разработкой;

 ${}^{i-1}P_{\rm KA}(\cdot)$  – функция, определяющая надёжность модификации КА ДЗЗ на i–1-м уровне управления разработкой;

*Т* – планируемый период функционального применения КА ДЗЗ;

индекс «зд» – заданные (требуемые) значения параметров или функций.

На рисунке 2 приведена блок-схема алгоритма оптимизации параметров модификации КА в составе КС ДЗЗ при модернизации системы к моменту  $t_i$ (*i*–1-й уровень управления разработкой).

При решении задачи (1) используются проектные модели оценки габаритно-массовых характеристик, надёжности, затрат на разработку и создание (изготовление) подсистем КА, а также суммарных затрат на КА ДЗЗ на *i*–1-м уровне управления разработкой (*Матвеев Ю.А. и др.* Основы..., 2015; *Ламзин В.В.*, 2009).

Постановка задачи 2. При заданном типе целевой съёмочной системы, входящей в состав целевой нагрузки, и значениях её обобщённых характеристик определить параметры подсистем модуля целевой

#### ПРОГНОЗНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИКАЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПЛАНИРУЕМЫЙ ПЕРИОД С УЧЁТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ БАЗОВЫХ ПОДСИСТЕМ



**рисунок 2.** Блок-схема алгоритма оптимизации параметров модификации КА в составе КС Д33 при модернизации системы (*i*–1-й уровень управления разработкой)

аппаратуры такими, чтобы затраты на реализацию проекта создания МЦА на *i*-м уровне управления разработкой были минимальными.

Формально математическая постановка задачи 2 представляется в виде

 ${}^{i}C_{\mathrm{MIIA}}({}^{i}\Pi_{\mathrm{MIIA}}(\cdot),{}^{i}\beta(t_{i})) \rightarrow \min$ (2)

при  ${}^{i}\Pi_{\text{MILA}}({}^{i}\Pi_{\text{ILCC}}(\cdot), {}^{i}\Pi_{\text{РКПЦИ}}(\cdot), \ldots) \in {}^{i}G_{\text{MILA}}(t_{i}, {}^{i-1}\Pi_{\text{MILA}}(\cdot))$ и выполнении функциональных и параметрических ограничений

$${}^{i}H_{\mathrm{KA}} = {}^{i-1}H_{\mathrm{KA}}^{3\pi};$$

$${}^{i}i_{\mathrm{KA}} = {}^{i-1}i_{\mathrm{KA}}^{3\pi};$$

$${}^{i}\Delta\lambda = {}^{i-1}\Delta\lambda^{3\pi};$$

$${}^{i}N_{3\mathrm{OH}} = {}^{i-1}N_{3\mathrm{OH}}^{3\pi};$$

$${}^{i}R = {}^{i-1}R^{3\pi};$$

$${}^{i}\Delta L = {}^{i-1}\Delta L^{3\pi};$$

$${}^{i}I_{\Pi\mathrm{PMILA}} ({}^{i}\Pi_{\mathrm{MILA}}(\cdot),...)) \geq {}^{i-1}I_{\Pi\mathrm{PMILA}}^{3\pi};$$

$${}^{i}M_{\mathrm{MILA}} ({}^{i}\Pi_{\mathrm{MILA}}(\cdot)) \leq {}^{i-1}M_{\mathrm{MILA}}^{3\pi};$$

$${}^{i}P_{\mathrm{MILA}} ({}^{i}M_{\mathrm{MILA}}) \geq {}^{i-1}P_{\mathrm{MILA}}^{3\pi};$$

$${}^{i}\Gamma_{\mathrm{MILA}} (\cdot) \leq {}^{i-1}\Gamma_{\mathrm{MILA}}^{3\pi};$$

$${}^{i}\Pi_{\mathrm{YK\Pi}} (\cdot) = {}^{i-1}\Pi_{\mathrm{YK\Pi}}^{3\pi};$$

$${}^{i}M_{\mathrm{YK\Pi}} (i\Pi_{\mathrm{YK\Pi}} (\cdot)) = {}^{i-1}M_{\mathrm{YK\Pi}}^{3\pi};$$

$${}^{i}P_{\mathrm{YK\Pi}} ({}^{i}M_{\mathrm{YK\Pi}} (\cdot)) = {}^{i-1}P_{\mathrm{YK\Pi}}^{3\pi};$$

$${}^{i}W_{\mathrm{YK\Pi}} ({}^{i}M_{\mathrm{YK\Pi}} (\cdot)) = {}^{i-1}P_{\mathrm{YK\Pi}}^{3\pi};$$

$${}^{i}\Gamma_{\mathrm{YK\Pi}} ({}^{i}M_{\mathrm{YK\Pi}} (\cdot)) = {}^{i-1}\Gamma_{\mathrm{YK\Pi}}^{3\pi};$$

$${}^{i}\Gamma_{\mathrm{YK\Pi}} ({}^{i}M_{\mathrm{YK\Pi}} (\cdot)) = {}^{i-1}\Gamma_{\mathrm{YK\Pi}}^{3\pi};$$

где  ${}^{i}C_{\text{MUA}}(\cdot)$  – затраты на реализацию проекта создания модуля целевой аппаратуры на *i*-м уровне управления разработкой;

 ${}^{i}\Pi_{MUA}(\cdot) - функция, определяющая состав и параметры МЦА на$ *i*-м уровне управления разработкой;

 ${}^{i}\Pi_{\text{ЦСС}}(\cdot) - функция, определяющая состав и параметры целевой съёмочной системы МЦА на$ *i*-м уровне управления разработкой;

<sup>*i*</sup>П<sub>РКПЦИ</sub>(·) – функция, определяющая состав и параметры радиокомплекса передачи целевой информации МЦА на *i*-м уровне управления разработкой;

 ${}^{i}G_{\rm MIIA}(\cdot)$  – область допустимых решений МЦА, определяемая функциональными связями (внешними и внутренними);

 ${}^{i}H_{\rm KA}$  и  ${}^{i}i_{\rm KA}$  – соответственно высота и наклонение орбиты модификации КА ДЗЗ;

 ${}^{i}\Delta\lambda, {}^{i}N_{30H}, {}^{i}R_{k}$  и  ${}^{i}\Delta L_{j}$  – соответственно спектральный диапазон, количество спектральных зон, разрешение (проекция элемента в надир) и полоса захвата целевой съёмочной системой – модуля целевой аппаратуры;

 ${}^{i}I_{\Pi PMILA}(\cdot) - функция, определяющая информационную производительность МЦА на$ *i*-м уровне управления разработкой;

 $P_{\text{MIIA}}(\cdot), M_{\text{MIIA}}(\cdot)$  и  $\Gamma_{\text{MIIA}}(\cdot)$  – соответственно функции, определяющие надёжность, массу и габаритные размеры МЦА на *i*-м уровне управления разработкой;

 $\Pi_{\text{УКП}}(\cdot) - функция, определяющая состав и параметры МЦА на$ *i*-м уровне управления разработкой;

 $P_{\rm УКП}(\cdot), M_{\rm УКП}(\cdot), {}^{i}W_{\rm УКП}^{\Pi}(\cdot)$  и  $\Gamma_{\rm УКП}(\cdot)$  – соответственно функции, определяющие надёжность, массу, электропотребление и габаритные размеры модуля УКП на *i*-м уровне управления разработкой;

индекс «зд» – заданные (требуемые) значения параметров или функций.

Укрупнённая блок-схема алгоритма решения задачи (2) приведена на рисунке 3.



**рисунок 3.** Укрупнённая блок-схема алгоритма оптимизации параметров подсистемы КА (МЦА) при заданных функциональных и параметрических связях (*i*-й уровень управления разработкой)

Так как характеристики модуля УКП заданы, то формирование проектных моделей оценки габаритно-массовых и энергетических характеристик, а также характеристик надёжности и затрат на *i*-м уровне управления разработкой проводится подробно только для МЦА. При формировании модели затрат на реализацию проекта создания МЦА на *i*-м уровне управления разработкой используется укрупнённая структура модуля, устанавливается связь составляющих затрат от обобщённых параметров подсистем. Проектная модель оценки характеристик МЦА приведена в (*Матвеев Ю.А. и др.* Основы..., 2015; *Ламзин В.В. и др.*, 2011; *Ламзин В.В.*, 2009).

Постановка задачи 3. Как показано в (*Матвеев Ю.А. и др.* Основы..., 2015), при комплексной оптимизации характеристик КА и подсистем в случае использования двухуровневой модели проводится адаптация (уточнение) проектных зависимостей, определяющих характеристики КА по данным проектных исследований подсистем на *i*-м уровне управления разработкой.

За счёт направленной адаптации и уточнения функциональных связей обеспечивается согласование проектных решений для КА на *i*–1-м уровне управления разработкой и проектных решений, принимаемых для подсистем КА на *i*–м уровне. Адаптация проектной модели и уточнение функциональных связей КА ДЗЗ на *i*–1-м уровне управления разработкой осуществляется по данным исследований характеристик КА на *i*-м уровне.

Формально математическая постановка задачи 3 представляется в следующем виде: определить

<sup>*i*-1</sup>П<sub>МЦА</sub>  $\in^{i-1} G_{MЦA}(^{i-2} \Pi_{MЦA}(\cdot))$  и <sup>*i*</sup>П<sub>МЦА</sub>  $\in^{i} G_{MЦA}(^{i-1} \Pi_{MЦA}(\cdot))$ такие, что <sup>*i*-1</sup>C<sub>ΣKA</sub>(<sup>*i*-1</sup>C<sub>MЦA</sub>(<sup>*i*-1</sup>П<sub>МЦA</sub>(·), <sup>*i*-1</sup>β(t<sub>i</sub>)),...)  $\rightarrow$  min; <sup>*i*</sup>C<sub>MЦA</sub>(<sup>*i*</sup>П<sub>MЦA</sub>(·), <sup>*i*</sup>β(t<sub>i</sub>))  $\rightarrow$  min; <sup>*i*-1</sup>β(t<sub>i</sub>) = A( $\{^{i-1} \Pi_{MILA}(\cdot), {}^{i}C_{MILA}(\cdot)\}$ ) (3) при выполнении условия

$$|^{i-1}C_{\mathrm{MILA}}\left(^{i-1}\Pi_{\mathrm{MILA}}(\cdot), \, {}^{i-1}\beta(t_i)\right) - - \frac{i}{C_{\mathrm{MILA}}}\left(^{i}\Pi_{\mathrm{MILA}}(\cdot), \, {}^{i}\beta(t_i)\right) \leq \Delta C^*.$$

$$(4)$$

Выражение (3) определяет направленную адаптацию вектора определяющих параметров – коэффициентов проектных моделей, используемых при оценке характеристик модификации КА; (4) – условие согласования решения задач на i–1-м и i-м уровнях;  $\Delta C^*$  – наперёд заданная малая величина.

Поиск решения проводится итерационным методом. Анализ показывает, что при проведении направленной адаптации обеспечивается решение задачи (3) при ограниченном числе итераций.

## 2. Результаты прогнозных исследований влияния затрат при реализации базовых (ключевых) технологий модуля УКП на технико-экономические характеристики проекта

Предполагается, что при реализации ключевых технологий базовых подсистем модуля УКП его масса снижается на величину  $\Delta M_{\rm УКП}$ . Тогда при допущении, что масса КА остаётся неизменной, масса МЦА  $M^*_{\rm MLA}$  увеличивается на  $\Delta M_{\rm УКП}$  и определяется в виде

 $M^*_{\text{MILA}} = M_{\text{MILA}} + \Delta M_{\text{YKII}}.$ 

С увеличением массы МЦА может повышаться как эффективность модуля, так и модификации КА в целом.

Рассмотрим случай, когда проводится выбор двух предложений реализации перспективных базовых (ключевых) технологий УКП.

Для оценки снижения массы модуля УКП в зависимости от затрат на ключевые технологии базовых подсистем модуля рассматриваются две модели: 1 – минимальная и 2 – максимальная (рисунок 4). Отличие первой модели от второй заключается в том, что при одинаковых затратах  $\Delta C_{\rm KЛT}$  на ключевые технологии базовых подсистем модуля УКП обеспечивается большее снижение  $\Delta M_{\rm YKII}$ .

Аналитические зависимости моделей 1 и 2 имеют вид:

- модель  $1 - \Delta M_{\text{УКП}} = 15,737 \cdot (\Delta C_{\text{КЛТ}})^{0,8104};$ 

- модель 2 –  $\Delta M_{\text{УКП}}$ =8,618·( $\Delta C_{\text{КЛТ}}$ )<sup>0,8199</sup>.



1 – минимальная модель; 2 – максимальная модель.

**рисунок 4.** Зависимость снижения массы модуля УКП от затрат на ключевые технологии базовых подсистем модуля

Рассмотрим случай, когда по аналогии с существующими прототипами (*Mambeeb Ю.А. и др.* Исследование..., 2015; *Mambeeb Ю.А. и др.*, 2009; *Ламзин В.В.*,

#### ПРОГНОЗНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИКАЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПЛАНИРУЕМЫЙ ПЕРИОД С УЧЁТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ БАЗОВЫХ ПОДСИСТЕМ

2009) разрабатываемые модификации КА – малоразмерные (массой менее 1000 кг), выполняются в негерметичном исполнении, по модульному принципу (модули МЦА и УКП) и оснащены в основном двумя типами целевой аппаратуры.

При расчётах приняты исходные данные: орбита КА – солнечно-синхронная (ССО) высотой 561 км; количество КА в системе  $N_{\rm KA}$ =1; периодичность и широта наблюдения:  $T_{\rm H}$ =12 суток и  $\varphi$ =41,2 градусов соответственно; требования по надёжности КА: вероятность безотказной работы в течение срока активного существования ( $T_{\rm CAC}$ ) КА –  $P_{\rm KA}$ ≥0,9; требования по массе КА:  $M_{\rm KA}$ ≤990 кг; информационная производительность  $I_{\Pi PKA}$ ≥25 тыс. км<sup>2</sup> за один сеанс связи с наземным комплексом приёма, обработки и распространения космической информации; выведение КА – попутное или с использованием ракеты-носителя лёгкого класса.

Для решения ряда тематических задач целевая аппаратура КА включает две целевые съёмочные системы (ЦСС) (панхроматическую – ПСС и многозональную – МСС), основные характеристики которых приведены в таблице 1.

Результаты проведения комплексной оптимизации параметров модификации КА в составе космической системы ДЗЗ и подсистем модуля МЦА приведены в таблицах 2, 3 и на рисунке 5.

В таблицах, в качестве примера приведены результаты адаптации моделей массы ЦСС  ${}^{i-1}M_{\text{ЦСС}}(\cdot)$ и затрат на создание 1-го базового образца МЦА  ${}^{i-1}C^{1}_{\text{СМЦА}}(\cdot)$  на i-1-м уровне управления разработкой при двухуровневой согласованной оптимизации.

За счёт направленной адаптации проектной модели модификации КА уточняются оценки массовых и стоимостных характеристик. Результаты расчёта точности оценки затрат на изготовление 1-го базового образца МЦА  $\Delta^{i-1}C^{1}_{CMILA}$  и массы ЦСС  $\Delta^{i-1}M_{ILCC}$ от номера итерации при согласовании решений задач верхнего (*i*-1) и нижнего (*i*) уровней управления разработкой приведены на рисунке 5.

Таким образом, применяемый метод позволяет оценить технико-экономические характеристики



точность оценки:

**1** – затрат на изготовление 1-го базового образца МЦА  $\Delta^{i-1}C^{l}_{CMILA}$ , млн. усл. ед.;

**2** – массы ЦСС  $\Delta^{i-1}M_{\text{ЦСС}}$ , кг.

**рисунок 5.** Результаты расчёта точности оценки характеристик МЦА и ЦСС

модификации КА Д33 с учётом особенностей ПКР заменяемых подсистем и обеспечить необходимую точность исследований.

Ниже на модельном примере проводятся исследования влияния затрат на ключевые технологии модуля УКП на технико-экономические характеристики модификации КА и подсистем. Результаты расчёта при реализации первой модели приведены в таблицах 4 и 5.

	характеристики ЦСС					
наименование ЦСС	количество спектральных зон N <sub>кан</sub>	спектральный диапазон Δλ, мкм	разрешение (проекция элемента в надир) <i>R</i> , м	полоса захвата $\Delta L$ , км		
ПСС	1	0,51–0,84	2,0	18,5		
MCC	3	0,54–0,59 0,63–0,68 0,79–0,90	20	160		

таблица 1	- Основные	характе	ристики	ЦСС
-----------	------------	---------	---------	-----

номер итерации	результаты адаптации модели ${}^{i-1}M_{\mathrm{LCC}}(\cdot)$ (регрессионная модель $i$ –1-го уровня)	диапазон изменения ${}^{i-1}M_{ m MIIA},  m \kappa \Gamma$	значение <sup><i>i-1</i></sup> Мцсс(·), кг
0	$^{i-1}M_{\rm LICC} = 7,736 \cdot 10^{-8} \cdot (R/H)^{-1,6053}$	50350	43,061
1	$^{i-1}M_{\rm IJCC}$ =2,4362·10 <sup>-8</sup> ·( <i>R</i> / <i>H</i> ) <sup>-1,6979</sup>	64,3160,6	54,381
2	$^{i-1}M_{\rm IJCC}$ =2,7250·10 <sup>-8</sup> ·( <i>R</i> / <i>H</i> ) <sup>-1,6884</sup>	71,2129,1	53,904
3	$^{i-1}M_{\rm IJCC}$ =2,9141 $\cdot$ 10 <sup>-8</sup> $\cdot$ ( <i>R</i> / <i>H</i> ) <sup>-1,6826</sup>	80,1107,3	53,618
4	$^{i-1}M_{ILCC}=2,9634\cdot10^{-8}\cdot(R/H)^{-1,6812}$	85,598,9	53,547

таблица 2 – Результаты адаптации модели массы ЦСС модуля МЦА

таблица 3 – Результаты адаптации модели зат	рат на создание 1-го базової	ю образца МЦА
---	------------------------------	---------------

номер итерации	результаты адаптации модели ${}^{i-1}C^{l}_{CMLA}(\cdot)$ (регрессионная модель $i-1$ -го уровня)	диапазон изменения ${}^{i-1}\!M_{ m MIIA}, \kappa \Gamma$	значение ${}^{i-1}C^{l}_{CMIIA}$ , млн. усл. ед.
0	$C_{\rm CMIIA}^1 = 0,01872 \cdot M_{\rm MIIA}^{0.97}$	50350	1,2494
1	$C_{\rm CMIIA}^{\rm I} = 0,02336 \cdot M_{\rm MIIA}^{0,8189}$	64,3160,6	0,9452
2	$C_{\rm CMIIA}^{\rm l} = 0,02540 \cdot M_{\rm MIIA}^{0,7985}$	71,2129,1	0,9373
3	$C_{\rm CMIIA}^{\rm l} = 0,02657 \cdot M_{\rm MIIA}^{0,7875}$	80,1107,3	0,9330
4	$C_{\rm CMIIA}^{\rm l} = 0,02685 \cdot M_{\rm MIIA}^{0,7849}$	85,598,9	0,9320

габлица 4 – Результаты расчёта технико-экономи	ческих характеристик подсист	ем модификации КА (модель 1)
--	------------------------------	------------------------------

наименование параметра	затраты на ключевые технологии УКП $\Delta C_{\text{клт}}$ , млн. усл. ед.				
	0	1	2	4	6
изменение массы УКП $\Delta M_{ m yK\Pi}$ , кг	0	15,7	27,6	48,4	67,3
масса МЦА $M^*_{ m MIIA}$ , кг	76,0	91,7	103,6	124,4	143,2
масса ЦСС $M^*_{ m LICC}$ , кг	43,5	54,4	62,4	76,5	89,4
надёжность МЦА <sup><i>i</i>-1</sup> <i>P</i> <sub>МЦА</sub> , б/р	0,9366	0,9510	0,9532	0,9624	0,9678
электропотребление МЦА ${}^{i-1}W_{\mathrm{MLA}}^{\Pi}$ , Вт	195,0	208,6	219,4	239,7	259,7
затраты на изготовление 1-го базового образца МЦА ${}^{i-l}C^l_{\mathrm{CMIIA}}$ , млн. усл. ед.	0,806	0,946	1,046	1,226	1,396

<b>таблица 5</b> – Результаты	расчёта технико-эконс	омических характеристин	к модификации КА	(модель 1)
-------------------------------	-----------------------	-------------------------	------------------	------------

наименование параметра		затраты на ключевые технологии УКП $\Delta C_{\text{клт}}$ , млн. усл. ед.					
numerobaline napasterpa	0	1	2	4	6		
разрешение $R^*$ (при $H_{\mathrm{KA}}^{\mathfrak{sg}}$ ), м	2,0	1,75	1,61	1,43	1,31		
надёжность КА <sup><i>i</i>-1</sup> <i>P</i> <sub>КА</sub> , б/р	0,9000	0,9139	0,9160	0,9249	0,9300		
электропотребление КА ${}^{i-1}W^{\Pi}_{KA}$ , Вт	455,0	468,6	479,4	499,7	520,0		
суммарные затраты на реализацию проекта создания модификации КА <sup><i>i</i>-1</sup> <i>C</i> <sub>ΣКА</sub> , млн. усл. ед.	20,40	22.06	23,76	26,78	29,78		

#### ПРОГНОЗНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИКАЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПЛАНИРУЕМЫЙ ПЕРИОД С УЧЁТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ БАЗОВЫХ ПОДСИСТЕМ



- $1 {}^{i-1}C^{1}_{CMIIA};$
- $-\frac{1}{i-1}P_{\text{MIIA}}^{\text{CIV}};$ 2

 $\mathbf{3} - {}^{i-1}W_{\text{MUA}}^{\Pi}$ 

рисунок 6. Зависимости технико-экономических характеристик МЦА от затрат на ключевые технологии УКП (модель 1)









рисунок 8. Зависимости технико-экономических характеристик модуля МЦА от затрат на ключевые технологии УКП (модель 2)



рисунок 9. Зависимости технико-экономических характеристик модификации КА и подсистем от затрат на ключевые технологии УКП (модель 2)

габлица 6 – Результаты расчёта технико-экономиче	ских характеристик подсист	сем модификации КА (модель	2)
--	----------------------------	----------------------------	----

наименование параметра	затраты на ключевые технологии УКП $\Delta C_{\text{клт}}$ , млн. усл. ед.					
F	0	1	2	4	6	
изменение массы УКП $\Delta M_{ m YK\Pi}$ , кг	0	8,626	15,227	26,881	37,482	
масса МЦА $M^*_{ m MIIA}$ , кг	76,0	84,624	91,225	102,879	113,48	
масса ЦСС $M^*_{ m LICC}$ , кг	43,5	47,842	51,574	58,162	64,155	
надёжность МЦА <sup><i>i</i>-1</sup> <i>Р</i> <sub>МЦА</sub> , б/р	0,9366	0,9453	0,9507	0,9580	0,9630	
электропотребление МЦА ${}^{i-1}W^{\Pi}_{ m MIIA},$ Вт	195,0	202,3	208,1	218,7	228,8	
затраты на изготовление 1-го базового образца МЦА <sup>i-1</sup> C <sup>1</sup> <sub>CMЦA</sub> , млн. усл. ед.	0,806	0,875	0,928	1,021	1,106	

наименование параметра	затраты на ключевые технологии УКП $\Delta C_{\text{клт}}$ , млн. усл. ед.					
	0	1	2	4	6	
разрешение $R^*$ (при $H_{KA}^{_{3d}}$ ), м	2,0	1,85	1,76	1,62	1,52	
надёжность КА <sup><i>i</i>-1</sup> <i>P</i> <sub>кА</sub> , б/р	0,9000	0,9084	0,9136	0,9206	0,9254	
электропотребление КА $^{i-1}W^{\Pi}_{KA}$ , Вт	455,0	462,3	468,1	478,7	488,8	
суммарные затраты на реализацию проекта создания модификации КА <sup><i>i</i>-1</sup> С <sub>ΣКА</sub> , млн. усл. ед.	20,40	22,40	24,34	27,80	31,18	

таблица 7 – Результаты расчёта технико-экономических характеристик модификации КА (модель 2)



**1** –  $R^*$  (модель 2); **2** –  ${}^{i-1}C_{\Sigma KA}$  (модель 2); **3** –  $R^*$  (модель 1); **4** –  ${}^{i-1}C_{\Sigma KA}$  (модель 1).

**рисунок 10.** Результаты сравнительного анализа влияния затрат при реализации ключевых технологий модуля УКП на эффективность модификации КА

Зависимости технико-экономических характеристик модификации КА и подсистем от затрат на ключевые технологии УКП (модель 1) приведены на рисунках 6 и 7.

Результаты расчёта при реализации второй модели приведены в таблицах 6 и 7.

Зависимости технико-экономических характеристик модификации КА и подсистем от затрат на ключевые технологии УКП (модель 2) приведены на рисунках 8 и 9, результаты сравнительного анализа влияния затрат при реализации ключевых технологий для модуля УКП на эффективность модификации КА – на рисунке 10.

Таким образом, дополнительные вложения средств в ключевые технологии перспективных модифика-

ций КА ДЗЗ (в данном случае в УКП) позволяют повысить эффективность модификации КА и КС ДЗЗ в целом.

При сравнении альтернативных вариантов реализации ключевых технологий необходимо оценивать динамику показателей функциональной эффективности КА, а также затрат средств и времени на проект.

## заключение

Разработаны метод и алгоритмы прогнозирования характеристик модификаций КА ДЗЗ в планируемый период с учётом особенностей проектно-конструкторских решений базовых подсистем.

#### ПРОГНОЗНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИКАЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПЛАНИРУЕМЫЙ ПЕРИОД С УЧЁТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ БАЗОВЫХ ПОДСИСТЕМ

Метод позволяет проводить комплексную оптимизацию параметров модификации КА ДЗЗ и подсистем, сформировать эффективный алгоритм согласованного оптимизационного поиска, оценить влияние затрат на ключевые технологии модуля УКП при среднесрочном прогнозе (6–10 лет) и провести сравнительную оценку влияния принятых базовых технологий на характеристики перспективной техники.

В основу разработанного метода положены представления о многоуровневом управлении разработкой и реализации многоуровневой проектной модели. Используются двухуровневая модель управления разработкой и статистический метод двухуровневой согласованной оптимизации. Последний включает решение главных задач перспективного проектирования для объекта в целом (модификации КА ДЗЗ) и подсистемы (МЦА), а также задачу направленной адаптации проектных зависимостей верхнего уровня.

Алгоритм проведения исследований включает последовательное решение проектных задачи на верхнем и нижнем уровнях управления разработкой, при этом реализуется процедура согласования проектных решений. Такой подход, с одной стороны, даёт возможность учесть особенности проектно-конструкторских решений подсистем КА без расширения состава проектной модели; с другой стороны, оптимизация параметров подсистем аппарата на нижнем уровне управления (при детализации проектной модели) проводится с учётом динамики функциональных ограничений (массовых, габаритных, информационных и энергетических).

Реализация предложенного подхода даёт возможность организовать многовариантные исследования (при ограничении на сроки работ) и обеспечивает определение рационального проектного решения за счёт расширения области возможных решений.

С помощью разработанного метода проведена сравнительная оценка влияния принятых ключевых технологий на эффективность и сроки использования модификаций КА ДЗЗ. Под ключевыми технологиями понимаются перспективные конструкторско-технологические решения основных подсистем, реализуемые при создании КА ДЗЗ и их модификаций в планируемый период, от которых зависит научно-технический уровень, конкурентоспособность и эффективность техники.

В свою очередь (при решении обратной задачи), такие исследования позволяют выделить ключевые конструкторско-технологические решения и найти их рациональные параметры. От реализации ключевых технологий во многом зависит эффективность новой техники, создаваемой в планируемый период.

#### список литературы

Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические комплексы научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина для фундаментальных и прикладных исследований // Полет. 2013. № 8. С. 88-97.

Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В. Особенности баллистического проектирования КС Д33 оптико-электронного наблюдения типа «Аркон-1» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 46-52.

Клименко Н.Н., Назаров А.Е. Перспективная космическая система для наблюдения геостационарной орбиты // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 16-22.

Ламзин В.В. Исследование характеристик оптикоэлектронной космической системы дистанционного зондирования Земли при модернизации в планируемый период // Вестник МАИ. 2009. Т. 16, № 5. С. 46-55.

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.

Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А. Ю.А. Мозжорин и вопросы технико-экономических исследований перспективных разработок космических систем // Космонавтика и ракетостроение. 2010. № 4. С. 48-59.

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

*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.

Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Оптимизация параметров космической системы дистанционного зондирования Земли с учётом особенностей проектноконструкторских решений космических аппаратов // Вестник МАИ. 2009. Т. 16, № 6. С. 55-66.

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

Статья поступила в редакцию 29.08.2016 г.

## ОЦЕНИВАНИЕ ДОСТУПНОСТИ РАДИОИЗЛУЧЕНИЙ КА ДЛЯ НЕСАНКЦИОНИРОВАННОГО ПРИЁМА В ХОДЕ ИСПЫТАНИЙ НА ЭЛЕКТРОМАГНИТНУЮ СОВМЕСТИМОСТЬ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ

ESTIMATION OF ACCESSIBILITY OF SATELLITE RADIO EMISSIONS FOR UNAUTHORIZED RECEPTION DURING TESTING FOR ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY OF RADIO ELECTRONIC EQUIPMENT



**H.H. Клименко**<sup>1</sup>, кандидат технический наук, klimenko@laspace.ru; **N.N. Klimenko** 

Доступность радиоизлучения для несанкционированного приёма зависит от уровня излучения на входе приёмника и реальной чувствительности приёмника. Приведены аналитические выражения для оценки уровня излучения на входе приёмника и реальной чувствительности приёмника, а также критерий доступности излучения для несанкционированного приёма в городских условиях. Ключевые слова:

чувствительность приёмника; несанкционированный доступ; отношение сигнал/шум; вероятность ошибочного приёма бита; потери на распространение в городских условиях; мощность излучения.

<sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Estimation of accessibility of satellite radio emissions for unauthorized reception depends on its level at the receiver input and the real sensitivity of the receiver. Analytical expressions are given for evaluation of emission level at the receiver input and the real sensitivity of the receiver, as well as, emission accessibility criterion for unauthorized reception in urban environment.

Key words: sensitivity of the receiver; unauthorized access; signal-to-noise ratio; bit error rate; propagation losses in urban environment; emitter power.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

#### ОЦЕНИВАНИЕ ДОСТУПНОСТИ РАДИОИЗЛУЧЕНИЙ КА ДЛЯ НЕСАНКЦИОНИРОВАННОГО ПРИЁМА В ходе испытаний на электромагнитную совместимость радиоэлектронных средств

#### введение

При проведении испытаний КА на электромагнитную совместимость радиоэлектронных средств (ЭМС РЭС) возникает задача оценивания доступности параметров и структуры излучаемых радиосигналов для средств несанкционированного приёма. Эта задача сводится к оценке прогнозируемого уровня излучения РЭС на входе несанкционированного приёмника и сравнению его с пороговым значением, определяемым реальной чувствительностью приёмника. В случае превышения мощности сигнала порогового уровня необходимо принятие дополнительных мер для исключения несанкционированного доступа к излучению РЭС. Особенность этой задачи состоит в том, что при проведении испытаний в условиях большого города традиционный подход к расчёту радиолинии «РЭС – приёмник», основанный на модели распространения радиоволн в свободном пространстве, не пригоден. Это обусловлено тем, что радиосигналы диапазона (ОВЧ 30-300 МГц) и (УВЧ 300-3000 МГц), используемые, как правило, в РЭС КА (Воличенко А.Г., Королев Ю.Н., 2014), в условиях большого города подвержены многолучевому распространению и значительным флуктуациям. Для этих условий разработан ряд моделей распространения радиоволн: модель Окамура – Хата, модель Бардина – Дымовича и др., идея которых сводится к прогнозу среднего (медианного) уровня электромагнитного поля в точке приёма на основе реальных эмпирических данных. В рамках этих моделей уровень сигнала в точке приёма является логарифмически нормальной случайной величиной или нормальной случайной величиной в логарифмической шкале, а факт превышения или непревышения порогового уровня носит вероятностный характер. При этом, поскольку испытания проводятся внутри производственных помещений, то в указанных моделях необходимо учитывать ослабление радиоволн при прохождении через элементы строения, а также учитывать и материалы, из которых они сделаны.

Определение реальной чувствительности приёмника в рамках рассматриваемой задачи также имеет свои особенности. Так в условиях большого города необходимо учитывать не только собственные шумы приёмника и антенны, но и естественные непреднамеренные помехи, индустриальные помехи, а также помехи от теплового радиоизлучения земной поверхности с учётом малых значений угла места приёмной антенны. Определение реальной чувствительности приёмника также связано с определением отношения сигнал/шум, требуемого для обеспечения заданного (или приемлемого) качества приёма цифровых сигналов с различными видами модуляции.

В настоящей статье рассматриваются методологические аспекты оценивания доступности (а точнее, недоступности) радиоизлучений КА, а также рекомендации по обеспечению требуемого уровня защищённости РЭС от несанкционированного приёма в ходе испытаний на ЭМС РЭС с учётом отмеченных особенностей.

## 1. Критерий доступности (недоступности) излучений РЭС КА для несанкционированного приёма в ходе испытаний на ЭМС РЭС

Несанкционированный приём сигналов РЭС, как правило, имеет цель обнаружить полезный сигнал на фоне шумов и помех, а также вскрыть структуру обнаруживаемых сигналов. Для исключения возможности несанкционированного приёма должна быть решена двуединая задача по обеспечению энергетической и структурной скрытности излучаемых сигналов. В этих целях уровень сигнала на границе контролируемой зоны должен быть ниже реальной чувствительности приёмника, используемого для обеспечения несанкционированного доступа. Это условие, с учётом случайного характера уровня сигнала на входе приёмника, можно определить следующим выражением:

$$P_r(\ddot{P}_{npM} < P_{cmin} > P^*, \tag{1}$$

где  $P_r(\hat{A})$  – вероятность выполнения случайного события  $\hat{A}$ ;

 $\ddot{P}_{\rm прм}$  – мощность сигнала на входе приёмника – нормальная случайная величина с матожиданием  $M[\ddot{P}_{\rm прм}]$  и дисперсией  $\sigma^2[\ddot{P}_{\rm прм}]$ ;  $P_{\rm c min}$  – реальная чувствительность приёмника;  $P^*$  – требуемое (заданное) значение вероятности выполнения условия (1).

В диапазоне ОВЧ (до 300 МГц), как правило, используется не мощность сигнала, а напряжённость электромагнитного поля в точке приёма. Для определения взаимосвязи мощности сигнала  $P_{\rm прм}$  и напряжённости поля  $E_{\rm прм}$  воспользуемся известными в радиотехнике соотношениями:

$$P_{\rm npm} = \frac{U_{\rm npm}^2}{4r_{\rm cn}}; \ U_{\rm npm} = \frac{E_{\rm npm}\lambda_{\rm c}}{\pi} = \frac{E_{\rm npm}C}{\pi f_{\rm c}};$$
(2)

где λ<sub>c</sub>, *f*<sub>c</sub>, – длина волны и несущая частота сигнала; *r*<sub>cn</sub>=120π – сопротивление свободного пространства. Подстановкой получим

$$P_{\rm прм} = \left(\frac{\lambda}{4\pi}\right)^2 \frac{E_{\rm прм}^2}{30}; \quad E_{\rm прм} = \frac{2\pi}{\lambda} \sqrt{30P_{\rm прм}}.$$
 (3)

Как показано в (*Туляков Ю.М.*, 2015), мощность  $\ddot{P}_{npm}$ [дБВт] по условиям распространения радиоволн в городе, является нормальной случайной величиной (HCB) с матожиданием  $M[\ddot{P}_{npm}]$ , определение которого рассмотрено в разделе 2, и СКО  $\sigma^2[\ddot{P}_{npm}]=6.5...10$  дБ.

Воспользовавшись правилом 3 одля HCB, можно утверждать, что, если

$$M[\ddot{P}_{\rm npm}] + 3\sigma[\ddot{P}_{\rm npm}] < P_{\rm c nin}, \qquad (4)$$

то условие (1) выполняется с вероятностью  $P^*=0.99$ .

Неравенство (4) представляется целесообразным рассматривать в качестве критерия обеспечения недоступности РЭС при испытаниях на ЭМС для несанкционированного приёма.

При оценивании доступности РЭС в соответствии с критерием (4) особое значение приобретает понятие «охраняемая («контролируемая») зона». Как правило, под «охраняемой зоной» понимают ограждённую территорию предприятия, на которой ведутся испытания на ЭМС РЭС, а высокоэффективный приёмник для обеспечения несанкционированного доступа может находиться непосредственно за оградой предприятия. Поскольку размеры предприятия сравнительно невелики (до 1000 м), уровень сигнала РЭС на границе такой «охраняемой зоны» может оказаться выше допустимого порогового уровня без принятия специальных мер по экранированию сооружения, в котором проводятся испытания. Создание специализированных экранированных сооружений для исключения несанкционированного доступа к РЭС при такой трактовке «охраняемой зоны» носит высокозатратный, неэффективный и, как следствие, неоправданный характер. Реально в условиях большого города (например, в Москве) понятию «охраняемая зона» целесообразно дать иную, расширенную трактовку, так как здесь несанкционированный приём может осуществляться преимущественно со стационарных позиций в центре города в специально оборудованных и разрешённых для этого сооружениях. В то же время испытания на ЭМС РЭС проводятся на предприятиях, находящихся, как правило, на окраине города. Применительно к городу Москва это означает, что источник излучения может находиться относительно точки несанкционированного приёма на расстоянии *D*≥10 км. При этом территорию города в этой зоне можно в расширительном смысле определить как «охраняемую зону», поскольку размещение в ней (т.е. за пределами разрешённой территории) высокочувствительных средств для несанкционированного приёма радиосигналов должно быть исключено уполномоченными государственными организациями.

## 2. Оценивание уровня мощности радиосигнала на входе удаленного от РЭС приёмника в городских условиях

Для расчёта мощности сигнала на входе приёмника в условиях мегаполиса следует воспользоваться известными моделями для определения ослабления радиоволн на трассе распространения, такими как, модель Окамуры – Хата (Lee J.S., Miller L.E., 1998) или модель Бардина – Дымовича (Туляков Ю.М., 2015). Эти модели являются универсальными для прогнозирования характеристик распространения радиоволн в диапазоне ОВЧ и УВЧ в условиях мегаполиса, они нашли широкое применение и рекомендованы МСЭ для практического использования. Указанные модели учитывают сложный многолучевой характер распространения радиоволн в условиях мегаполиса, из-за чего ослабление радиосигналов на трассе распространения, а следовательно, и уровень его мощности на входе приёмника являются случайными величинами.

#### 2.1. Расчёт ослабления сигнала в городе на основе модели Окамуры – Хата

Модель Окамуры - Хата базируется на аппроксимации эмпирических измерений, проведённых Е. Окамурой, уравнениями распространения радиоволн в городе, полученных М. Хата. Модель состоит в прогнозе (оценке) среднего (медианного) значения ослабления радиоволн и, соответственно, уровня мощности сигнала на входе приёмника в городских условиях. Е. Окамура показал, что уровень ослабления радиоволн в городе в логарифмической шкале (в дБ) является нормальной случайной величиной с матожиданием, определяемым по формулам М. Хата, а среднеквадратичное отклонение для отечественных мегаполисов может составлять 6.5...10 дБ (Туляков Ю.М., 2010). С учётом этого мощность на входе приёмника также является НСВ и определяется отношением

$$\ddot{P}_{npM}[\textbf{A}\textbf{B}\textbf{B}\textbf{T}] = P_{npA}[\textbf{A}\textbf{B}\textbf{B}\textbf{T}] + G_{npA}[\textbf{A}\textbf{B}] + G_{npM}[\textbf{A}\textbf{B}] - [\ddot{L}_{p}] - L_{p}, \qquad (5)$$

где  $[\ddot{L}_{\rm p}]$  – ослабление радиоволн на трассе распространения;  $L_{\rm B}$  – ослабление радиоволн, обусловленное прохождением через стены сооружения, в котором проводятся испытания на ЭМС РЭС;  $P_{\rm прд}$ ,  $G_{\rm прд}$  – мощность передачи и коэффициент усиления передающей антенны;  $G_{\rm прм}$  – коэффициент усиления приёмной антенны.

В соответствии с выражением (5) НСВ  $\ddot{P}_{npM}$  имеет матожидание

$$M[\ddot{P}_{\rm npm}] = P_{\rm npq} + G_{\rm npq} + G_{\rm npm} - L_{\rm B} - M[\ddot{L}_{\rm p}], \qquad (6)$$

#### ОЦЕНИВАНИЕ ДОСТУПНОСТИ РАДИОИЗЛУЧЕНИЙ КА ДЛЯ НЕСАНКЦИОНИРОВАННОГО ПРИЁМА В ходе испытаний на электромагнитную совместимость радиоэлектронных средств

где матожидание ослабления на трассе определяется по формуле Окамуры – Хата:

$$M[\hat{L}_{p}][\mu B] = 69.55 + 26.16 \lg f_{c}[M\Gamma \mu] - -13.82 \lg h_{np,a}[M] - \alpha (h_{np,M}[M]) + (44.9 - 6.55 \lg h_{np,a}[M]) \lg D[\kappa M],$$
(7)

где  $h_{\text{прд}}$  – высота подъёма передающей антенны;  $h_{\text{прм}}$  – высота подъёма наземной антенны;  $f_{\text{с}}$  – несущая частота сигнала; D – расстояние между передатчиком и приёмником.

Поправочная величина  $\alpha(h_{\text{прм}})$  для мегаполисов определяется соотношениями:

$$\alpha(h_{\text{прм}}) = \begin{cases} 3.2 (\lg 11.75 h_{\text{прм}})^2 - 4.97, \text{для } f_c < 300 \text{ MFu}; \\ 8.29 (\lg 1.54 h_{\text{прм}})^2 - 1.10, \text{для } f_c \ge 300 \text{ MFu}. \end{cases}$$
(8)

Формулы (7), (8) получены при следующих ограничениях:  $f_c=150...1500$  МГц; D=1...20 км;  $h_{прд}=30...200$  м;  $h_{прм}=1...20$  м.

Для оценки среднего (медианного) ослабления радиоволн в диапазоне частот 1.5...2 ГГц...3 ГГц используется так называемая расширенная модель Хата (COST Hata), в соответствии с которой

$$M[\ddot{L}_{\rm p}] = 46.33 + (44.9 + 6.55 \lg h_{\rm npg}) \lg D + + 33.9 \lg f_{\rm c} - \alpha (h_{\rm npm}) - 13.82 h_{\rm npg} + 3,$$
(9)

где  $\alpha(h_{\text{прм}})$  определяется по формуле (8).

Для расчёта такой радиолинии в диапазоне OBЧ ( $f_c \leq 300 \text{ M}\Gamma\mu$ ), когда чувствительность приёмника определяется напряжённостью электромагнитного поля в точке приёма  $\ddot{E}_{npm}$  [дБ·В/м], можно воспользоваться известным соотношением для изотропных антенн (3), (4).

При этом  

$$\ddot{E}_{\text{прм}} = \ddot{P}_{\text{прм}} + 20 \lg f_{c} - 12.782 = P_{\text{прд}} + G_{\text{прд}} + G_{\text{прм}} - (10)$$
  
 $-M[\ddot{L}_{p}] - L_{B} + 20 \lg f_{c} - 12.782;$ 

$$M[E_{\rm прм}] = P_{\rm прд} + G_{\rm прд} + G_{\rm прм} - M[L_{\rm p}] - L_{\rm B} + + 20 \lg f_{\rm c} - 12.782,$$
(11)

где  $M[\ddot{L}_p]$  – определяется выражением (7) или (8), а  $\sigma[\ddot{L}_n] = 6.5...10$  дБ.

Следует отметить, что модель Окамуры – Хата распространяется и на условия малых городов и пригородов. Соответствующее выражение для  $M[\ddot{L}_p]$  приведено в (*Investigation of*..., 2001; *Lee J.S., Miller L.E.*, 1998).

## 2.2. Расчёт ослабления сигналов на основе модели Бардина – Дымовича

В соответствии с моделью Бардина – Дымовича эмпирическое выражение для определения усредненной (медианной) напряженности поля в точке приёма имеет вид (*Туляков Ю.М.*, 2015)

$$M[\ddot{E}_{_{\rm прм}}] = \frac{0.019h_{_{\rm прд}}\sqrt{P_{_{\rm прд}}G_{_{\rm прд}}G_{_{\rm прм}}}}{D^2}\sqrt{\frac{\lambda_{_{\rm c}}}{Z}}F,$$
(12)

где  $\ddot{E}_{npm}$  [мкВ/м] — напряжённость поля в точке приёма;

*h*<sub>прд</sub> [м], Р<sub>прд</sub> [Вт] – высота подъёма передающей антенны и мощность передатчика;

*G*<sub>прд</sub>, *G*<sub>прм</sub> – коэффициент усиления передающей и приёмной антенны;

 $\lambda_{c}$  [м] – длина волны сигнала;

Z [м] – расстояние от исследуемой точки до плоскости среднего уровня крыши зданий;

*D* [м] – расстояние между передатчиком и приёмником;

F – дополнительный множитель, определяемый эмпирически в зависимости от соотношения Z/b, где b [м] – половина средней ширины улиц (для типовых значений в мегаполисе Z=5 м, b=5 м, F=20).

При этом мощность сигнала на входе приёмника при согласовании сопротивления антенны и входного сопротивления приёмника *r*<sub>прм</sub> (для типовых приёмников *r*<sub>прм</sub>=50 Ом) определяется выражением:

$$P_{\rm npm} = \frac{\left(\vec{E}_{\rm npm} \frac{\lambda_{\rm c}}{\pi}\right)^2}{4r_{\rm npm}} = 5 \cdot 10^{-4} \lambda^2 E_{\rm npm}^2;$$
(13)

$$M[\ddot{P}_{\rm npm}] = 5 \cdot 10^{-4} \lambda_{\rm c}^2 M^2 [\ddot{E}_{\rm npm}].$$
(14)

Возможен также расчёт усреднённой (медианной) напряжённости поля в точке приёма по формуле Введенского (*Туляков Ю.М.*, 2015):

$$M[\ddot{E}_{\rm npm}] = \frac{2.18\sqrt{P_{\rm npg}G_{\rm npg}G_{\rm npm}}h_{\rm npg}h_{\rm npg}}{D^2\lambda_{\rm c}}, [{\rm M}\kappa{\rm B}/{\rm M}].$$
(15)

При необходимости пересчёта напряжённости поля в мощность сигнала можно воспользоваться соотношениями (13)–(14).

## 2.3. Ослабление сигнала, обусловленное прохождением через стены сооружения

Для оценки ослабления сигналов различными строительными материалами, в том числе экранирующими материалами, получен ряд экспериментальных данных (*Рыжов А.И.*, 2012; *Катруша А.Н.*, 2013). Так, в (*Рыжов А.И.*, 2012) показано, что в среднем ослабление мощности сигнала в кирпично-бетонной стене типовой толщиной 30 см на частотах до 3...4 ГГц может составлять

$$L_{\rm B} = \begin{cases} 10 \text{ дБ для кирпича;} \\ 10-15 \text{ дБ для бетона.} \end{cases}$$
(16)

Для усиления защитных свойств сооружения по отношению к несанкционированному приёму радиосигналов испытываемых РЭС могут быть применены экранирующие материалы, характеристики которых на частотах до 3...4 ГГц приведены в таблице 1 (*Катруша А.А.*, 2013).

#### таблица 1 – Характеристики экранирующих материалов

экранирующий материал	дополнительное ослабление сигнала $L_{\rm s}$ , дБ
металлизированная ткань	2030
лист фанеры, покрытый графитной краской	20
металлический лист	2030
солнцезащитная плёнка (шторы на окнах)	40

<b>таблица 2</b> – Относительная шумовая температура промышленнь	іх помех
--	----------

частота приёма, МГц	T <sub>пп</sub> /T <sub>0</sub> , дБ
300	20
1000	15
2000	10
4000	8

<b>таблица 3</b> – Темп	ература шумов	теплового	излучения	Земли
-------------------------	---------------	-----------	-----------	-------

угол возвышения антенны, град	T <sub>II3</sub> , °K
0	200
10	50
30	10

В (*Туляков Ю.М.*, 2010) показано применительно к диапазону ОВЧ (≤300 МГц), что ослабление напряжённости поля на границе улица – 1-й этаж сооружения может составлять 15...30 дБ (в зависимости от толщины стены и строительного материала, что может быть учтено в формулах (12)–(15).

## 3. Определение реальной чувствительности приёмника

Реальная чувствительность приёмника определяется по формуле

$$P_{\rm c\,min} = k \Delta f_{\rm m} T_{\rm m} \gamma^*, \tag{17}$$

где  $k=1.38\times10^{-23}$  Дж/К – постоянная Больцмана;  $\Delta f_{\rm m}$  – шумовая полоса пропускания приёмника;  $T_{\rm m}$  – шумовая температура приёмного тракта;  $\gamma^*$  – отношение сигнал/шум, требуемое для обеспечения заданного качества приёма.

Шумовая полоса пропускания приёмника определяется шириной спектра принимаемого сигнала:

$$\Delta f_{\rm m} = 1.1 \Delta f_{\rm c.} \tag{18}$$

Ширина спектра зависит от вида модуляции, применяемой для передачи информации, и от длительности элементарной посылки или скорости передачи информации *R*<sub>c</sub> в битах. Для типовых сигналов с фазовой манипуляцией (двоичной BPSK, квадратурной QPSK, М-й M-PSK) и манипуляции минимальным сдвигом (MMS) ширина спектра определяется по формулам:

$$\Delta f_{\rm c} = \frac{2}{T_{\rm c}} = 2\log_2 MR_{\rm c}$$
, для M-PSK; (19)

$$\Delta f_{\rm c} = \frac{1.5}{T_{\rm c}} = 1.5 R_{\rm c},$$
для MMS, (20)

где  $T_c$  – длительность элементарной посылки сигнала;  $R_c$  – скорость передачи информации; M – количество уровней фазовой манипуляции.

Шумовая температура приёмного тракта

$$T_{\rm III} = T_{\rm III npm} + T_{\rm IIIa}, \tag{21}$$

где шумовая температура приёмника

$$T_{\rm III \ \rm IPM} = T_0(N_{\rm III} - 1),$$
 (22)

где  $N_{\rm m}$  – коэффициент шума приёмника;  $T_0=273\ldots 290^{\circ}$  К.

Подстановкой (21)–(22) в (17) получим

$$P_{\rm cmin} = 1.1kT_0\Delta f_{\rm c}(N_{\rm III} - 1 + \frac{T_{\rm IIIA}}{T_0})\gamma^*;$$
(23)

$$T_{\rm ma} = T_{\rm ka} + T_{\rm nm} + T_{\rm ns},$$
 (24)

где  $T_{\kappa a}$  – шумовая температура конструкции антенны;  $T_{mn}$  – температура шумов, наводимых в антенне промышленными помехами в городе;  $T_{m}$  – температура шумов поверхности Земли (теплового радиоизлучения Земли).

Собственные шумы антенны составляют величину  $T_{\kappa a}/T_0=2$  дБ. Температура промышленных помех в городе относительно температуры внешней среды приведена в таблице 2 (*www.wl.unn.ru/materalials*).

#### ОЦЕНИВАНИЕ ДОСТУПНОСТИ РАДИОИЗЛУЧЕНИЙ КА ДЛЯ НЕСАНКЦИОНИРОВАННОГО ПРИЁМА В ходе испытаний на электромагнитную совместимость радиоэлектронных средств

Температура шумов теплового излучения Земли зависит от угла возвышения приёмной антенны над местным горизонтом: чем «ниже смотрит» антенна, тем больше воспринимает помехи от теплового радиоизлучения Земли. Эмпирические значения приведены в таблице 3 (*Кубанов В.П.*, 2013).

Определяющее значение для оценки возможностей приёма слабых сигналов имеет коэффициент шума приёмника. Для обеспечения несанкционированного доступа к «полезному» РЭС на фоне множества работающих в городских условиях мешающих РЭС (радиовещательные, телевизионные, радиолокационные, радиорелейные станции и др.) применяются, как правило, супергетеродинные приёмники с высокой избирательностью. Для профессиональных супергетеродинных приёмников с высокой избирательностью  $N_{\rm m}$ =10...12 дБ в полосе частот 5...25 МГц (приёмники CS-5020, CS-6040, MSDR и др.). Это обеспечивает реальную чувствительность в диапазоне ДЦВ и СМВ *P*<sub>с min</sub>=10<sup>-12</sup>...10<sup>-15</sup> Вт (-120...-150 дБВт), а в диапазоне ОВЧ Е<sub>с min</sub>=0.1...10 мкВ/м (*Титов А.А.*, 2010).

В профессиональных приёмниках прямого усиления на ЛБВ с применением фильтров из железоиттриевого граната можно получить  $N_{\rm m}$ =3...6 дБ в полосе частот 2...8 ГГц. Близкие отношения  $N_{\rm m}$  можно получить при использовании СВЧ-приборов на нитриде галлия. Однако применение таких высокочувствительных приёмников в городских условиях, как представляется, не эффективно.

Определение требуемого для технического анализа отношения сигнал/шум в формуле (23) рассматривается в разделе 4.

## 4. Определение требуемого отношения сигнал/шум на входе приёмника, обеспечивающего заданное качество обработки цифровых сигналов

Качество приёма цифровых сигналов оценивается вероятностью ошибочного приёма бита представленной информации (далее ВБО – вероятность битовой ошибки). Значение  $P_{\rm B}$  при приёме цифровых сигналов на фоне аддитивного белого гауссового шума (АБГШ) определяется видом модуляции и отношением энергии сигнала на бит к спектральной плотности мощности шума  $E_{\rm B}/N_0$ . При этом величина  $E_{\rm B}/N_0$  связана с отношением сигнал/шум на входе приёмника соотношением

$$\frac{E_{\scriptscriptstyle B}}{N_{\scriptscriptstyle 0}} = \frac{P_{\rm c}T_{\rm c}}{P_{\scriptscriptstyle \rm III}} = \frac{P_{\rm c}}{P_{\scriptscriptstyle \rm III}} \Delta f_{\rm c}T_{\rm c} = \frac{P_{\rm c}}{P_{\scriptscriptstyle \rm III}} \frac{\Delta f_{\rm c}}{R_{\rm c}}, \qquad (25)$$

где  $\frac{P_{\rm c}}{P_{\rm III}} = \gamma$  – отношение сигнал/шум;  $\Delta f_{\rm c}$  – ширина спектра сигнала;  $R_{\rm c}$  – скорость передачи информации.

Из (25) требуемое отношение сигнал/шум

$$\gamma_{\rm rp} = \left(\frac{P_{\rm c}}{P_{\rm III}}\right)_{\rm rp} = \frac{P_{\rm c}}{\Delta f_{\rm c}} \left(\frac{E_{\rm B}}{N_0}\right)_{\rm rp}.$$
(26)

ВБО для сигналов с наиболее эффективными видами фазовой манипуляции и манипуляции минимальным сдвигом определяется следующими выражениями (*Иевлев Д.Н.*, 2013; *Zuzen J., Petric A.*, 1998):

$$P_{_{\rm B}} = Q\left(\sqrt{\frac{2E_{_{\rm B}}}{N_0}}\right)$$
, для сигнала BPSK; (27)

$$P_{_{B}} \approx \frac{2}{\log_{2} M} Q \left( \sqrt{\log_{2} M \left(\frac{2E_{_{B}}}{N_{0}}\right)} \right) \sin \frac{\pi}{M}, \qquad (28)$$

для сигнала M-PSK;

$$P_{_{\rm B}} \approx Q\left(\sqrt{\frac{2E_{_{\rm B}}}{N_0}}\right)$$
, для сигнала QPSK; (29)

$$P_{_{\rm B}} = Q\left(\frac{E_{_{\rm B}}}{N_0}\right)$$
, для сигнала с MSK. (30)

В формулах (27)-(30)

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{\frac{t^{2}}{2}} dt.$$
 (31)

С использованием приведённых выше выражений для сигналов с конкретным видом модуляции по требуемому для проведения анализа сигнала с заданным качеством значению  $P_{\rm B}$  определяется величина ( $E_{\rm B}/N_0$ ). Как правило, эта задача решается графически, путём построения зависимости  $P_{\rm B}(E_{\rm B}/N_0)$  с использованием таблиц значения интеграла (31).

При больших значениях  $E_{\rm B}/N_0 >> 1$  можно воспользоваться приближенным выражением:

$$Q(x) \approx 1 - \exp\left(-\frac{x^2}{2}\right) / \sqrt{2\pi}x.$$
(32)

Величина  $P_{\rm B}^*$  может задаваться исходя из традиционных требований к цифровым системам передачи данных:

$$10^{-3} \le P_{\rm B}^* \le 10^{-5}.\tag{33}$$

Для проведения структурного анализа при несанкционированном доступе, как правило, требуется приём «чистого» неискаженного сегмента из n бит. Вероятность получения такого сегмента:

$$P_n = (1 - P_{\rm B})^n;$$
 (34)

$$P_{\rm B}^* = 1 - \sqrt[n]{P_{\rm B}^*}.$$
 (35)

Следует отметить, что на практике различают требуемое для получения  $P_{\rm B}^*$  отношение  $(E_{\rm B}/N_0)_{\rm TP}$  и реальное (принятое) значение  $(E_{\rm B}/N_0)$ , учитывающее энергетический запас  $\Delta$  на синхронизацию и учёт флуктуаций сигнала в городских условиях, уровень которых составляет 6.5...10 дБ относительно усредненного (медианного) значения. С учётом этого

$$\gamma_{\rm rp} = \frac{R_{\rm c}}{\Delta f_{\rm c}} \left[ \left( \frac{E_{\rm B}}{N_0} \right)_{\rm rp} + \Delta \right]. \tag{36}$$

# 5. Специальное программное обеспечение для оценивания доступности РЭС

Для оценки возможности несанкционированного доступа к РЭС может быть использован специальный программный продукт R&S PCT (*www/ ronde-schwarz.ru*), обеспечивающий выполнение расчётно-аналитических задач при размещении РЭС на местности с учётом размера городской застройки.

Базовый модуль обеспечивает расчёты и анализ доступности РЭС с известными или прогнозируемыми ТТХ, определение вероятности их обнаружения по различным моделям, в том числе по модели Окамуры – Хата.

Модуль РСТ обеспечивает расчёт и анализ для РЭС в диапазоне частот 20 МГц...50 ГГц, в том числе с использованием цифровой картографии и геоинформационной системы (ГИС). Основным результатом большинства расчётов является вычисление отношения сигнал/шум на входе приёмника с учётом ТТХ РЭС, параметров антенн, вида излучаемого сигнала и внешних условий (рельеф, городская застройка и т.п.). По вычисленному отношению сигнал/шум на цифровой топографической карте строятся зоны, в которых выполнение поставленной задачи обеспечивается полностью. Задача считается выполненной, если отношение сигнал/шум на входе приёмника обеспечивает приём и обработку цифровых сигналов с требуемым качеством. В модуле РСТ принято, что гарантированное выполнение любых поставленных задач обеспечивается при отношении сигнал/шум не менее 20 дБ.

Следует отметить, что наряду с моделью Окамуры – Хата для оценки ослабления радиоволн в городской местности используется модель ITU-R.P.1546.4 для диапазона частот 30 МГц...3000 МГц и длины трассы до 15 км. На трассах до 10 км модель ITU и модель Окамуры – Хата имеют сходные результаты (*Memod прогнозирования*..., 2009).

## 6. Требуемое отношение сигнал/шум при приёме цифровых сигналов с учётом шумов квантования и джиттера

Обработка цифровых сигналов при несанкционированном приёме включает операции квантования радиосигналов и синхронизацию с учётом так называемого джиттера, представляющего сдвиг тактовых точек сигнала относительно их истинного положения из-за неточного определения тактовой частоты. Это приводит к размыванию спектра и снижению отношения сигнал/шум.

Учёт дополнительных шумов, обусловленных квантованием и джиттером, приводит к следующему обобщённому выражению для отношения сигнал/ шум, требуемого для обеспечения заданного качества обработки сигналов (GNSS software receirer...):

$$\gamma_{\Sigma}^{*} = \frac{1}{\frac{1}{\gamma_{0}^{*}} + \frac{1}{\gamma_{j}} + \frac{1}{\gamma_{q}}},$$
(37)

где  $\gamma_0^*$  – величина требуемого отношения сигнал/ шум, определяемая без учёта шумов квантования и джиттера в соответствии с порядком, определенным в разделе 4;  $\gamma_j$  – отношение сигнал/шум, обусловленное влиянием джиттера;  $\gamma_q$  – отношение сигнал/шум, обусловленное влиянием ошибок квантования.

Величины  $\gamma_j$  и  $\gamma_q$  определяются в соответствии со следующими выражениями (*Bilal Amin*, 2016):

$$\gamma_j = \frac{1}{4\pi^2 \sigma_r^2},\tag{38}$$

где  $\sigma_r$  – СКО джиттера;

$$\gamma_q = 2^{2n} \frac{3f_s}{4\Delta f_c},\tag{39}$$

где  $f_s$  — частота дискретизации сигнала;  $\Delta f_c$  — ширина спектра сигнала;  $n=\log_2 N$ , где N — количество уровней квантования.

При оценке по максимуму правдоподобия можно определить нижнюю модифицированную границу Крамера – Рао MCRB<sub>ml</sub>(r) $\geq \sigma_r^*$  (*Chandram Prashanz*, 2016):

$$\frac{1}{T_{\rm c}^2} {\rm MCRB}(r) = \frac{1}{\pi^2 L_0} \frac{1}{E_{\rm c}/N_0},\tag{40}$$

где  $T_c$  – длительность символа;  $L_0T_c$  – интервал оценки СКО джиттера;  $E_c/N_0$  – отношение сигнал/ шум на символ.

Учёт шумов квантования и джиттера ведёт к возрастанию требуемого отношения сигнал/шум  $\gamma_0^*$  до  $\gamma_{\Sigma}^*$ , определяемого по формуле (37) и, как следствие, к снижению реальной чувствительности приёмника.

## 7. Влияние узкополосных помех на качество приёма цифровых сигналов

Вероятность битовой ошибки при воздействии узкополосной помехи мощностью  $P_{\pi}$  и отстройкой по частоте от полезного сигнала  $\Delta f$  изменяется в диапазоне (*Simon M.K.*, 1999):

$$P_{\rm B min} < P_{\rm B} \le P_{\rm B max}, \tag{41}$$

где

$$P_{\rm Bmin} = \frac{1}{2} \operatorname{erf}_{\rm c} \left( \sqrt{\frac{E_{\rm B}}{N_0}} \right); \tag{42}$$

#### ОЦЕНИВАНИЕ ДОСТУПНОСТИ РАДИОИЗЛУЧЕНИЙ КА ДЛЯ НЕСАНКЦИОНИРОВАННОГО ПРИЁМА В ходе испытаний на электромагнитную совместимость радиоэлектронных средств

$$P_{\text{B} \text{ max}} = \frac{1}{2} \operatorname{erf}_{c} \left\{ \sqrt{\frac{E_{\text{B}}}{N_{0}}} \left[ 1 + \sqrt{\frac{P_{\text{n}}}{P_{c}}} \left| \frac{\sin \pi \Delta f T_{\text{B}}}{\pi \Delta f T_{\text{B}}} \right| \right] \right\} + \frac{1}{4} \operatorname{erf}_{c} \left\{ \sqrt{\frac{E_{\text{B}}}{N_{0}}} \left[ 1 - \sqrt{\frac{P_{\text{n}}}{P_{c}}} \left| \frac{\sin \pi \Delta f T_{c}}{\pi \Delta f T_{c}} \right| \right] \right\};$$

$$\operatorname{erf}_{c}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{t^{2}} dt.$$

$$(43)$$

При максимальной отстройке по частоте  $\Delta f = \frac{1}{2T} \frac{\sin \pi \Delta f T_{\rm B}}{\pi \Delta f T} = \frac{2}{\pi}$ 

$$2I_{\rm B} \pi \Delta y I_{\rm B} \pi$$

$$P_{\rm Bmax} = \frac{1}{4} erf_{\rm c} \left\{ \sqrt{\frac{E_{\rm B}}{N_0}} \left( 1 + \frac{2}{\pi} \sqrt{\frac{P_{\rm m}}{P_{\rm c}}} \right) \right\} +$$

$$+ \frac{1}{4} erf_{\rm c} \left\{ \sqrt{\frac{E_{\rm B}}{N_0}} \left( 1 - \frac{2}{\pi} \sqrt{\frac{P_{\rm m}}{P_{\rm c}}} \right) \right\}.$$
(44)

Увеличение  $P_{\rm B}$  за счёт воздействия помехи приводит к необходимости увеличения  $(E_{\rm B}/N_0)_{\rm TP}$  для обеспечения требуемого качества приёма  $P_{\rm B}^*$  и, как следствие, к ухудшению реальной чувствительности приёмника при воздействии на него мешающего сигнала. С другой стороны, выражения (42)–(43) указывают на то, что для снижения доступности излучения РЭС КА при испытаниях на ЭМС РЭС целесообразно преднамеренное излучение мешающего сигнала, гарантирующее необходимое снижение качества несанкционированного приёма.

## 8. Алгоритм оценивания доступности излучения РЭС для несанкционированного приёма в ходе испытаний на ЭМС РЭС

Шаг 1. Ввести исходные данные о РЭС:  $f_c$ ,  $\Delta f_c$ ,  $P_{прд}$ ,  $G_{прд}$ ,  $R_c$ ,  $T_c$ , вид модуляции (М),  $h_{прд}$ .

Шаг 2. Ввести параметры, характеризующие распространение радиоволн:  $D, T_{nn}, T_{n3}, \sigma[\ddot{P}_{npM}], L_{B.}$ 

Шаг 3. Ввести исходные данные по приёмному тракту:  $G_{\text{прм}}$ ,  $h_{\text{прм}}$ ,  $N_{\text{ш}}$ ,  $T_{\text{ка}}$ , включая характеристики квантования и джиттера:  $L_0, f_c, \sigma_r, n$  и энергетического запаса  $\Delta$ .

Шаг 4. Ввести требуемые параметры  $P_{\rm B}^*$  и  $\gamma^*$ , определяющие заданное качество приёма.

Шаг 5. Рассчитать  $M[\ddot{L}_p]$  по формуле (7) или (9) с учётом формулы (8).

Шаг 6. Рассчитать  $M[\ddot{P}_{npm}]$  по формуле (6).

Шаг 7. Для установленного вида модуляции рассчитать график зависимости  $P_{\rm B}(E_{\rm B}/N_0)$ ; по одной из формул (27)–(31) для заданного  $P_{\rm B}^*$  определить  $(E_{\rm B}/N_0)_{\rm TP}$ . Шаг 8. Установить энергетический запас и определить требуемое отношение сигнал/шум по формуле (37) без учёта шумов квантования и джиттера.

Шаг 9. Рассчитать реальную чувствительность по формуле (23) с учётом формулы (24) без учёта влияния шумов квантования и джиттера.

Шаг 10. Проверить выполнение неравенства (4): при его выполнении может быть сделан вывод о недоступности РЭС для несанкционированного приёма с гарантией  $P^*=0.99$ ; в противном случае перейти на шаг 11.

Шаг 11. Определить  $\gamma_j$  и  $\gamma_q$  по формулам (38)–(39) с учётом формулы (40).

Шаг 12. Определить требуемое отношение сигнал/ шум по формуле (37) с учётом определенного на шаге 7 значения  $\gamma_0 = (E_{\rm B}/N_0)_{\rm rp}$ .

Шаг 13. Определить реальную чувствительность приёмника по формуле (23) с учётом (24) и с учётом замены в (23)  $\gamma^*$  на  $\gamma^*_{\Sigma}$  определённый на шаге 11.

Шаг 14. Проверить выполнение неравенства (4). При его выполнении сделать вывод о недоступности РЭС для несанкционированного приёма, в противном случае необходимо принять дополнительные меры по снижению доступности РЭС:

- уменьшить мощность передачи в направлении несанкционированного приёмника путём поворота диаграммы направленности антенны, т.е. искусственно снизить в этом направлении  $G_{\text{прм}} \Delta G$ ;
- поставить узкополосную помеху и осуществить пересчёт *P*<sub>в</sub> по формуле (42)–(43); путём изменения значения *P*<sub>п</sub> добиться достижения требуемого для выполнения неравенства (4) *P*<sup>\*</sup><sub>в</sub>;
- увеличить L<sub>в</sub> за счёт экранирования сооружения до значения, обеспечивающего выполнение неравенства (4).

Следует отметить, что операции на шагах 9 и 10 могут быть пропущены без потери конечного результата.

#### заключение

Оценивание доступности РЭС для несанкционированного доступа в ходе испытаний на ЭМС РЭС, как правило, проводится применительно к распространению радиоволн в свободном пространстве и приёму радиосигналов на фоне АБГШ при размещении приёмника в непосредственной близости от периметра предприятия. Это приводит к завышенным оценкам и, как следствие, к неоправданным затратам по обеспечению экранирования строений, где проводятся испытания.

В статье приведена методика оценивания доступности РЭС для несанкционированного приёма,

учитывающая особенности ослабления радиоволн в городской местности; воздействие на приёмник промышленных помех и шумов радиоизлучения земной поверхности; особенности приёма радиосигналов с различными видами модуляции, в том числе влияние на приём сигналов таких операций, как квантование и синхронизация, имеющих место при несанкционированном приёме. Приведены характеристики ослабления радиоволн при прохождении через стены строения, в том числе с использованием различных экранирующих материалов. Показана возможность противодействия несанкционированному доступу к РЭС путём постановки узкополосной помехи в направлении на возможное место размещения приёмника.

Приведены алгоритмы оценивания доступности РЭС для несанкционированного приёма, а также сведения о специальном программном обеспечении для решения этой задачи, включая ГИС, 3D-модели города и цифровой рельеф местности.

Следует отметить, что приведённые соотношения и формулы имеют дуальный характер и могут быть использованы для решения обратной задачи – оценки потенциальной возможности радиомониторинга источников радиоизлучения, представляющих оперативный интерес, в условиях города.

#### список литературы

Воличенко А.Г., Королев Ю.Н. Средства цифровой телеметрической радиолинии, используемые при испытаниях и эксплуатации межорбитального космического буксира «ФРЕГАТ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С.71-77.

*Иевлев Д.Н.* Цифровые каналы передачи данных. Нижегородский государственный университет, 2013. 53 с.

Катруша А.Н. Экспериментальные исследования ослабления радиоволн строительными экранирующими материалами в диапазоне частот 800 МГц– 17 ГГц // Журнал радиоэлектроники. 2013. № 8. С. 4-8.

*Кубанов В.П.* Антенны и фидеры. Назначение и параметры. Самара, 2013. 61 с.

Метод прогнозирования для трасс связи для наземных служб в диапазоне частот от 30 МГц до 3000 МГц // Рекомендации МСЭ.R. Р/1546-4. 2009. № 10.

Рыжов А.И. Ослабление сверхширокополосных хаотичных сигналов диапазона 3–5 ГГц при прохождении через стены здания // Журнал радиоэлектроники. 2012. № 5. С. 15-30.

*Титов А.А.* Инженерно-техническая защита информации. ТУСУР, 2010. 197 с.

*Туляков Ю.М.* Пространственная надежность прохождения радиосигналов со сложной многолучевой структурой распространения в условиях города (на улице и при проникновении в помещения) // Радиофизика. Вестник Нижегородского университета. 2010. № 5 (1). С. 75-84.

*Туляков Ю.М.* Разработка методов повышения надежности подвижной радиосвязи: дис... докт. техн. наук. М., 2015. 330 с.

[Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2016. URL: www.ronde-shchwarz.ru (дата обращения: 01.06.2016).

[Электронный pecypc] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2016. URL: www.wl.unn.ru/materials/courses/protect-Orlov/ doc (дата обращения: 01.06.2016).

*Bilal Amin.* Jitter analysis of QPSK and BOC (n,n) GNSS // [Электронный ресурс]. Системные требования Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 31.05.2016. URL: www.academia.edu (дата обращения: 1.06.2016).

*Chandan Prashanth.* Symbol timing Recovery of SOQPSK // International Telemetering conference Proceedings. 2016. 10 р. // [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 24.10.2016. URL: http://hdl.handle. net/10150/604518 (дата обращения: 24.10.2016).

GNSS Software receiver sampling noise and clock jitter performance and impact analysis // [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 26.05.2016. URL: www.ignss.org> link.aspx (дата обращения: 01.06.2016).

Investigation of Modified Hata propagation models // Spectrum Planning Report Document: SP 2/01. 2001. 14 p.

*Lee J.S., Miller L.E.* CDMA systems engineering handbook. Artech House. Boston-London, 1998. 1228 p.

Simon M.K. Performance of coherent binary phaseshift keying (BPSK) with Costas-loop tracking in the presence of interference // TMO Progress Report 42-139. 1999. V. 15. 24 p. [Электронный ресурс] Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 24.10.2016. URL:www.citeseers.ist.pst.edu/viewdoc/do wnload?doi=10.1.1.526.2990&rep=rep&type=pdf (дата обращения: 24.10.2016).

Zuzen J., Petrick A. Tutorial on Basic Link Budget Analysis // Application Note. AN 98. 1998. 1. P. 4.

Статья поступила в редакцию 18.07.2016 г.

## МЕТОДИКА ЮСТИРОВКИ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ КА В ПОЛЁТЕ



П.Е. Розин<sup>1</sup>, info@dauria.ru; P.E. Rozin

В статье предложена методика юстировки (определения ориентации измерительных осей) гироскопического измерителя вектора угловой скорости относительно измерительных осей звёздного датчика в полёте. Описаны логика и алгоритм управления системой ориентации и стабилизации космического аппарата на этапе проведения юстировочной операции. На примере численного моделирования управляемого движения дана оценка точности юстировки при использовании предложенной методики.

Ключевые слова: задача Вабы; юстировка гироскопа; сингулярное разложение матрицы.

## введение

Многие современные космические аппараты используют в своём составе гироскопический измеритель вектора угловой скорости (ГИВУС) на базе микромеханических твёрдотельных гироскопов. Размеры такого ГИВУС, как правило, не превосходят нескольких миллиметров. При этом прибор включает в себя три чувствительных элемента для измерения скорости вращения КА. Установка ГИВУС на КА

## METHODS OF ADJUSTING OF THE INERTIAL MEASUREMENT UNIT IN FLIGHT



**В.Р. Кусова<sup>2</sup>**, kusova@tsniimash.ru; **V.R. Kusova** 

The article aims to present the method of adjusting (measurement axes orientation determination) of the angular speed gyroscopic measurement device relative to the measurement axes of the star tracker in flight. The logic and the algorithm of the SC attitude control system during adjusting operations are described. By the results of the numerical modeling of the controlled motion the assessment of accuracy of the adjustment using the suggested methodic is presented.

Key words: Whaba`s problem; gyro adjustment; singular value decomposition.

зачастую осуществляется с неудовлетворительной точностью – до нескольких десятков градусов относительно строительной системы координат. Точное определение положения ГИВУС относительно осей аппарата требует изготовления соответствующей оснастки и применения поворотной платформы, способной с высокой точностью обеспечить реализацию вектора угловой скорости. Кроме того, во время про-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ООО «Даурия – спутниковые технологии», Россия, Московская область, Сколково.

Dauria – Satellite Technology Ltd., Russia, Moscow region, Skolkovo.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королёв.

Federal Enterprice «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

ведения юстировочных операций потребуется использование помещения, в котором обеспечивается низкий уровень вибраций посадочного места гироскопа, а также учёт вращения Земли. В случае если масса аппарата превышает несколько десятков килограмм, изготовление такой платформы требует существенных затрат.

Целью данной работы является разработка методики юстировки ГИВУС относительно осей звёздного датчика, материализующего базовую систему координат, в которой осуществляется управление аппаратом средствами бортового программного обеспечения в полёте, без проведения калибровочных операций на Земле.

## 1. Задача определения ориентации ГИВУС относительно звёздного датчика

Задача юстировки ГИВУС, т.е определения ориентации его измерительных осей относительно некоторой базовой системы координат, материализуемой измерительными осями звёздного датчика, сводится к решению задачи Вабы. Эта задача была сформулирована американским математиком Грейсом Вабой в 1965 году (*Wahba G.*, 1965), а её решение сводится к поиску алгоритма, позволяющего найти минимум функционала вида (1).

$$J(R) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N} a_i \| \overline{w}_i - R \overline{v}_i \|^2, \qquad (1)$$

где  $\overline{w_i}$  – вектор угловой скорости вращения КА в проекции на оси измерительной системы координат звёздного датчика;

 $\overline{v}_i$  — вектор угловой скорости вращения КА в проекции на оси измерительной системы координат ГИВУС;

*R* – искомая матрица поворота;

*а*<sub>*i*</sub> – весовой коэффициент.

За время существования задачи Вабы были предложены несколько методов поиска минимума функционала (1). Воспользуемся одним из них (*Markley F.L.*, 1988), который заключается в определении матрицы R через сингулярное разложение матрицы вида

$$F = \sum_{i=1}^{N} a_i \, \overline{w}_i \, \overline{v}_i^T.$$

Сингулярное разложение матрицы *F* имеет вид (*William H. Press et al.*, 2002)

 $F = USV^*$ ,

где S=diag( $s_1, s_2, s_3$ ) и  $s_1, s_2, s_3$  – сингулярные числа; V и U – унитарные матрицы;  $V^*$  – сопряжённо-транспонированная матрица к матрице V. Тогда матрица Rопределяется соотношением из (1):

#### $R = UMV^*$ ,

где M = diag(1, 1, |U||V|).

Для юстировки требуется знать проекции направления вектора угловой скорости на измерительные оси ГИВУС и звёздного датчика. Таким образом, при юстировке требуется предварительная калибровка систематического дрейфа нулевого сигнала ГИВУС и постоянное смещение нулевого сигнала от запуска к запуску. Далее будем полагать, что калибровка была проведена.

## 2. Алгоритм управления КА на этапе юстировки ГИВУС

На этапе юстировки предлагается осуществлять управление угловым движением КА только по информации звёздного датчика, без использования в формировании управляющих сигналов данных ГИВУС. Исполнительными органами в режиме управления могут быть любые органы, обеспечивающие трёхосную стабилизацию КА относительно инерциального пространства. Это могут быть как двигатели-маховики, гиродины, так и реактивные двигатели малой тяги. Для оценки вектора состояния системы, по аналогии с (Беляев Б.Б., Ульяшин А.И., 2014), предлагается использовать наблюдатель динамической системы, работа которого формализуется следующими соотношениями (уравнения вращательного движения КА представлены в (Беляев Б.Б., Жиряков А.В. и др., 2016)):

1. Прогноз углового движения в трёх каналах управления определяется соотношением

$$\overline{x_i} = A\overline{x_{i-1}} + B\overline{u_i} \tag{2}.$$

где

$$A = \begin{bmatrix} \operatorname{diag}(1,1,1) & \operatorname{diag}(T,T,T) \\ 0_{3\times 3} & \operatorname{diag}(1,1,1) \\ 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} \end{bmatrix};$$

$$B = \begin{bmatrix} \operatorname{diag}(0.5T^{2}, 0.5T^{2}, 0.5T^{2}) \\ \operatorname{diag}(T,T,T) \\ 0_{3\times 3} \end{bmatrix};$$

$$\bar{u}_{i} = \begin{bmatrix} J_{xx}^{-1}M_{x,i} \\ J_{yy}^{-1}M_{y,i} \\ J_{zz}^{-1}M_{z,i} \end{bmatrix} + \bar{a}_{i}^{\scriptscriptstyle B}, \bar{x}_{\bar{i}} = \begin{bmatrix} \Delta \bar{\varphi}_{i} \\ \Delta \bar{\varphi}_{i} \\ J_{zz}^{\scriptscriptstyle B} \end{bmatrix};$$

$$\Delta \bar{\varphi}_{i} = \begin{bmatrix} \Delta \varphi_{x,i} \\ \Delta \varphi_{y,i} \\ \Delta \varphi_{z,i} \end{bmatrix}, \ \Delta \bar{\varpi}_{i} = \begin{bmatrix} \Delta \omega_{x,i} \\ \Delta \omega_{y,i} \\ \Delta \omega_{z,i} \end{bmatrix}, \ \bar{a}_{i}^{\scriptscriptstyle B} = \begin{bmatrix} a_{x,i}^{\scriptscriptstyle B} \\ a_{y,i}^{\scriptscriptstyle B} \\ a_{z,i}^{\scriptscriptstyle B} \end{bmatrix};$$

*T* – такт задачи системы ориентации и стабилизации КА;

 $\overline{x_i}$  – априорное значение расширенного вектора состояния системы на *i*-м такте;

#### МЕТОДИКА ЮСТИРОВКИ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА Угловой скорости ка в полёте

 $\Delta \bar{\varphi}_i$  – априорные значения углового отклонения от требуемой ориентации на *i*-м такте;

 $\Delta \overline{\omega}_i$  — априорные значения отклонения от требуемой угловой скорости на *i*-м такте;

 $\bar{a}_{i}^{\text{в}}$  – апостериорные значения возмущающих ускорений на *i*-м такте;

 $M_{x,i}$  – управляющие сигналы на исполнительные органы на *i*-м такте.

2. Коррекция вектора состояния при поступлении данных со звёздного датчика определяется соотношением

 $\overline{x}_i^+ = \overline{x}_i^- + K(\Delta \overline{\varphi}_{\text{H3M}} - \Delta \overline{\varphi}_i),$ 

где

 $K = \begin{bmatrix} \operatorname{diag}(k_{\varphi_x}, k_{\varphi_y}, k_{\varphi_z}) \\ \operatorname{diag}(k_{\omega_x}, k_{\omega_y}, k_{\omega_z}) \\ \operatorname{diag}(k_{a_x}, k_{a_y}, k_{a_z}) \end{bmatrix};$ 

Δφ
<sub>изм</sub> – угловые отклонения от требуемой ориентации КА по информации звёздного датчика;

 $k_{\phi,i}$  – коэффициенты наблюдателя по угловому отклонению от требуемой ориентации;

 $k_{\omega,i}$  – коэффициенты наблюдателя по отклонению от требуемой угловой скорости;

 $k_{a,i}$  – коэффициенты наблюдателя по возмущающему ускорению;

 $\overline{x}_i^+$  – апостериорное значение расширенного вектора состояния системы на *i*-м такте.

В зависимости от типа используемого наблюдателя динамической системы коэффициенты наблюдателя являются либо константами, либо рассчитываются из рекуррентных соотношений. А уравнение (2), в случае фильтра Калмана, дополняется соотношением для шума измерений.

Управляющий сигнал на исполнительные органы формируется согласно комбинированному регулятору (ПД-регулятор с компенсацией возмущений).

## 3. Логика работы системы ориентации и стабилизации при проведении юстировки

В случае разворота КА с постоянным направлением вектора угловой скорости задача Вабы имеет бесконечное множество решений. Однако при реализации разворотов с существенным изменением направления вектора угловой скорости становится возможным определить искомую матрицу *R* из соотношения (1), которая будет определять ориентацию измерительных осей ГИВУС относительно звёздного датчика. Логику работы системы ориентации и стабилизации при проведении юстировки можно представить в виде нижеприведённой последовательности действий. Пусть текущая ориентация КА определяется кватернионом Q. Введём понятие «программное склонение» вокруг орта  $\overline{e}$  с угловой скоростью  $\omega$  как процедуру счисления текущей требуемой ориентации КА согласно соотношениям:

$$P_{0}=Q, P_{i}=P_{0}\circ dP, \psi_{0}=0, \psi_{i}=\psi_{i-1}+\omega T;$$
(3)

 $dP = [\cos(0.5\psi_i) e_x \sin(0.5\psi_i) e_y \sin(0.5\psi_i) e_z \sin(0.5\psi_i)],$ 

где  $P_i$  – требуемый кватернион ориентации на *i*-м такте;  $\psi_i$  – угол поворота на *i*-м такте; dP – кватернион поворота.

После накопления N измерений осуществляется изменение направления поворота. В общем случае изменение может быть произвольным, однако наилучшим вариантом является выбор вектора  $\overline{e_1}$ , ортогонального к  $\overline{e}$ . По аналогии с (3) осуществляется расчёт новой программы ориентации для орта  $\overline{e_1}$ и угловой скорости  $\omega_1$ , после чего осуществляется накопление ещё N измерений и формирование матрицы F. Таких разворотов может быть n. Однако минимальным достаточным количеством является формирование программы ориентации для двух отличных ортов вектора поворота.

Имея из наблюдателя динамической системы значения  $\Delta \overline{\omega}_i$ , можно вычислить вектор  $\overline{w}_i = (\Delta \overline{\omega}_i + \overline{e}_j \, \omega_j)^0$ , а вектор  $\overline{v}_i = \overline{\Omega}_i^0$  где  $\overline{\Omega}_i$  – вектор угловой скорости в роекции на измерительные оси ГИВУС, j=0...n – номер программы ориентации.

## 4. Результаты численного моделирования

Рассмотрим КА, для которого  $J_{xx}^{-1}=0.33333$  кг<sup>-1</sup>м<sup>-2</sup>,  $J_{yy}^{-1}=J_{zz}^{-1}=2$  кг<sup>-1</sup>м<sup>-2</sup>, а центробежные моменты инерции пренебрежимо малы.

Шумовую составляющую ГИВУС представим в виде гауссовского белого шума с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратичным отклонением в каждом из измерительных каналов  $\sigma=20$  угл. с. Такт получения данных с ГИВУС равен такту управления *T*=0.1 с.

Шумовую составляющую звёздного датчика представим в виде гауссовского белого шума с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратичным отклонением  $\sigma_{y,z}=10$  угл. с и  $\sigma_x=70$  угл. с. Такт получения данных со звёздного датчика  $T_3=0.5$  с.

Рассматривалась юстировка ГИВУС КА, находящегося на околоземной круговой солнечно-синхронной орбите высотой 650 км. Из возмущающих факторов учитывался гравитационный возмущающий момент.

Коэффициенты наблюдателя динамической системы примем постоянными:

 $K = \begin{bmatrix} \text{diag}(0.8, 0.8, 0.8) \\ \text{diag}(0.3, 0.3, 0.3) \\ \text{diag}(0.01, 0.01, 0.01) \end{bmatrix}.$ 

таблица – Результаты оценки точности юстировки по методу Монте – Карло

параметр	математическое ожидание ошибки,°	СКО ошибки, °
Δα	-0.25798	0.020834
Δβ	0.092651	0.02795
Δγ	0.205635	0.0397

Моделирование будем осуществлять при следующей программе ориентации:

1. Первые 120 с моделирования  $\bar{e} = [1 \ 0 \ 0]^T$ ,  $\omega = 0.2^{\circ}/c$ .

2. Вторые 120 с моделирования  $\overline{e} = [0 \ 1 \ 0]^T$ ,  $\omega = 0.2^{\circ}/c$ .

3. Третьи 120 с моделирования  $\overline{e} = [0 \ 0 \ 1]^T$ ,  $\omega = 0.2^{\circ}/c$ .

4. Четвёртые 120 с моделирования  $\overline{e} = [0.866 \ 0 \ 0.5]^T$ ,  $\omega = 0.2^{\circ/c}$ .

5. Пятые 120 с моделирования  $\overline{e} = [0 - 0.866 - 0.5]^T$ ,  $\omega = 0.2^{\circ}/c$ .

6. Шестые 120 с моделирования  $\overline{e} = [0.5 \ 0.866 \ 0]^T$ ,  $\omega = 0.2^{\circ}/c$ .

Суммарное количество регистрируемых измерений N=6000. Перекос измерительной системы координат ГИВУС относительно измерительной системы координат звёздного датчика зададим матрицей D:

	٢1	0	0 -	[ cosβ	0	-sinβ	Γ	cosγ	sinγ	0	1
D=	0	cosα	$sin\alpha$	0	1	0		$-\sin\gamma$	cosγ	0	,
	0	$-sin\alpha$	cosa	L sinβ	0	cosβ	L	0	0	1.	]
D=	000	cosα –sinα	sinα cosα	$\begin{vmatrix} 0\\ \sin\beta \end{vmatrix}$	1 0	$0 \cos\beta$		–sinγ 0	cosγ 0	(	) 1.

где а=10°, β=15°, γ=-24°.

Для оценки точности юстировки воспользуемся простым соотношением для определения матрицы ошибок  $E=D\cdot R$ . Углы поворота, определяемые из матрицы E, характеризующие точность юстировки, обозначим  $\Delta \alpha$ ,  $\Delta \beta$ ,  $\Delta \gamma$ . Для оценки точности воспользуемся методом Монте – Карло и проведём 50 сеансов калибровки с одинаковыми начальными условиями. Результаты представлены в таблице.

Следует отметить, что точность юстировки достаточно сильно зависит от настроек автомата стабилизации (коэффициентов наблюдателя динамической системы), точности измерительных приборов (ГИВУС и звёздного датчика), количества программ ориентации и скорости разворота, поэтому планирование данного сеанса должно быть индивидуальным для каждого КА. При этом точность юстировки не зависит от  $\alpha$ ,  $\beta$  и  $\gamma$  (см. таблицу).

Следует отметить, что точность юстировки достаточно сильно зависит от настроек автомата стабилизации (коэффициентов наблюдателя динамической системы), точности измерительных приборов (ГИВУС и звёздного датчика), количества программ ориентации и скорости разворота, поэтому планирование данного сеанса должно быть индивидуальным для каждого КА. При этом точность юстировки не зависит от величин α, β и γ.

## выводы

В статье представлена методика юстировки ГИВУС, в основе которой лежит сингулярное разложение матрицы для решения задачи Вабы и организация специального юстировочного режима управления со стороны системы ориентации и стабилизации КА. Применение данного алгоритма в составе бортового программного обеспечения позволяет определить ориентацию измерительной системы координат ГИВУС в полёте без привлечения каких-либо дорогостоящих средств для наземной отработки КА.

## список литературы

Беляев Б.Б., Жиряков А.В., Нестерин И.М., Суйменбаев Б.Т. и др. Исследование влияния механических систем космического аппарата на прецизионность ориентации и стабилизации демонстрационной солнечной электростанции // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 91-99.

Беляев Б.Б., Ульяшин А.И., Ковалёв Ф.А. Система точного гидирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 108-113.

*Markley F.L.* Attitude Determination using Vector Observations and the Singular Value Decomposition // Journal of the Astronautical Sciences. 1988. 38. P. 245-258.

*Wahba G.* Problem 65–1: A Least Squares Estimate of Spacecraft Attitude // SIAM Review. 1965. 7 (3). P. 409.

*William H. Press, Saul A. Teukolsky, William T. Vetterling, Brian P. Flannery.* 2.6 Singular Value Decomposition. Numerical Recipes in C. 2<sup>nd</sup> edition. Cambridge: Cambridge University Press, 2002. 925 p. ISBN 0-521-43108-5.

Статья поступила в редакцию 31.10.2016 г.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ТОПЛИВНЫХ БАКАХ С КАПИЛЛЯРНЫМИ СИСТЕМАМИ ОТБОРА КРИОГЕННЫХ КОМПОНЕНТОВ

### Д.А. Ягодников<sup>1</sup>,

доктор технических наук, kafedra-e1@yandex.ru; **D.A. Jagodnikov** 

## И.В. Лоханов<sup>2</sup>,

кандидат технических наук, lokhanov@laspace.ru; I.V. Lokhanov

#### В.Б. Сапожников<sup>1</sup>,

доктор технических наук, kafedra-e1@yandex.ru; V.B. Sapozhnikov

## **А.В.** Новиков<sup>1</sup>,

кандидат технических наук, kafedra-e1@yandex.ru; A.V. Novikov

Статья посвящена описанию экспериментальной методики исследования работы капиллярных разделителей фаз топливных баков жидкостных ракетных двигателей на установке маятникового типа, позволяющей определять однозначные начальные граничные условия при нелинейном характере плесканий жидкости. Полученные результаты подтверждают возможность использования разработанной экспериментальной методики для проведения модельных исследований при разработке перспективных внутрибаковых заборных устройств ЖРД на криогенных компонентах.

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель; капиллярные системы отбора жидкости; капиллярные разделители фаз; модельные испытания; невесомость.

## введение

В процессе работы ЖРД, обеспечивающих выполнение полётных заданий космических летательных аппаратов (КЛА), основными факторами, влияющими на их стабильную работу, являются малая гравитация и знакопеременные нагрузки, связанные с осуществлением орбитальных манёвров. При этом на первый план выдвигается задача обеспечения сплошности компонента топлива на входе в заборные магистрали окислителя и горючего. Существует несколько типов устройств для разделения жидкой и газовой фаз –

## The article presents a description of the experimental methodic for studies of capillary phase separators operations of propellant tanks of liquid rocket propulsions at facility of pendulum type, permitting to define unambiguous initial limitations at non-linear nature of liquid sloshing. The obtained results have proven a feasibility of usage of the elaborated experimental methodic for performance of model studies for development of advanced tank propellant management devices for cryogenic liquid rocket propulsion systems.

Key words: liquid rocket propulsion; liquid management capillary systems; capillary phase separators; model tests; zero-G conditions.

мешки, сильфоны, поршни, центробежные сепараторы, капиллярные системы отбора жидкости (КСОЖ) (Основы теории и расчета ЖРД, 1993).

Так, в частности, для обеспечения подачи компонентов топлива в двигательную установку межорбитального космического буксира «ФРЕГАТ» в условиях малой гравитации используется эластичное вытеснительное устройство в виде оболочки, выполненной из дублированного фторопластового материала (*Александров Л.Г., Кузьмин О.А., Макаров В.П.*, 2014).

## EXPERIMENTAL AND METHODICAL ASSURANCE OF STUDIES OF HYDRO-DYNAMIC PROCESSES IN PROPELLANT TANKS WITH CAPILLARY CRYOGENIC COMPONENTS MANAGEMENT SYSTEMS

**Н.И.** Авраамов<sup>1</sup>,

N.I. Avraamov

кандидат технических наук, kafedra-e1@yandex.ru;

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> МГТУ имени Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва. MGTU by N.E. Bauman, Russia, Moscow.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.
Для разделения жидкой и газовой фаз компонентов топлива в двигательной установке разгонного блока «ФРЕГАТ» за счёт создания продольной перегрузки, перед включением основного включаются четыре вспомогательных двигателя. Проблема снижения невырабатываемых остатков топлива в баках достигается переходом основной ДУ на режим малой тяги на конечном участке её работы (Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В., 2014). Однако вытеснительные системы с механическим разделением фаз не могут эффективно использоваться в топливных баках сложной формы и, особенно, для криогенных компонентов топлива.

Поэтому все более широкое распространение в космической технике приобретают КСОЖ, отличающиеся простотой конструкции и надёжностью работы (*Ба*гров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др., 1997; Александров А.А., Хартов В.В., Новиков Ю.М. и др., 2015). Принцип действия КСОЖ основан на удержании жидкого топлива на входе в заборную магистраль за счёт сил поверхностного натяжения, которые возникают в капиллярных каналах разделителей фаз.

Так, в частности, для уменьшения остатков жидкого топлива в дополнительном топливном баке разгонного блока «БРИЗ-М» производства ГКНПЩ имени М.В. Хруничева используется длинномерное капиллярное заборное устройство (КЗУ) из комбинированного пористого сетчатого металла (*Новиков Ю.М., Большаков В.А., Партола И.С.*, 2015).

Эффективность КСОЖ определяется, в первую очередь, капиллярной удерживающей способностью (КУС) капиллярных разделителей фаз (КРФ). КУС – это максимально возможный перепад давления, при котором КРФ не теряют своей работоспособности. КУС зависит от смачиваемости материала КРФ компонентом топлива, от коэффициента поверхностного натяжения топлива и размеров капилляров, поэтому важной задачей при проектировании и отработке КСОЖ является повышение КУС КРФ, внутренние полости которых целиком заполнены жидким компонентом.

В настоящее время КСОЖ, типовыми элементами, которых являются совокупности трубчатых пористых КРФ, используются в составе ЖРД, работающих на высококипящих компонентах топлива – азотном тетраоксиде и несимметричном диметилгидразине. Для их производства разработаны математические модели и методики проектирования (Александров А.А., Хартов В.В., Новиков Ю.М. и др., 2015; Сапожников В.Б., Крылов В.И., Новиков Ю.М., Ягодников Д.А., 2013), обеспечивающие достижение требуемых характеристик.

Вместе с тем, в мировой практике все больше внимания уделяется разработке двигательных установок КЛА на криогенных компонентах. Для этого необходимо располагать экспериментальными данными о работе элементов КСОЖ в условиях их испарения. К сожалению, общедоступная информация о работе КРФ в баках с криогенными компонентами весьма ограничена. В частности, в работе (*Многоразовый орбитальный корабль «БУРАН»*, 1995) приведено описание ЖРД с КСОЖ, обеспечивающего орбитальное маневрирование многоразового космического корабля «БУРАН».

С учётом вышеизложенного целью данной публикации является презентация разработанной на кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ имени Н.Э. Баумана методики экспериментального исследования характеристик КРФ, изготовленных из композитных пористо-сетчатых материалов при имитации условий полёта (невесомость и испарение компонентов топлива).

При проектировании КСОЖ на криогенных компонентах важной задачей является обеспечение соответствия величины КУС суммарному перепаду давления на сетке КРФ в областях контакта его внешней поверхности с газовой фазой. Это гарантирует отсутствие попадания газа наддува в гидравлические магистрали КЛА. Необходимо отметить, что давление во внутренней полости КРФ формируется под воздействием ряда факторов – гидравлического сопротивления материала КСОЖ как при фильтрации жидкого компонента, так и в проточном тракте, перераспределения давления под действием перегрузки, вибрационных нагрузок и т.д. Манёвры КЛА приводят к интенсивным перемещениям и плесканиям жидкого компонента в топливном баке, натеканию плещущейся жидкости на элементы КСОЖ и перемешиванию жидкости с газом наддува. Вопросы работоспособности КСОЖ при плескании жидкости в баках пока ещё исследованы недостаточно. Оценочные расчёты показывают, что перемещение жидкости в топливных баках вызывает дополнительный перепад давления на КРФ КСОЖ, отрицательно влияющий на их работоспособность.

Так, оценки, проведённые на основе анализа данных работы (Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др., 1997), показывают, что пульсации давления в полостях КСОЖ, вызываемые плесканиями жидкости в баках КЛА при их манёврах, могут достигать 30% КУС. Это выводит задачу исследования гидродинамического взаимодействия плещущейся жидкости и элементов КСОЖ в разряд ключевых факторов, требующих разработки методики оценки влияния пульсаций давления при плесканиях жидкости в баках маневрирующих КЛА на их работоспособность.

## 1. Описание маятникового стенда

Для исследования процессов плесканий жидкости в топливных баках (ТБ) с КСОЖ были разработаны маятниковый стенд и методика эксперимента по физи-

#### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ТОПЛИВНЫХ БАКАХ С КАПИЛЛЯРНЫМИ СИСТЕМАМИ ОТБОРА КРИОГЕННЫХ КОМПОНЕНТОВ

ческому моделированию этих процессов (рисунок 1). Маятниковый стенд относится к классу гидродинамических экспериментальных установок, реализующих метод свободных колебаний жидкости путём задания отклонения зеркала жидкости от состояния покоя.





а – маятниковый стенд с уловленной качающейся частью;
 б – плоская модель в подвесе маятникового стенда.
 рисунок 1. Общие виды маятникового стенда

Принцип работы маятникового стенда основан на известном эффекте стабилизации зеркала жидкости в положении, нормальном оси подвеса маятника, при движении маятника с жидким заполнением. Подвергая полость со стабилизированным зеркалом жидкости силовому воздействию (ударному торможению, безударному улову в мёртвой точке движения маятника и т.д.), можно реализовать процесс переориентации жидкости под действием поля земного тяготения или тормозящего действия специальных упругих элементов маятника с чёткими начальными граничными условиями для зеркала жидкости. В этом состоит преимущество маятникового стенда перед альтернативными экспериментальными установками (Микишев Г.Н., Рабинович Б.И., 1995), которые либо не позволяют получать чёткие начальные граничные условия в нелинейном диапазоне амплитуд плесканий жидкости (вследствие проявления нелинейных эффектов – вращения под действием кориолисовых сил и дробления зеркала жидкости), либо не могут быть использованы в топливных баках сложной конфигурации, с интегрированными внутрибаковыми устройствами (например, метод разрушаемой перегородки).

Маятниковый стенд (рисунок 2) включает в себя: кинематическую часть, пневмогидросистему, систему управления, систему измерения, ряд сменных модельных ёмкостей.

Системы стенда обеспечивают:

- возможность физического моделирования плесканий жидкости с максимальной амплитудой в моделях топливных баков (МТБ) с переменной степенью заправки при выполнении начального граничного условия – вертикального неподвижного зеркала жидкости в полости МТБ (запуск ЖРД в состоянии невесомости);
- возможность работы стенда в ручном и автоматическом режимах;
- возможность замера интересующих параметров процесса (например, газосодержание жидкости в районе выходного патрубка, период нелинейных плесканий и т.д.).

Маятниковый стенд обеспечивает также возможность физического моделирования других гидродинамических полётных ситуаций, характерных для топливных систем маневрирующих КЛА: пушечный запуск маршевого двигателя КЛА, попеременное включение двигателей ориентации и стабилизации КЛА, а также вход КЛА в плотные слои атмосферы.

Кинематическая часть стенда (рисунок 2а) включает в себя:

- качающуюся часть (КЧ), состоящую из рабочего участка 1, соединённого жёсткой подвеской 2 с шарниром 3;
- подъёмное устройство 4 для КЧ части на заданный начальный угол;
- электромеханический замок 5, служащий для сбрасывания отклонённой КЧ;
- улавливающее устройство 6 с приводом 7 для безударного улавливания КЧ или торможения КЧ с необходимой перегрузкой.



рисунок 2. Кинематическая (а)

и пневмогидравлическая (б) схемы маятникового стенда

Элементы кинематической части 1–7 смонтированы на несущей конструкции 8 и колонне 9. В состав рабочего участка 1 входят собственно МТБ и частично – пневмогидросистема (ПГС) стенда, схема, которой приведена на рисунке 26. Фильтр 10 обеспечивает фильтрацию газа от частиц размером более 5 мкм. Гибкие рукава 11 и 12 служат для выдачи управляющего давления и давления наддува на блок ПГС качающейся части стенда.

Блок ПГС КЧ имеет в своём составе сливную ёмкость 13 с рабочей жидкостью 16, которая служит для приёма потока газожидкостной смеси (ГЖС), подаваемой из модельной ёмкости 14 с моделью КЗУ 15 во время эксперимента. Магистраль 17, снабжённая обратным клапаном и визуальным датчиком сплошности (ВДС), служит для подачи потока ГЖС из модельной ёмкости в ёмкость 16. ВДС, представляющий собой прозрачный канал, снабжённый распределительным и собирающим коллекторами для создания равномерного потока, предназначен для определения газосодержания ГЖС путём видеорегистрации потока, проходящего по щелевому каналу. Толщина канала определялась характерным размером газового включения в потоке ГЖС таким образом, чтобы отдельные газовые включения в канале не перекрывали друг друга.

Магистраль 18 служит для отбора жидкости из модели КЗУ 15. Регулятор расхода и турбинный датчик расхода предназначены для регулирования и измерения величины расхода жидкости. Магистрали 19 и прозрачная трубка 20 служат для заправки полости модели КЗУ 17 модельной жидкостью и визуального контроля её сплошности (отсутствие газовых включений) при подготовке к эксперименту и в ходе его проведения.

Пульт управления ПГС предназначен для создания рабочего давления в модели редуцированием газа (воздуха) высокого давления редукторами и для коммутации исследуемых потоков электропневмоклапанами и вентилями.

Электрическая система обеспечивает выдачу команд на срабатывание исполнительных элементов кинематической части стенда и его ПГС, а также на включение и выключение регистрирующей аппаратуры системы измерений.

Система измерений стенда обеспечивает регистрацию параметров процесса. Блок измерения давления и его перепадов содержит два канала измерения давлений и семь каналов измерения перепадов давлений.

Основную информацию о процессах в полости модельной ёмкости (колебаниях жидкости, дроблении газовой подушки, сепарации пузырей и т.д.) подают видеорегистрация процессов в рабочей зоне ёмкости 14 и ВДС.

При проведении экспериментальных исследований на маятниковом стенде могут быть реализованы режимы работы ПГС стенда как с расходом жидкости из полости модельной ёмкости во время эксперимента, так и при его отсутствии.

# 2. Описание моделей топливных баков

Геометрия конструктивно-подобной модели в масштабе 1:5 (рисунок 3) полностью определяется конфигурацией исследуемого топливного бака. Внешняя оболочка модели выполнена из органического стекла, что позволяет визуализировать гидродина-

#### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ТОПЛИВНЫХ БАКАХ С КАПИЛЛЯРНЫМИ СИСТЕМАМИ ОТБОРА КРИОГЕННЫХ КОМПОНЕНТОВ

мические процессы в её полости и осуществлять их видеорегистрацию. В качестве имитатора рабочего тела выбран фреон R113, что позволяет моделировать рабочие процессы в КЗУ при испарении криогенного компонента топлива.



рисунок 3. Общий вид модели топливного бака

Геометрия плоской модели позволяет имитировать плескание жидкости в двухмерном приближении с возможностью расшифровки локальных газосодержаний по оптической плотности полученной видеограммы процесса.

Особенность кинематики и динамики качания маятника позволяет сделать вывод о том, что, например, по числам Фруда и Галилея моделируются натурные условия, возникающие при работе ЖРД с перегрузкой 0,05 g. Собственно, состояние невесомости во время эксперимента отсутствует – в верхней «мёртвой» точке траектории модель зависает на мгновение, но при этом поверхность жидкости имеет строго плоскую геометрию с зеркалом, перпендикулярным оси подвеса маятника.

# 3. Методика проведения экспериментальных исследований

Экспериментальные исследования проводились в следующем порядке:

- модельная ёмкость с размещенным в её полости модельным КРФ или блоком КРФ монтируется на КЧ стенда и стыкуется с жидкостными и газовыми магистралями ПГС;
- КЧ (см. рисунок 2а) стыкуется замком 5 с подъёмным устройством 4 и отклоняется с его помощью на угол α=90°;
- осуществляется заправка полости модели и полости КРФ модельной жидкостью (фреон R113);
- КЧ с модельной ёмкостью отклоняется с помощью устройства 4 на начальный угол α<sub>0</sub>>90°. Величина α<sub>0</sub> определяется экспериментально таким

образом, чтобы скомпенсировать действие на КЧ диссипативных сил (аэродинамических и трения в подшипниках) во время её движения и обеспечить к моменту улова КЧ выполнение условия вертикального неподвижного зеркала жидкости в полости модели;

КЧ, отклоненная на угол α<sub>0</sub>, освобождается по подаваемому на электромеханический замок 5 сигналу, совершает несколько свободных затухающих колебаний до стабилизации зеркала жидкости в полости модели и по команде на привод 7 улавливается устройством 6 в момент времени *t*<sub>0</sub>, когда α(*t*<sub>0</sub>)=90°.

Одновременно с подачей команды на замок 5 включается регистрирующая аппаратура системы измерений стенда.

При работе ПГС в режиме с расходом жидкости в момент времени  $t_0$  открывается отсечной клапан и реализуется расход жидкости из полости модельной ёмкости в приёмную ёмкость 16. Величина расхода настраивается заранее путём регулировки давления наддува модельной ёмкости и с помощью гидравлического дросселя.

В период времени  $t_0 < t < (t_0+t_1)$ , где  $t_0$  – момент улова качающейся части, происходит замер сигналов датчиков и видеорегистрация параметров процесса плесканий жидкости. Длительность периода  $t_1$  определяется экспериментально как время практически полного затухания плесканий жидкости.

По прошествии периода времени  $t_1$  (с момента улова) происходит отсечка расхода жидкости из полости модельной ёмкости (при работе ПГС в режиме с расходом жидкости). Регистрация показаний датчиков системы измерений продолжается до выхода показаний на стационарный уровень, после чего регистрирующая аппаратура отключается и осуществляется дренаж полости модельной ёмкости (если полость была наддута).

При необходимости уменьшения степени заправки модельной ёмкости жидкость вытесняется из её полости в сборник газа и сборник жидкости ПГС путём наддува полости модельной ёмкости, дренажа сборника газа и открытия запорных элементов перепускных гидравлических магистралей ПГС.

Для оценки влияния испарения на работу КЗУ может быть использована экспериментальная установка, схема которой приведена на рисунке 4.

Плотность потока массы жидкости, испаряющейся с поверхности раздела фаз, определяется свойствами жидкости, газа, высотой газового объёма, в котором непосредственно происходит испарение, и температурой рабочей зоны. Следовательно, если оставить неизменными перечисленные параметры, а изменять только площадь поверхности раздела фаз, интегральный поток испаряющейся массы будет прямо пропорционален этой площади.



**рисунок 4.** Установка для оценки влияния испарения на работу КЗУ с КПСМ

В экспериментах использовались жидкости с различными теплофизическими свойствами (фреон R113, фреон R114, спирт этиловый 96%), что исключало необходимость нагревать образец капиллярного разделителя фаз.

Бак, выполненный из оргстекла, разделён перегородкой пористого фазоразделителя.

Подготовка к экспериментам начинается с заполнения экспериментальной модели жидкостью. Заполнение ёмкости производится при открытых дренажных клапанах для устранения газовых включений, после чего клапаны перекрываются.

Затем происходит слив модельной жидкости из бака с помощью либо перистальтического насоса, либо мерного цилиндра через расходомер и датчик слошности. При этом образуется зона с давлением ниже давления насыщенных паров, куда и происходит испарение модельной жидкости. В ходе эксперимента фиксируется также перепад давления на фазоразделителе.

Момент прорыва газа (перепад давления равен нулю) фиксируется с помощью видеокамеры, и вычисляется свободная площадь раздела фаз и количество оставшейся модельной жидкости.

В ходе проведения эксперимента регистрируются следующие параметры:

- расход жидкости;
- перепад давления на образце;
- момент прорыва газа наддува;
- количество рабочей жидкости, слитой из модельного бака.

#### 4. Анализ полученных результатов

На рисунке 5 представлены отдельные кадры видеограммы процесса плескания (переориентации зеркала) жидкости в полости плоской модели, полученные при видеосъёмке с частотой 1000 кадров в секунду. Отчетливо наблюдается дробление зеркала жидкости и образование газожидкостной смеси при воздействии модельной перегрузки.



**рисунок 5.** Видеограмма плескания жидкости в плоской модели

Газосодержание потока определялось при этом оптико-электронной обработкой видеоизображений по методике, аналогичной рассмотренной в (Ягодников Д.А., Хомяков И.И., Бурков А.С., Самородов А.В. и др., 2013). Разработанный программный комплекс позволяет проводить обработку малоконтрастных

#### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ТОПЛИВНЫХ БАКАХ С КАПИЛЛЯРНЫМИ СИСТЕМАМИ ОТБОРА КРИОГЕННЫХ КОМПОНЕНТОВ

и полутоновых изображений по степеням оптической плотности с высокой разрешающей способностью.



слева – градуировочный и полутоновой клин интенсивности оптической плотности изображения. **рисунок 6.** Пример оптико-электронной обработки изображения

На рисунке 6 представлены результаты оптикоэлектронной обработки полутонового изображения верхнего кадра (рисунок 5), позволяющие выделить наиболее характерные зоны течения газожидкостной смеси в рабочем участке плоской модели и определить их количественные характеристики (относительную площадь, газосодержание и др.) по цветовой шкале, расположенной в левой части рисунка. Верхняя часть шкалы соответствует 100% газосодержания, нижняя – фону чистой жидкости.

#### выводы

1. Разработанные методика и экспериментальное оборудование (маятниковый стенд и установки по исследованию влияния испарения на работоспособность КЗУ с КПСМ) позволяют определить параметры функционирования (например, пульсации давления во внутренних полостях) капиллярных разделителей фаз топливных баков ЖРД в условиях, моделирующих натурные, по величине действующей перегрузки и испарению криогенного компонента топлива.

2. Полученные результаты подтверждают применимость методики для моделирования рабочих процессов во внутрибаковых капиллярных заборных устройствах перспективных ЖРД космического назначения.

#### список литературы

Александров А.А., Хартов В.В., Новиков Ю.М. и др. Современное состояние и перспективы разработки капиллярных топливозаборных устройств из комбинированных пористо-сетчатых материалов для космических аппаратов с длительным сроком активного существования // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2015. № 6 (105). С. 130-142. URL: http://vestnikmach.ru/catalog/mmach/ indmech/1053.html (дата обращения: 08.12.16).

Александров Л.Г., Кузьмин О.А., Макаров В.П. Двигательная установка реактивной системы управления межорбитальным космическим буксиром «ФРЕГАТ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 47-49.

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.

Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / Под ред. В.М. Поляева. М.: УНПЦ «ЭНЕРГОМАШ», 1997. 328 с. ISBN 5-8022-0001-4.

*Микишев Г.Н., Рабинович Б.И.* Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. М.: Машиностроение, 1971. 564 с.

*Многоразовый орбитальный корабль «БУРАН» /* Под ред. Ю.П. Семенова. М.: Машиностроение, 1995. 448 с.

Новиков Ю.М., Большаков В.А., Партола И.С. Стабильность параметров созданных из комбинированных пористых сетчатых металлов длинномерных капиллярных устройств для забора компонентов топлива // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2015. № 11 (668). С. 106-113. URL: http://izvuzmash.ru/catalog/avroc/hidden/1236.html (дата обращения: 09.12.2016).

*Основы теории и расчета ЖРД* / Под ред. В.М. Кудрявцева. В 2 т. М.: Высшая школа, 1993. 368 с.

Сапожников В.Б., Крылов В.И., Новиков Ю.М., Ягодников Д.А. Наземная отработка капиллярных фазоразделителей на основе комбинированных пористо-сетчатых материалов для топливных баков жидкостных ракетных двигателей верхних ступеней ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. Вып. 4. URL: http://engjournal.ru/catalog/ machin/rocket/707.html (дата обращения: 08.12.2016). DOI: 10.18698/0236-3941-2015-6-130-142

Ягодников Д.А., Хомяков И.И., Бурков А.С., Самородов А.В. и др. Скоростная видеосъемка и цифровая обработка изображений выхлопной струи модельного газогенератора на твердом топливе // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. Вып. 4. URL: http:// engjournal.ru/catalog/machin/rocket/709.html (дата обращения: 08.12.2016).

Статья поступила в редакцию 07.12.2016 г.

# ЛАЗЕРНОЕ ИНИЦИИРОВАНИЕ СВЕТОЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ, ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДЛЯ СИСТЕМ ПИРОАВТОМАТИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



**М.А.** Илюшин<sup>1</sup>, профессор, доктор химических наук, explaser1945@yandex.ru; **М.А. Ilyushin** 



**А.А. Котомин**<sup>1</sup>, профессор, доктор технических наук, akotomin@mail.ru; **А.А. Kotomin** 

# LASER INITIATION A PHOTOSENSITIVE ENERGY MATERIALS, THAT ARE PROMISING FOR SYSTEMS PYROAUTOMATIC SPACECRAFTS



**С.А. Душенок**<sup>1</sup>, доктор технических наук, s.dushenok@mail.ru; **S.A. Dushenok** 



**В.В. Ефанов<sup>2</sup>**, профессор, доктор технических наук, vladimir\_efanov@ laspace.ru; **V.V. Efanov** 

Показана перспективность применения лазерных средств инициирования в ракетно-космической технике. Светочувствительные координационные энергонасыщенные соединения и составы на их основе являются перспективными энергетическими материалами для создания безопасных оптических средств инициирования, в том числе для систем пироавтоматики космических аппаратов.

Ключевые слова: космический annapam; лазерные средства инициирования; энергетические материалы; координационные соединения.

## введение

Лазерное инициирование – относительно новый способ инициирования энергетических материалов (ЭМ), отличающийся повышенной безопасностью. При лазерном инициировании обеспечивается высокий уровень изоляции светодетонатора от ложного импульса, поскольку в оптическом диапазоне

Prospects of application of laser means of initiation in the missile and space equipment are shown. Photosensitive coordination power saturated substances and structures on their basis are perspective energy materials for creation of safe optical means of initiation, including, for systems of pyroautomatic of spacecrafts.

Key words: spacecraft; laser means of initiation; energy materials; coordination substances.

отсутствуют случайные источники с мощностью, достаточной для подрыва детонатора. Светодетонаторы нечувствительны к электромагнитным наводкам и зарядам статического электричества. При отсутствии в них инициирующих взрывчатых веществ (BB) светодетонаторы становятся стойкими и к меха-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Санкт-Петербургский государственный технологический институт (технический университет), Россия, г. Санкт-Петербург.

Saint-Petersburg State Technological Institute (Technical University), Russia, Saint-Petersburg.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

#### ЛАЗЕРНОЕ ИНИЦИИРОВАНИЕ СВЕТОЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ, ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДЛЯ СИСТЕМ ПИРОАВТОМАТИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ническим воздействиям (Ilyushin M.A., Tselinsky I.V. et al., 2004; Ilyushin M.A. et al., 2005; Bourne N.K., 2001; Ilyushin M.A. et al., 2000; Илюшин М.А. и др., 2010).

Лазерное инициирование может успешно использоваться во взрывных технологиях, которые требуют индивидуального подхода при разработке систем подрыва, например:

- в системах пироавтоматики космических аппаратов могут использоваться несколько десятков волоконно-оптических каналов, одновременно передающих сигнал к светодетонаторам от бортового импульсного лазера ограниченной мощности;
- в технологиях экстремальных условий при высоком уровне электромагнитных наводок требуются специальные экранированные оптоволоконные светодетонаторы и др.

В статье показана перспективность применения лазерных средств инициирования в ракетно-космической технике и обосновано применение светочувствительных координационных энергонасыщенных соединений и составов на их основе для создания безопасных оптических средств инициирования, в том числе для систем пироавтоматики космических аппаратов (KA).

## 1. Физические основы лазерного инициирования энергетических материалов

Понимание возможностей и ограничений лазерной техники требует знания физических явлений, происходящих при взаимодействии лазерного излучения с веществом. Лазерный луч, попадая на поверхность вещества, частично отражается от поверхности образца, преломляется веществом и при этом частично им поглощается и рассеивается внутри образца; часть излучения проходит сквозь вещество (Ahmad S.R., Cartwright M., 2014). При воздействии лазерного излучения в веществе развиваются неравновесные термохимические процессы. Так, лазерное излучение может обеспечить скорость локальных изменений температуры в веществе до 1010 К/с и градиент температуры до 10<sup>7</sup> К/см. Такие параметры не могут быть достигнуты при других способах воздействия (Dabtore N.B., Harimkar S.P., 2008).

Номенклатура лазеров, которые могут быть применены для инициирования ВВ, достаточно велика. По типу активной среды лазеры подразделяются на твердотельные, полупроводниковые, газовые и жидкостные. По литературным данным, для инициирования ЭМ в основном используются твердотельные и полупроводниковые лазеры. Режим излучения лазера определяется временем излучения, энергией или мощностью излучения, а также угловой расходимостью.

Лазеры могут работать в импульсном и непрерывном режиме. Работа в импульсном режиме возможна без модуляции добротности резонатора (режим свободной генерации или одиночного импульса), и при этом излучение лазера состоит из повторяющихся пичков длительностью  $\approx 10^{-6}$  с и с длиной цуга до нескольких миллисекунд. Мощность лазерного импульса – от единиц киловатт до сотен киловатт.

В случае работы лазера в режиме модулированной добротности (режим моноимпульса) излучение состоит из одного импульса, и в зависимости от типа лазера длительность импульса может находиться в диапазоне (10<sup>-12</sup>–10<sup>-6</sup> с). Мощность лазерного импульса – от единиц мегаватт до сотен мегаватт.

Как правило, твердотельные лазеры работают в импульсном режиме (свободной генерации или с модуляцией добротности), так как при работе в непрерывном режиме снижается примерно на порядок его КПД генерации.

Полупроводниковые лазеры, работающие в режиме непрерывной генерации, имеют достаточно небольшую величину плотности потока энергии в луче – от долей ватта до сотен ватт. Воздействие этого излучения на ВВ проходит по механизму kT (тепловое движение молекул) и аналогично обыкновенному внешнему термическому воздействию. Такое воздействие вызывает детонацию инициирующих ВВ, но в случае бризантных ВВ приводит лишь к их воспламенению.

Лазеры, работающие в импульсном режиме, способны вызывать детонацию бризантных ВВ. В этом случае можно говорить об ударном воздействии лазерного излучения и, как правило, о явлении оптического пробоя по поверхности образца. Ударное воздействие лазерного излучения объясняется удалением (за счёт быстрого плавления/испарения, абляции или перехода в плазменную фазу) части образца, разогретого лазерным импульсом с поверхности вещества. При этом возникающий импульс отдачи формирует ударную волну, которая в значительной степени повторяет профиль детонационной волны, но обычно более узкая, что приводит к несколько меньшему количеству энергии, выделяющейся во фронте в ходе её прохождения через образец ВВ. В дальнейшем процесс сводится к адаптации ударной волны и, в случае отсутствия срыва фронта, переходит в режим детонации. В случае срыва фронта процесс сводится к механическому разрушению образца (сколы, растрескивание, образование кратера и т.п.).

Эффект оптического пробоя заключается в переходе в состояние плазмы поверхностного слоя вещества уже во фронте лазерного импульса. Это возможно при достаточно большой плотности потока энергии в этом импульсе. Поскольку плазма поглощает электромагнитное излучение по закону, близкому к закону поглощения абсолютно чёрного тела, вся оставшаяся энергия импульса также поглощается этим поверхностным слоем, что приводит к его резкому разогреву, практически за время прохождения лазерного импульса через слой. Последующее расширение плазмы приводит к формированию ударной волны по приведённому выше механизму (*Таржанов В.И.*, 2003).

Сложнее обстоит дело с инициированием ВВ излучением в режиме свободной генерации. Принято считать, что в этом случае процесс инициирования происходит отдельным, наиболее интенсивным микроимпульсом в ходе прохождения цуга (поскольку длительность самого импульса слишком велика для реализации механизмов оптического пробоя и ударного воздействия). Однако не следует забывать, что этот процесс идёт на фоне близкого к адиабатическому разогреву вещества лазерным излучением в локальной зоне воздействия. Результатом всех этих процессов является тот факт, что энергия инициирования ВВ в режиме свободной генерации будет значительно выше, чем в режиме моноимпульса (не вся энергия лазерного импульса переходит в энергию ударной волны). В этом случае возможно также инициирование образца в режиме взрывного горения в результате быстрого повышения давления и температуры в зоне облучения за счёт интегрального воздействия импульса.

При низких порогах инициирования светочувствительных веществ могут реализоваться и другие механизмы зажигания лазерным моноимпульсом, подробно рассмотренные, например, в работах (Илюиин М.А. и др., 2010; Захаров Ю.А. и др., 2002).

Важным параметром при инициировании ВВ лазерным излучением является интенсивность луча на мишени, что достигается его фокусировкой. Другой важной характеристикой лазерного излучения для целей инициирования ВВ является профиль импульса, т.е. распределение энергии излучения по сечению луча, поскольку этот параметр, в свою очередь, определяет эффективность передачи излучения по оптоволоконной оптике и фокусировки излучения. Не вдаваясь в теоретические рассуждения, можно сказать, что по сечению луча должно сохраняться Гауссово распределение интенсивности. Следовательно, лазерное инициирование энергетических материалов является безопасным способом возбуждения детонации и перспективно для применения в пироавтоматике космических аппаратов (Lien Y. et al., 2010).

## 2. Виды и свойства светочувствительных координационных энергонасыщенных соединений и материалов

Светочувствительные энергетические соединения являются основными элементами систем лазерного инициирования. Лазером большой мощности возможно инициирование бризантных взрывчатых веществ (БВВ) низкой плотности, например, облучение лазерным моноимпульсом запрессовки тетранитрата пентаэритрита (ТЭН, PETN) через прозрачное окно приводит к его детонации (рисунок 1) (Kennedy J.E. Chapter I.I., 2010).



**1** – вторичный заряд – заряд полимерсодержащего октогенового состава PBX-9407;

**2** – первичный заряд низкоплотного ТЭНа (~0.9 г/см<sup>3</sup>);

3 – прозрачное окно;

4 – оптическое волокно (диаметр 400 мкм).

**рисунок 1.** Внутреннее строение лазерного аналога детонатора с взрывающимся электрическим мостиком (EBW).

При лазерном инициировании БВВ энергия луча для инициирования детонации снижается в случае, когда окно покрыто тонким слоем металла со стороны прессованного заряда. На рисунке 1 прозрачное окно покрыто слоем титана толщиной 0.25 мкм.

Лазерный моноимпульс (10–20 нс) мощного неодимового лазера (Nd-YAG) (длина волны 1.06 мкм) поглощается плёнкой титана, что приводит к её испарению и образованию плазмы, которая при расширении инициирует детонацию в низкоплотном высокодисперсном ТЭНе (плотность заряда 0.90 г/см<sup>3</sup>). Минимально необходимая мощность лазерного импульса для инициирования высокоди-

#### ЛАЗЕРНОЕ ИНИЦИИРОВАНИЕ СВЕТОЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ, ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДЛЯ СИСТЕМ ПИРОАВТОМАТИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

сперсного ТЭНа ≥2 МВт. Лазерный детонатор может работать и без плёнки титана. В таком детонаторе лазерный луч вызывает испарение и разложение прилегающей к прозрачному окну части заряда низкоплотного высокодисперсного ТЭНа. Однако необходимая для инициирования заряда ТЭНа энергия лазерного импульса в этом случае больше.

В США детонаторы, приведённые на рисунке 1, относят к лазерным аналогам детонаторов с взрывающимся мостиком (EBW) (Kennedy J.E., Chapter I.I., 2002). Было доказано, что инициирование детонации заряда низкоплотного высокодисперсного ТЭНа лазерным моноимпульсом происходит в режиме перехода горения в детонацию (DDT). Время DDT для заряда ТЭНа толщиной 1 мм занимает от 100 нс до 200 нс. Механизм перехода горения в детонацию наблюдали также в лазерных детонаторах типа EBW, содержащих энергонасыщенный комплексный перхлорат цис-бис (5-нитро-2Н-тетразолато-N<sup>2</sup>) тетрааммин кобальта (III) (вещество BNCP) низкой плотности. Заряды вещества BNCP в капсюлях-детонаторах играют роль как первичного, инициирующего, так и вторичного, бризантного BB. Непосредственное использование лазерных аналогов EBW-детонаторов в космической технике ограничено, поскольку для одновременного инициирования нескольких оптических детонаторов требуется мощный лазерный источник, наличие которого на борту КА часто является проблематичным.

В пироавтоматике ракетных комплексов в США было предложено использовать оптические детонаторы, содержащие заряды энергонасыщенного координационного соединения BNCP (Blachowski T.J., Ostrowski P., 2000). Впервые вещество ВNCР было описано как ВВ безопасных детонаторов в 1986 году в (Bates L.R., 1986). Плотность монокристаллов BNCP равна 2.05 г/см<sup>3</sup>, расчётная скорость детонации при плотности 1.97 г/см<sup>3</sup> – около 8.1 км/с, температура начала интенсивного разложения 269°С, минимальный заряд по гексогену в гильзе капсюля-детонатора № 8 – около 50 мг, время перехода горения в детонацию ~10 мкс, теплота термического разложения, по данным дифференциальной сканирующей калориметрии анализа, 3319 Дж/г. Комплекс BNCP менее чувствителен к удару, чем ТЭН. Прессованные заряды BNCP стабильно воспламенялись со свободной поверхности при облучении лазером в режиме одиночного импульса (длина волны 1.06 мкм, время импульса ~2 мс, диаметр луча ~0.5 мм) с энергией ~1.5 Дж (Илюшин М.А. и др., 2010). К недостаткам BNCP как светочувствительного ВВ следует отнести довольно большие времена задержки воспламенения и высокие значения порога инициирования. Например, время задержки инициирования BNCP одиночным лазерным импульсом (длина волны 1.06 мкм, время импульса 700 мкс, диаметр луча 1.85 мм) в зависимости от размера кристаллов составило от ~500 мкс до ~320 мкс, при этом порог инициирования изменялся от 5.28 мДж до 3.85 мДж (таблица 1) (*Chen L. et al.*, 2007).

таблица	<b>1</b> – B	ремя	заде	ржки	иници	ир	ования	BNCP
---------	--------------	------	------	------	-------	----	--------	------

размер частиц, мкм	77.29	23.42	11.71	2.29	0.85
задержка, мкс	505.8	521.9	377.4	350.6	326.7
порог инициирования, мДж	5.28	4.75	3.85	3.85	3.85

Существенное снижение порога инициирования комплекса ВNCP и других светочувствительных энергонасыщенных материалов можно получить введением в состав светочувствительного заряда поглощающих добавок, например, высокодисперсной сажи (*Zhu Ya. et al.*, 2009).

Другие амминаты кобальта с тетразольными лигандами также имели короткий участок перехода горения в детонацию и были относительно безопасны в обращении. Их предлагали использовать как ВВ для безопасных средств инициирования (Lieberman M.L., 1985; Илюшин М.А. и др., 2002). В России освоена опытная технология аналога вещества BNCP – перхлората (5-нитротетразолато-N<sup>2</sup>)пентааммин кобальта (III) (соединения NCP) (Агеев М.В. и др., 2005). Комплекс NCP представляет интерес как ВВ для безопасных средств инициирования, в том числе для нефтегазовой промышленности (Павлов В.И. и др., 1996). Заряды NCP воспламенялись при облучении лазером в режиме одиночного импульса (длина волны 1.06 мкм, время импульса ~2 мс, диаметр луча ~0.5 мм) с энергией ~1.5 Дж, т.е. вещество потенциально светочувствительно. Плотность кристаллов комплекса NCP равна 2.03 г/см<sup>3</sup>, скорость детонации 6.65 км/с (при плотности 1.61 г/см<sup>3</sup>), температура начала интенсивного разложения 265°С (определена методом DTA/TG), температура вспышки при 5 с задержке 320±5°С (по ГОСТ 22.2.07). Минимальный заряд NCP по гексогену в оболочке капсюля-детонатора № 8 около 0.2 г. Участок перехода горения в детонацию у NCP в диаметре 6.25 мм при плотности 1.60-1.63 г/см<sup>3</sup> составляет ~4.5 мм. Комплекс NCP менее чувствителен к удару и трению, чем ВNСР. Соединение NCP обладает пониженной чувствительностью к разрядам статического электричества (по сравнению с традиционными инициирующими взрывчатыми веществами (ИВВ)). Удельное объёмное электрическое сопротивление 10<sup>12</sup>-10<sup>13</sup> Ом·м. Продукт не гигроскопичен, термостатирование NCP в герметичных условиях при 200°С в течение 6 часов не приводит к изменению его свойств (Илюшин М.А. и др., 2010). Предварительные опыты показали, что вещество NCP может быть использовано в пироавтоматике КА.

Недостатком комплексных амминатов кобальта (III), в том числе BNCP и NCP, является длительный период задержки перехода горения в детонацию при импульсном лазерном инициировании и достаточно высокий порог инициирования (зажигания). Следовательно, актуальным является поиск светочувствительных веществ, имеющих более короткий период задержки зажигания и меньший порог инициирования, чем у комплексных амминатов кобальта (III). В качестве светочувствительных веществ были исследованы комплексные перхлораты тяжёлых и переходных металлов с гидразиноазолами. Выбор металлокомплексов основывался на положительной энтальпии образования гидразиноазолов, мощной окислительной способности перхлорат-иона, высоком потенциале ионизации катионов металлов, что должно было привести к получению светочувствительных энергонасыщенных соединений с коротким участком перехода горения в детонацию (Ilyushin M.A. et al., 2007; Ilyushin M.A. et al., 2006).

В ряду изученных металлокомплексов экстремально высокую восприимчивость к лазерному моноимпульсу продемонстрировал перхлорат (5-гидразинотетразол-1H) ртути (II) (комплекс ртути). Для комплекса ртути порог инициирования неодимовым лазером (длина волны 11.06 мкм, длительность импульса  $t_a$  30 нс) составил около 5 мДж/см<sup>2</sup>.

Это вещество имеет следующие характеристики (*Ilyushin M.A., Ugryumov I.A. et al.*, 2004), перечисленные в таблице 2.

Перхлоратный комплекс ртути чувствителен к удару на копре Веллера на уровне штатных ИВВ, имеет минимальный заряд по гексогену в капсюле-детонаторе № 8 ~0.015 г. Непосредственное применение соединения ртути в качестве светочувствительного ВВ затруднено из-за его повышенной чувствительности к механическим воздействиям.

Для решения проблемы стабилизации ультрадисперсных энергоемких веществ часто применяется подход, связанный с получением композитных

таблица 2 – Свойства перхлоратного комплекса	ртути
--	-------

характеристика	значение
молекулярная масса	499.571
плотность монокристалла, г/см <sup>3</sup> (расчёт)	3.45
температура вспышки, °С*	186
температура начала интенсивного разложения, °С**	175
чувствительность к удару (копер Веллера) (нижний предел/верхний предел), мм	60 /125
скорость детонации при плотности 3.4 г/см3, км/с (расчёт)	6.0
* при пятисекундной задержке. ** при скорости нагрева 5°С/мин.	1

таблица 3 – Зависимость порога инициирования состава ВС-2 от длительности импульса (режима генерации)

длительность импульса	диаметр зоны облучения, <i>d</i> , мм	энергия инициирования, <i>W</i> , мДж	плотность энергии инициирования, $E_{\kappa p}$ , мДж/см <sup>2</sup>
30 нс	0.48	1.8.10-2	10.14
30 мкс	1.02	2.52	308.4

таблица 4 – Зависимость времени задержки воспламенения	а состава BC-2 от плотности энергии излучения в режиме
свободной генерации	

плотность энергии излучения, <i>Е</i> , Дж/см <sup>2</sup>	время задержки воспламенения, $t_q$ , мкс
0.26	15
0.35	14.5
1.10	11.5
3.06	1

#### ЛАЗЕРНОЕ ИНИЦИИРОВАНИЕ СВЕТОЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ, ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДЛЯ СИСТЕМ ПИРОАВТОМАТИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



**рисунок 2.** Внешний вид экспериментальных образцов состава BC-2

материалов, т.е. субмикронных частиц, заключённых в химически инертную матрицу, что позволяет избежать агрегации и защитить частицы от внешних воздействий (тем самым повысить безопасность в обращении). В качестве инертной матрицы был использован оптически прозрачный сополимер 2-метил-5-винилтетразола (~98%) и метакриловой кислоты (~2%) (PVMT) (ТУ 38-403-208-88). Чувствительность полученных взрывчатых составов (ВС-2) к механическим воздействиям снижается до уровня мощных бризантных ВВ, что делает их относительно безопасными при транспортировке, хранении и применении (Чернай А.В. и др., 2006; Илюшин М.А. и др., 2006). Состав ВС-2 экстремально восприимчив к лазерному моноимпульсу. Экспериментально зафиксированный минимальный порог инициирования состава ВС-2, равный 2.3 мДж/см<sup>2</sup> (λ 1.06 мкм,  $t_q$  30 нс,  $d_{\pi y \pi a}$  4 мм), меньше, чем у прессованных зарядов азида свинца (Чернай А.В. и др., 2003).

## 3. Исследование воздействия лазерного излучения и кумулятивных источников света на координационные энергетические материалы

Влияние параметров лазерного излучения на восприимчивость состава ВС-2 исследовалось на образцах с толщиной ~2 мм, диаметром 5 мм (рисунок 2).

В качестве источника лазерного излучения использовали неодимовый лазер ( $\lambda$  1.06 мкм) в режиме моноимпульса ( $t_q$  30 нс) и свободной генерации ( $t_a$  30 мкс).

Результаты экспериментов по изучению зависимости величины порога инициирования зарядов ВС-2 от длительности импульса, а также времени задержки воспламенения от плотности энергии излучения в режиме свободной генерации представлены в таблицах 3, 4. Инициирование состава ВС-2 лазерным импульсом в режиме свободной генерации требовало больше энергии, чем в режиме моноимпульса (таблица 3). Как и следовало ожидать, время задержки зажигания состава ВС-2 сокращалось с увеличением плотности энергии лазерного излучения. Экспериментально установлено, что время задержки инициирования состава ВС-2 в режиме моноимпульса – около 400 нс.

На практике обычно энергия лазерного излучения передаётся от источника к светодетонатору по световоду, причём вывод излучения из световода осуществляется через торец. Экспериментальные исследования восприимчивости состава ВС-2 проводились с помощью YAG:Nd-лазера (1 1.06 мкм), функционирующего в режиме свободной генерации ( $t_q$  150 мкс) и модулированной добротности ( $t_q$  20 нс) (таблица 5) (Илюшин М.А. и др., 2010).

Анализ результатов экспериментальных исследований приводит к заключению, что требуемая плотность энергии в режиме моноимпульсной генерации, необходимая для подрыва BB, в 6–10 раз ниже свободной генерации. Что подтверждают результаты, приведённые в таблице 3.

Для зажигания энергетических материалов в исследовательских целях и технических устройствах всё чаще используются непрерывно излучающие лазерные диоды (*Dilham D.*, 2005). Ведутся работы по увеличению мощности лазерных диодов специально для целей инициирования BB (*Hand C.F.*, 2010). Лазерные диоды были использованы, например, для инициирования комплекса BNCP (*Everett S. et al.*, 2003) и такого бризантного BB, как гексанитростильбен (*Fang X., Ahmad S.R.*, 2016).

Исследование процессов инициирования взрыва в зарядах состава ВС-2 проводили с использованием лазерного диода с длиной волны излучения 445 нм (синий свет) и выходной мощностью излучения 1 Вт (лазерная указка) (рисунок 3) (*Fang X., Ahmad S.R.*, 2016).

Исследования показали, что среднее время инициирования по опытам с пятьюдесятью сборками состава BC-2 составило  $30\pm10$  мс при 100%-ном срабатывании. При уменьшении мощности луча лазерного диода с 1 Вт до <0.25 Вт время инициирования состава BC-2 возрастало с ~30 мс до ~400 мс. Полученные результаты доказывают, что взрыв состава BC-2 под действием непрерывного лазерного излучения происходит в режиме перехода горения в детонацию. В дополнительных экспериментах было найдено, что зажигание состава BC-2 происходит при снижении мощности лазерного диода до ~0.1 Вт, что является экстремально низким для светочувствительных ЭМ (*Герасимов С.И. и др.*, 2015).

режим	диаметр световода, мкм	энергия подрыва, <i>W</i> , мкДж	плотность энергии подрыва, <i>E</i> , мДж/мм <sup>2</sup>	
	500	1900	6.4	
своюодная генерация	300	800	11.4	
	500	210	1.07	
моноимпульс	300	70	1.07	

таблица 5 – Результаты исследований порога инициирования состава ВС-2

В условиях интенсивных нагрузок, отсутствия возможности юстировки лазерные диоды как источники возбуждения взрыва оптических детонаторов могут оказаться перспективнее твердотельных лазеров как более простые, дешёвые и надёжные. Хотя такой способ инициирования взрыва светочувствительных ВВ имеет существенный недостаток – большое время задержки зажигания (на порядки больше, чем при импульсном лазерном инициировании). Уменьшить время инициирования светочувствительных веществ и повысить их чувствительность к излучению лазерных диодов можно введением поглощающих добавок, например, таких, как сажа или красители (*Zhu Ya. et al.*, 2009; *Fang X., Ahmad S.R.*, 2016; *Chen L. et al.*, 2009).

Ещё одним надёжным и простым способом инициирования светочувствительных веществ является их подрыв кумулятивными источниками света. В кумулятивных источниках света реализуется получение мощной кратковременной освещённости объекта за фронтом ударной волны в газе. Максимальная освещённость объекта импульсной лампой осуществляется за счёт быстрого расширения излучающей зоны (плазменного разряда, стримера) с быстрым последующим охлаждением.

В работе (Герасимов С.И., 2002) приведены результаты испытания модельного светодетонатора. В качестве светочувствительного инициирующего заряда была использована смесь 1,1,1,3,6,8,8,8-октанитро-3,6-диазооктана с порошком алюминия марки УДКА (10%). Вторичным зарядом служил прессованный заряд тетранитрата пентаэритрита (ТЭНа). Испытания светодетонаторов проводилось путём их подрыва излучением лампы-вспышки ИФП-8000, которое передавалось светодетонатору посредством гибкого световода диаметром 1 мм. Факт детонации светодетонатора фиксировался по пробитию пластины-свидетеля из сплава Д16 толщиной 2 мм. Исследования показали, что пороговое значение энергии срабатывания светодетонатора составляло 5.2 мДж. Время срабатывания светодетонаторов зависело от величины подводимой энергии и изменялось от 670 мкс (*E*=5.2 мДж) до 550 мкс (*E*=6.4 мДж).

При изучении взаимодействия некогерентного излучения с составом ВС-2 были использованы две конструкции ламп-вспышек, различающиеся размером и яркостью стримера – лампы ИФК-500 и ЭВИС. На рисунке 4 приведены зависимости освещённости от времени при использовании этих источников некогерентного излучения.



рисунок 3. Экспериментальная установка

#### ЛАЗЕРНОЕ ИНИЦИИРОВАНИЕ СВЕТОЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ, ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДЛЯ СИСТЕМ ПИРОАВТОМАТИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



**2** – ЭВИС.



Согласно приведённым на рисунке 4 графикам, у лампы-вспышки ЭВИС наблюдается более короткий и более мощный световой импульс по сравнению с импульсом лампы ИФК-500.

Исследования восприимчивости состава ВС-2 к мощной световой вспышке проводились для световых импульсов длительностью  $\tau_{0.5}=4$  мкс (75 Дж) и т<sub>0.5</sub>=3 мкс (150 Дж) при максимальных цветовых температурах излучателя T<sub>ив</sub>=9000 К (75 Дж) и *T*<sub>118</sub>=12000 К (150 Дж) (лампа ИФК-500). Согласно экспериментальным результатам, на порог инициирования состава BC-2 влияют цветовая температура источника и длительность импульса. Эти характеристики, в свою очередь, определяются энергией разряда накопителей. При энергии накопителя 75 Дж порог инициирования состава ВС-2 достигается только при непосредственном контакте состава и источника света, в то же время при энергии накопителя 150 Дж состав ВС-2 инициируется лампой ИФК-500 с расстояния 25 мм.



рисунок 5. Схема опыта



Время с момента генерирования светового импульса слева направо: 0, 5, 10 и 30 мкс.

**рисунок 6.** Рентгеновские снимки инициирования состава BC-2

При проектировании систем разводки детонационного импульса или систем многоточечного инициирования требуются экспериментальные данные о разновременности срабатывания светодетонаторов. Исследование разновременности инициирования светочувствительных зарядов ВС-2 лампами-вспышками было проведено в серии опытов по схеме, представленной на рисунке 5.

Сборка из пяти зарядов светочувствительного состава ВС-2 – 8 устанавливалась вдоль стримерных дорожек газоразрядного линейного генератора некогерентного излучения ЭВИС – 7, питанием для которого служил накопитель электрической энергии – 4. Рентгеновская плёнка помещалась в защищённую кассету - 5, перед которой была установлена свинцовая маска-поглотитель излучения – 6. Контроль за разрядом накопителя электрической энергии осуществляло задерживающее устройство – 3, которое обеспечивало как генерацию электрического сигнала накопителя электрической энергии для освещения мишени в момент времени *t*, так и рентгеновскую съёмку процесса инициирования светодетонаторов рентгеновским аппаратом «Mira-3D» в момент времени t+Dt. Интервалы времени задержки Dt составляли 0, 5, 10, 20, 30 мкс с момента генерации светового импульса.

Полученные рентгеновские фотографии процесса инициирования светочувствительного состава ВС-2 приведены на рисунке 6.

Визуальный анализ полученных изображений движения светодетонаторов с составом BC-2 под действием продуктов взрыва в диапазоне 0<Dt<30 мкс не обнаруживает заметных пространственных дивергенций. В соответствии с точными геометрическими расчётами было показано, что разновременность инициирования зарядов состава BC-2 импульсным источником некогерентного излучения не превышает



рисунок 7. Вид модельного оптического детонатора

*Dt*±3 мкс, что удовлетворяет условиям решения большинства газодинамических задач. Анализ рентгеновских снимков приводит к выводу, что время задержки зажигания светочувствительного состава ВС-2 не превышает 10 мкс (*Gerasimov S.I. et al.*, 2015; *Gerasimov S.I. et al.*, 2011). То есть инициирование состава ВС-2 лампами-вспышками по быстродействию находится на уровне инициирования лазерным излучением в режиме свободной генерации (таблица 4).

Безотказное инициирование колпачков с составом BC-2 от лазерного излучения различной длительности и света ламп-вспышек дало возможность разработать и изготовить модельные оптические детонаторы (ОД) (рисунок 7).

Модельный ОД состоит из алюминиевой гильзы, заполненной 0.2 г ТЭНа – 2, и закреплённого сверху колпачка со светочувствительным составом ВС-2 – 1. Инициирование модельного ОД осуществлялось от всех видов оптического излучения (лазерный моноимпульс, режим свободной генерации, непрерывное излучение лазерного диода, импульсное излучение лампы-вспышки). Результат срабатывания модельного ОД подтверждался перфорацией пластин-свидетелей из алюминиевого сплава Д-16 толщиной 5 мм.

#### заключение

1. Показана перспективность применения лазерных средств инициирования в ракетно-космической технике.

2. Светочувствительные координационные энергонасыщенные соединения и составы на их основе являются перспективными энергетическими материалами для создания безопасных оптических средств инициирования, в том числе для КА.

3. Проведённые исследования показали возможность применения в оптических детонаторах полимерсодержащего энергонасыщенного светочувствительного состава ВС-2 на базе комплексного перхлората ртути.

4. На примере состава ВС-2 экспериментально установлено, что снижение энергии (мощности) лазерного луча увеличивает время задержки зажигания состава. Данный вывод практически важен при проектировании лазерных средств инициирования.

#### список литературы

Агеев М.В., Егоров В.Н., Каталкина В.А., Петров В.Н. и др. Способ получения (5-нитротетразолато) пентаамминкобальт (III) перхлората // Патент РФ № 2261951 С1. 2005.

Герасимов С.И., Илюшин М.А., Кузьмин В.А. О возможности инициирования полимерсодержащего энергонасыщенного состава комплексного перхлората ртути лучом лазерного диода // Письма в журнал технической физики. 2015. № 41 (7). С. 66-72.

Герасимов С.И., Файков Ю.И., Холин С.А. Кумулятивные источники света: монография. Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2002. 228 с.

Захаров Ю.А., Алукер Э.Д., Адуев Б.П., Белокуров Г.М. и др. Предвзрывные явления в азидах тяжелых металлов. М.: Химмаш, 2002. 115 с.

Илюшин М.А., Котомин А.А., Душенок С.А., Ефанов В.В. и др. Перспективные взрывчатые вещества в системах пироавтоматики КА // Сборник научных трудов НПО им. С.А. Лавочкина. 2002. Вып. 4. С. 87-96.

Илюшин М.А., Судариков А.М., Целинский И.В., Смирнов А.В. и др. Металлокомплексы в высокоэнергетических композициях: монография / Под ред. И.В. Целинского. СПб.: ЛГУ им. А.С. Пушкина, 2010. 188 с.

Илюшин М.А., Угрюмов И.А., Долматов В.Ю., Веретенникова М.В. Инициирующий взрывчатый состав // Патент РФ № 2309139. 2006. С. 2.

Павлов В.И., Курсин А.С., Левин Е.А., Илюшин М.А. Скважинная фугасная торпеда // Патент РФ № 2055148. 1996. Бюл. № 6.

Таржанов В.И. Предвзрывные явления при быстром инициировании бризантных взрывчатых веществ: обзор // Физика горения и взрыва. 2003. № 39 (6). С. 3-11.

Чернай А.В., Илюшин М.А., Соболев В.В., Чернай В.А. Ініціювальна вибухова сполука // Патент на винахід № 52997 С2 2006. Бюл. 2006. № 17. (Украина).

Чернай А.В., Соболев В.В., Чернай В.А., Илюшин М.А. и др. Зажигание взрывчатых веществ импульсным лазерным излучением // Физика импульсной обработки материалов / Под ред. В.В. Соболева. Глава 11. Днепропетровск: Арт-Пресс, 2003. С. 267-314.

#### ЛАЗЕРНОЕ ИНИЦИИРОВАНИЕ СВЕТОЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ, ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДЛЯ СИСТЕМ ПИРОАВТОМАТИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Ahmad S.R., Cartwright M.* Laser Ignition of Energetic Materials. John Wiley & Sons. 2014. 284 p.

*Bates L.R.* The potential of tetrazoles in initiating explosive systems // Proc. 13<sup>th</sup> Symposium on Explosives and Pyrotechnics. Hilton Head Island. 1986. P. III/1-III/13.

Blachowski T.J., Ostrowski P. Development of an Optical BNCP/HNS Detonator for Various Aircrew Escape System Applications // American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper. 2000. № 3732.

*Bourne N.K.* On the laser ignition and initiation of explosives // Proc. R. Soc. London. A. 2001. Vol. 457. P. 1401-1426.

*Chen L., Sheng D., Ma F., Zhu Y. et al.* Effects of Particles Side of BNCP on the Laser Initiation Sensitivity and Delay Time // Hunneng cailiao-Chinese Journal of Energetic Materials. 2007. Nº 15 (3). P. 217-219.

*Chen L., Sheng D., Yang B., Zhu Y., Wang Y.* Effect of Dopant on BNCP Semiconductor Laser Sensitivity // Hunneng cailiao-Chinese Journal of Energetic materials. 2009. No 17 (2). P. 229-232.

Dabtore N.B., Harimkar S.P. Laser Fabrication and Machining of Materials. Chapter 2. Laser Materials Interactions // Springier. 2008. P. 34-65.

*Dilham D.* Laser Diode Initiated Systems for Space Applications // The First ESA-NASA Working Meeting on Optoelectronics: Fiber Optic System Technologies in Space. ESA/ESTEC. October 6 2005. P. 1-10.

*Everett S., Hafenrichter E.S., Marshall B.W., Fleming K.J.* Fast laser diode initiation of confined BNCP // American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper. 2003. № 245.

Fang X., Ahmad S.R. Laser Ignition of an Optically Sensitised Secondary Explosive by a Diode Laser // Central European Journal of Energetic Materials. 2016.  $N_{2}$  13 (1). P. 103-115.

Gerasimov S.I., Ilyushin M.A., Kuz'min V.A., Shugalei I.V. Optical Initiation of Polymer Containing Formulations of Azole Metal Complexes // Central European Journal of Energetic Materials. 2015. № 12 (4). P. 671-687.

*Gerasimov S.I., Len A.V., Kalmykov P.N., Ilyushin M.A.* Definition of diversity for ignition of light-sensitive pyrotechnic composition pellets with roentgraph method // Proceedings of the 14<sup>th</sup> Seminar «New trends in research of energetic materials». Czech Republic, Pardubice. April 13-15 2011. Part 1. P. 160-162.

*Hand C.F.* Novel 300-watt single-emitter laser diodes for laser initiation applications // Proc. SPIE 7795, Optical Technologies for Arming, Safing, Fuzing and Firing VI, 779507. September 03 2010.

Ilyushin M.A, Tselinsky I.V., Bachurina I.V., Seidov E. Ya. et al. Laser initiation of complex perchlorates of d-metals with heterocyclic ligands // Hunneng cailiao-Chinese Journal of Energetic materials. 2006. № 14 (6). P. 401-405.

*Ilyushin M.A., Tselinsky I.V.* Laser initiation of highenergy-capacity compounds in science and technology // Russ. J. Appl. Chem. 2000. № 73 (8). P. 1305-1312.

*Ilyushin M.A., Tselinsky I.V., Bachurina I.V., Chernay A.V.* Laser initiation of energetic transition metal complexes with 3-hydrazino-4-amino-5-R-1,2,4-triazoles as ligands // Proceedings of the X seminar «New trends in research of energetic materials» Czech Republic, Pardubice. April 25-27 2007. Part 1. P. 165-182.

*Ilyushin M.A., Tselinsky I.V., Ugryumov I.A., Dolmatov V.Yu. et al.* Study of Submicron Structured Energetic Coordination Metal Complexes for Laser Initiation Systems // Central European Journal of Energetic Materials. 2005. № 2 (1). P. 21-33.

Ilyushin M.A., Tselinsky I.V., Zhilin A.Yu., Ugryumov I.A. et al. Coordination complexes as inorganic explosives for initiation systems // Hunneng cailiao-Energetic materials. 2004. No 12 (1). P. 15-19.

Ilyushin M.A., Ugryumov I.A., Tselinsky I.V., Kozlov A.S. et al. Study of sub-micron structured photosensitive primary explosives for laser initiation systems // Proceedings of the VII seminar «New trends in research of energetic materials». Czech Republic, Pardubice. April 20-22 2004. Part 1. P. 307-317.

Kennedy J.E., Chapter I.I. Spark and Laser Ignition / in Shock Wave Science and Technology Reference Library. Vol. 5: Non-Shock Initiation of Explosives / B.W. Asay ed. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2010. P. 583-605.

Kennedy J.E., Thomas K.A., Early J.W., Lester C.S. et al. Mechanisms of exploding bridgewire and direct laser initiation of low density PETN // Proceedings of the 29th International Pyrotechnics Seminar, IPSUSA, Inc., July 2002. P. 781-785.

*Lieberman M.L.* Chemistry of (5-Cyanotetrazolato-N<sup>2</sup>) Pentaaminocobalt (III) Perchlorate and Similar Explosive Coordination Compounds // Ind. Eng. Chem. Prod. Res. Dev. 1985. № 24 (3). P. 436-440.

*Lien Y., Thoen G., Grasvik O., Bru J. et al.* Opto-Pyrotechnics for Space Applications // International Conference on Space Optics (ICSO). Greece, Rhodes, 4-8 October 2010. P. 1-4.

Zhu Ya., Sheng D., Yang B., Chen L., Ma F. Synthesis and Properties of Laser Sensitivity of Primary Explosive 5-Hydrazinotetrazole Mercury Perchlorate // Hunneng cailiao-Chinese Journal of Energetic Materials. 2009. № 17 (2). P. 169-172.

Статья поступила в редакцию 27.12.2016 г.

# ВЛИЯНИЕ ЖЁСТКОСТИ СОЕДИНИТЕЛЬНОЙ СВЯЗИ НА ПЕРЕДАЧУ ПРОДОЛЬНОЙ УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ТЕЛ

# INFLUENCE OF CONNECTING RIGIDITY ON LONGITUDINAL SHOCK LOAD TRANSFER THROUGH BOLTED ASSEMBLY



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



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



**H.A. Михаленков**<sup>1</sup>, *n.mikhalenkov@gmail.com;* **N.A. Mikhalenkov** 

В статье приведены результаты экспериментальных и расчётных исследований, направленных на установление причин и закономерностей изменения ускорений, действующих на элементы космического аппарата в местах их крепления, по отношению к ускорениям опорной для них конструкции, при импульсноударном воздействии. Рассматривается случай болтового соединения элементов и несущей конструкции, и анализируется величина продольного (вдоль оси болта) ускорения.

Ключевые слова: ударный спектр ускорений; ударные испытания космической техники; ударная прочность космического аппарата; математическое моделирование ударного взаимодействия тел; ЭКЗОМАРС.

Одним из важных и необходимых требований, предъявляемых к конструкции и аппаратуре космических аппаратов (КА), является требование их ударной прочности. Элементы КА должны сохранять свою работоспособность с требуемыми показателями точности и надёжности после воздействия ударно-импульсных нагрузок. Источниками таких нагрузок на современных КА являются пиротехнические или детонационные устройства, используемые в системах отделения КА, а также в различных системах The article briefly describes experimental and computational research results, aimed at the definition of origins and mechanism of accelerations changes, impacting on spacecraft elements at their connection areas comparing to accelerations of their base structure at impulse-and-shock impact. A case of bolted assembly of spacecraft elements and load-bearing structure is considered and an analysis of value of longitudinal acceleration (along bolt axis) is presented.

Key words: accelerations shock spectrum; spacecraft shock test; spacecraft shock strength; mathematical simulation of bodies shock interaction; EXOMARS project.

солнечных батарей, антенн и т.д. (*Ефанов В.В. и др.* Совершенствование..., 2014).

Ударные нагрузки, воздействующие на аппаратуру, могут сильно различаться и по своей пиковой величине, и по скорости изменения, в зависимости от места расположения на конструкции КА. Для оценки уровня ударного нагружения принято использовать ударный спектр (УС) ускорений отклика, который показывает зависимость максимальных ускорений отклика осцилляторов, возбуждаемых рассматривае-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

#### ВЛИЯНИЕ ЖЁСТКОСТИ СОЕДИНИТЕЛЬНОЙ СВЯЗИ НА ПЕРЕДАЧУ ПРОДОЛЬНОЙ УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ТЕЛ

мым ударным воздействием, от собственных частот этих осцилляторов (ГОСТ Р 53190-2008, 2009).

Принятая в настоящее время система обеспечения ударной прочности КА включает в себя два основных момента. Во-первых, требуемый уровень ударной прочности закладывается в конструкцию ещё на этапе проектирования, путём внесения информации о параметрах УС, действующего в узлах крепления элемента КА, в техническом задании на разрабатываемый объект. Во-вторых, реализованный в конструкции уровень ударной прочности проверяется экспериментально на соответствие заданному в ходе ударных испытаний натурного макета КА (*Ефанов В.В. и др.*, 2013).

Для эффективной работы этой системы, очевидно, необходимо на этапе проектирования достаточно точно прогнозировать ударную нагрузку в местах крепления аппаратуры и различных частей конструкции КА. К сожалению, надёжных методов расчёта ударных нагрузок, с учётом особенностей конструкции КА и источника ударного импульса, до сих пор не разработано, поэтому на практике для задания УС используют рекомендации ГОСТов и имеющийся опыт эксплуатации аналогичных систем. Для использования этого опыта необходимо уметь учитывать влияние на УС различных конструкционных факторов. Одним из таких факторов является наличие соединения различных частей конструкции между собой, через которое происходит передача ударного воздействия.

В настоящее время методов оценки влияния соединительных элементов на ударное нагружение соединяемого тела не существует, а имеющаяся скупая статистика на первый взгляд выглядит бессистемной и не поддаётся какому-либо обобщению. Тем не менее, вопрос этот, в силу вышесказанного, весьма актуален и имеет важное практическое значение. Для прояснения существа этого вопроса было предпринято специальное исследование, результаты которого излагаются ниже.

В связи с тем, что в имеющихся и перспективных конструкциях КА крепление частей конструкции между собой и объектов оборудования к ним в основном происходит с помощью болтового соединения, мы сосредоточились в первую очередь на исследовании влияния болтового соединения тел на передачу ударного нагружения в продольном направлении (вдоль оси болта) как наиболее важном направлении передачи нагрузки.

Для определения реального соотношения между ударными нагрузками, действующими по обе стороны болтового соединения в местах крепления элементов КА, в рамках проводившегося в НПО им. С.А. Лавочкина в апреле 2016 года испытания фрагмента конструкции посадочного модуля изделия «ЭКЗОМАРС» на случай срабатывания детонационного замка, авторами настоящей статьи были проведены дополнительные измерения (*Макаров В.П. и др.*, 2014). Установка для ударных испытаний включала в себя: несущий каркас, горизонтальную платформу, вертикальную приборную панель, соединительные кронштейны и подкосы между панелью и платформой, детонационный замок, имитаторы блоков оборудования. Общий вид установки показан на рисунке 1. Здесь и далее для указания ориентации различных объектов в пространстве используются оси системы координат посадочного модуля изделия ЭКЗОМАРС.



рисунок 1. Общий вид ударной установки

Несущий каркас – технологическая оснастка, представляет собой сварную пространственную раму. Сверху на каркас с помощью болтовых соединений установлен фрагмент штатной платформы с габаритными размерами (мм) 960×760×64. Платформа имеет композиционно-сотовую структуру и состоит из двух листов композиционного материала, между которыми с помощью клеевого соединения установлены соты из металлической фольги. Со стороны оси +Zна платформе установлен с помощью болтов кронштейн, к которому крепится детонационный замок (*Ефанов В.В. и др.* Детонационные..., 2014; *Горовцов В.В. и др.*, 2016).

Приборная панель расположена вертикально и крепится к платформе болтовыми соединениями через кронштейны (4 штуки) и подкосы (8 штук). Панель служит для размещения и обеспечения теплового режима установленных на ней различных блоков оборудования. По конструкции она представляет собой термостабилизированную панель из двух наружных металлических листов, между которыми с помощью клеевого соединения установлены соты из металлической фольги. Она имеет габаритные размеры (мм) 980×520×15. При испытаниях установленные на панели блоки оборудования были заменены габаритномассовыми макетами, которые представляли собой жёсткие цельнометаллические пластины.

Дополнительные измерения по теме настоящей работы проводились на макетах оборудования, которые



рисунок 2. Блок БУ Метео

крепились к термостабилизированной приборной панели одинаковыми болтами с одинаковым моментом затяжки. В данном случае мы рассматривали эти макеты вне связи их с заменяемыми ими блоками оборудования, как удобный для исследования пример тела, соединённого с несущей конструкцией. В качестве объектов исследования использовались макеты следующих блоков оборудования:

1. Макет блока БУ Метео, масса блока 1 кг, измерения проводились в двух узлах крепления соответственно датчиками Д37 и Д31 (первая пара) и датчиками Д35 и Д36 (вторая пара). Расположение датчиков показано на рисунке 2.

Соотношение между ударными нагрузками до и после болтового соединения показано на рисунке 3. Здесь и далее по вертикальной оси показаны ускорения отклика на ударное возмущение в единицах g (g=9,81 м/c<sup>2</sup>), по горизонтальной оси – частота колебаний в Гц, красным цветом показаны ускорения на панели (перед соединением), синим – ускорения на пластине (за соединением). Как видно, общая картина ударного нагружения в различных узлах

крепления макета полностью аналогична: в области низких и средних частот (до 1.3...1.6 кГц) УС до и после болтового соединения ведут себя одинаково и с достаточной точностью их можно считать совпадающими, а в области более высоких частот (от 1.3...1.6 кГц до 10 кГц) взаимное поведение УС изменяется: с ростом частоты УС на панели (перед соединением) повышается, а УС на имитаторе (за соединением) уменьшается. Снижение максимума УС за соединением по сравнению с максимумом УС перед соединением составило примерно 10 дБ. Это снижение здесь и далее относится к наиболее важной для прочности оборудования области частот.

Можно сказать, что, начиная с некоторой граничной частоты, УС за болтовым соединением «срезается» и дальнейший рост существенно замедляется. Эту граничную частоту будем называть частотой среза УС.

2. Макет блока Адрон-ЭМ-ИНГ, масса блока 2.5 кг, измерения проводились в двух узлах крепления соответственно датчиками Д68 и Д69 (первая пара) и датчиками Д67 и Д70 (вторая пара). Расположение датчиков показано на рисунке 4.



рисунок 3. Ударные спектры ускорений отклика на блоке БУ Метео

#### ВЛИЯНИЕ ЖЁСТКОСТИ СОЕДИНИТЕЛЬНОЙ СВЯЗИ НА ПЕРЕДАЧУ ПРОДОЛЬНОЙ УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ТЕЛ



рисунок 4. Блок Адрон-ЭМ-ИНГ

Соотношение между ударными нагрузками до и после болтового соединения показано на рисунке 5. Как видно, общая картина ударного нагружения в узле крепления блока Адрон-ЭМ-ИНГ полностью аналогична рассмотренной выше для блока БУ Метео. В данном случае граничная частота среза составляет примерно 1.25...1.30 кГц. Снижение максимума УС за соединением по сравнению с максимумом УС перед соединением составило примерно 10 дБ.

3. Макет блока Адрон-ЭМ-ДМ, масса блока 0.5 кг, измерение проводилось в одном узле крепления датчиками Д47 и Д50. Расположение датчиков и ударные спектры показаны на рисунке 6, частота среза УС примерно 2.4 кГц. Снижение максимума УС за соединением по сравнению с максимумом УС перед соединением составило примерно 8 дБ.

4. Макет блока КАС, масса блока 16.5 кг, измерения проводились в двух узлах крепления соответственно датчиками Д52 и Д57 (первая пара) и датчиками Д51 и Д58 (вторая пара). Расположение датчиков показано на рисунке 7.

Соотношение между ударными нагрузками до и после болтового соединения показано на рисунке 8. Как видно, общая картина ударного нагружения в узле крепления блока КАС аналогична рассмотренной выше. В данном случае граничная частота среза составляет примерно 300...760 Гц. Снижение максимума УС за соединением по сравнению с максимумом УС перед соединением составило примерно 20 дБ.

5. Макет блока аккумуляторной батареи (АКБ), масса блока 44.5 кг, измерения проводились в двух узлах крепления соответственно датчиками Д71 и Д77 (первая пара) и датчиками Д73 и Д78 (вторая пара). Расположение датчиков показано на рисунке 9.

Соотношение между ударными нагрузками до и после болтового соединения показано на рисунке 10. Как видно, общая картина ударного нагружения в узле крепления блока АКБ аналогична рассмотренной выше. В данном случае граничная частота среза составляет примерно 140...380 Гц. Снижение максимума УС за соединением по сравнению с максимумом УС перед соединением составило примерно 30 дБ.



рисунок 5. УС ускорений отклика на блоке Адрон-ЭМ-ИНГ





рисунок 6. Общий вид и УС ускорений на блоке Адрон-ЭМ-ДМ

Полученные результаты сведены в таблицу.

Полученные данные показывают, что увеличение массовой нагрузки на болт снижает частоту среза УС и увеличивает разницу между максимальными значениями УС по обе стороны болтового соединения. Такое поведение подводит к предположению о том, что частота среза УС определяется частотой собственных колебаний соединяемого тела на упругой связи болтового соединения. Для проверки правильности этого предположения была составлена упрощённая расчётная модель, состоящая из двух последовательно соединённых упругих элементов с жесткостями  $C_1$  и  $C_2$  и закреплёнными на них массами  $M_1$  и  $M_2$ , имитирующих несущую конструкцию (масса  $M_1$  на упругом основании  $C_1$ ) и соединяемое тело (масса  $M_2$ ) на упругой болтовой связи С<sub>2</sub>). Ударное воздействие имитируется упругим столкновением с массой  $M_1$ движущегося ударного тела с массой М<sub>3</sub>, имеющего начальную скорость V<sub>0</sub> и жёсткость C<sub>3</sub>. Эта расчётная схема показана на рисунке 11.

Такая схема учитывает наиболее важные упругомассовые свойства реальной конструкции и вместе с тем максимально упрощена за счёт отбрасывания второстепенных подробностей, что даёт возможность исследовать в чистом виде влияние рассматриваемых факторов. Переходные процессы, происходящие в системе при воздействии ударного импульса, определяются из решения (интегрирования) следующей системы дифференциальных уравнений:

$$M_{1} \cdot \tilde{Y}_{1} = -C_{1} \cdot \tilde{Y}_{1} + C_{2} \cdot (\tilde{Y}_{2} - \tilde{Y}_{1}) - F_{k} - 2 \cdot n_{1} \cdot \tilde{Y}_{1};$$
  

$$M_{2} \cdot \ddot{Y}_{2} = C_{2} \cdot (\tilde{Y}_{1} - \tilde{Y}_{2}) - 2 \cdot n_{2} \cdot \dot{\tilde{Y}}_{2};$$
  

$$M_{3} \cdot \ddot{\tilde{Y}}_{3} = F_{k}, \sim \sim$$

где  $Y_1=Y_1-Y_{10}$ ;  $Y_2=Y_2-Y_{20}$ ;  $Y_3=Y_3-Y_{30}$  – относительные координаты масс  $M_1$ ,  $M_2$  и  $M_3$  (смещения масс относительно координат их равновесного, первоначального положения  $Y_{10}$ ,  $Y_{20}$  и  $Y_{30}$ );

 $F_k$  – сила контактного взаимодействия между массами  $M_1$  и  $M_3$ ,

$$F_{k} = \begin{cases} C_{3} \cdot (Y_{1} - Y_{3}); \ Y_{1} \ge Y_{3}; \\ 0; \ Y_{1} \le Y_{3}; \end{cases}$$

*n*<sub>1</sub> и *n*<sub>2</sub> – коэффициенты демпфирования (сопротивления движению) масс *M*<sub>1</sub> и *M*<sub>2</sub>.



рисунок 7. Блок КАС

#### ВЛИЯНИЕ ЖЁСТКОСТИ СОЕДИНИТЕЛЬНОЙ СВЯЗИ НА ПЕРЕДАЧУ ПРОДОЛЬНОЙ УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ТЕЛ

№ п/п	датчики перед / за соединением	блок оборудования, масса блока, кг	количество болтов крепления, шт. / масса блока, приходящаяся на болт, кг	граничная частота среза УС, Гц	снижение уровня УС за соединительным узлом, дБ
1	Д31 / Д37	БУ Метео, 1	4 / 0.25	1 330	9.5
2	Д35 / Д36	БУ Метео, 1	4 / 0.25	1 570	10
3	Д47 / Д50	Адрон-ЭМ-ДМ, 0.5	4 / 0.13	2 370	8
4	Д67 / Д70	Адрон-ЭМ-ИНГ, 2.5	4 / 0.63	1 300	10
5	Д68 / Д69	Адрон-ЭМ-ИНГ, 2.5	4 / 0.63	1 240	10
6	Д52 / Д57	KAC, 16.5	6 / 2.75	730	27.5
7	Д 51 / Д58	KAC, 16.5	6 / 2.75	310	20
8	Д71 / Д77	АКБ, 44.5	6 / 7.4	140	32
9	Д73 / Д78	АКБ, 44.5	6 / 7.4	380	25

таблица – Особенности ударного нагружения макетов



рисунок 8. УС ускорений отклика на блоке КАС







рисунок 9. Блок АКБ



рисунок 10. УС ускорений отклика на блоке АКБ

В основной серии расчётов исследовалось влияние жёсткости соединения масс  $M_1$  и  $M_2$  на соотношение их ударных спектров ускорений отклика. При этом принимались неизменными следующие значения параметров расчётной модели:  $M_1=1$  кг,  $C_1=1000$  H/м,  $M_2=1$  кг,  $M_3=0.1$  кг,  $V_0=10$  м/с,  $C_3=100$  H/м. Жёсткость  $C_2$  соединения масс  $M_1$  и  $M_2$ , варьировалась в широком диапазоне: от 10 H/м до 50 кН/м, так что собственная частота колебаний  $f_2$  массы  $M_2$  на жёсткости  $C_2$  относительно собственной частоты колебаний  $f_1$  массы  $M_1$  на жёсткости  $C_1$  принимала все возможные относительные значения, где

$$f_1 = \frac{1}{2\pi} \cdot \sqrt{\frac{C_1}{M_1}} = 5.0 \frac{\text{pag}}{\text{c}}; \ f_2 = \frac{1}{2\pi} \cdot \sqrt{\frac{C_2}{M_2}} = 0.5...11.3 \frac{\text{pag}}{\text{c}}$$

(очевидно, что абсолютные величины расчётных параметров в данном случае не имеют принципиального значения). Коэффициенты демпфирования  $n_1$  и  $n_2$  определялись исходя из общепринятого



**рисунок 11.** Расчётная схема ударного нагружения элемента термостабилизированной сотовой панели с блоком оборудования



значения добротности конструкции КА *Q*=10 (*Ио-риш Ю.И.*, 1956):

$$n_1 = \frac{\pi f_1}{Q} = 1.6 \frac{\text{pag}}{\text{c}}; \quad n_2 = \frac{\pi f_2}{Q} = 0.2...3.6 \frac{\text{pag}}{\text{c}}$$

В начальный момент времени ударяющее тело  $M_3$ находится в непосредственной близости от тела  $M_1$ , конечное время расчёта определяется таким образом, чтобы колебания в системе достигли существенного затухания (амплитуда колебаний снижается на порядок). В результате расчёта (интегрирования системы дифференциальных уравнений) получают временные зависимости изменения координат  $Y_1(t)$  и  $Y_2(t)$ и ускорений масс  $M_1$  и  $M_2$ . После этого с помощью интеграла Дюамеля (ГОСТ Р 53190-2008, 2009) производится расчёт УС масс  $M_1$  и  $M_2$ .

Результаты расчётов при некоторых характерных значениях параметров расчётной модели показаны ниже на рисунках 12–15. При анализе этих результатов будем использовать значения собственных частот колебаний  $\phi_1$  и  $\phi_2$  нашей упругой системы. В силу малости демпфирования в рассматриваемой системе эти частоты приближённо можно оценить следующим образом (*Иориш Ю.И.*, 1956):

$$\begin{split} \varphi_{1} &= \frac{\omega_{1}}{2 \cdot \pi} ; \ \varphi_{2} &= \frac{\omega_{2}}{2 \cdot \pi} ; \ p_{1} &= \sqrt{\frac{C_{1} + C_{2}}{M_{1}}} ; \ p_{2} &= \sqrt{\frac{C_{2}}{M_{1}}} ; \\ \omega_{1}^{2} &= \frac{p_{1}^{2} + p_{2}^{2}}{2} - \sqrt{\frac{(p_{2}^{2} - p_{1}^{2})^{2}}{4} + p_{2}^{2} \cdot \frac{C_{2}}{M_{1}}} ; \\ \omega_{2}^{2} &= \frac{p_{1}^{2} + p_{2}^{2}}{2} + \sqrt{\frac{(p_{2}^{2} - p_{1}^{2})^{2}}{4} + p_{2}^{2} \cdot \frac{C_{2}}{M_{1}}} . \end{split}$$

На рисунке 12 показаны результаты расчёта для случая очень малой жёсткости  $C_2=10$  Н/м, так что  $f_2=0.5$  Гц много меньше  $f_1=5$  Гц.

На левой части рисунка здесь и далее представлены изменения по времени координат масс  $M_1$  и  $M_2$ (в м), на правой – ударные спектры их ускорений

#### ВЛИЯНИЕ ЖЁСТКОСТИ СОЕДИНИТЕЛЬНОЙ СВЯЗИ НА ПЕРЕДАЧУ ПРОДОЛЬНОЙ УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ТЕЛ



рисунок 12. Деформации и ускорения в расчётной модели при C<sub>2</sub>=10 Н/м

отклика (в единицах  $g=9.81 \text{ м/c}^2$ ). Красным цветом здесь и далее показаны данные, относящиеся к массе  $M_1$  (перед соединительным элементом), синим – к массе  $M_2$  (за соединением). На правой части рисунка (график ударного спектра) здесь и далее двумя вертикальными курсорами обозначены собственные частоты колебаний расчётной модели при рассматриваемых значениях её параметров:  $\varphi_1=0.5 \Gamma_{II}$ , близкая к парциальной частоте массы  $M_2$  на жёсткости  $C_2$ , и  $\varphi_2=5.0 \Gamma_{II}$ , близкая к парциальной частоте массы  $M_2$ . Как видно, на УС массы  $M_2$  (за соединением) на этих частотах имеются два пика. Причём до частоты  $\varphi_1$ наклон кривых УС масс  $M_1$  и  $M_2$  идентичный, а после неё рост УС  $M_2$  прекращается, в отличие от УС  $M_1$ , и возобновляется только вблизи частоты  $\varphi_2$ . Такое поведение УС аналогично классической амплитудночастотной характеристике упругой системы: при увеличении частоты колебаний выше частоты резонанса происходит существенное снижение их амплитуды колебаний. Вследствие этого при частотах выше  $\varphi_1$ в УС масс  $M_1$  и  $M_2$  появляется существенное различие, приводящее к значительному снижению УС  $M_2$ по сравнению с УС  $M_1$ , максимум которого достигается при  $\varphi_2$ . Таким образом, частотой среза УС  $M_2$ является частота  $\varphi_1$ , близкая к парциальной частоте массы  $M_2$  на жёсткости  $C_2$ .

На рисунке 13 показаны результаты расчёта для случая небольшой жёсткости  $C_2=100$  H/м, так что  $f_2=1.6$  Гц< $f_1=5$  Гц. В этом случае собственные частоты системы равны  $\varphi_1=1.51$  Гц< $f_2, \varphi_2=5.3$  Гц< $f_1.$ 



**рисунок 13.** Деформации и ускорения в расчётной модели при C<sub>2</sub>=100 H/м



рисунок 14. Деформации и ускорения расчётной модели при C<sub>2</sub>=1000 H/м

Качественно поведение УС такое же, как и в предыдущем случае: при частотах выше  $\varphi_1$  в УС масс  $M_1$ и  $M_2$  появляется существенное различие, приводящее к значительному снижению УС  $M_2$  по сравнению с УС  $M_1$ , максимум которого достигается при частоте  $\varphi_2$ . Таким образом, частотой среза УС  $M_1$  является частота  $\varphi_1$ , близкая к парциальной частоте массы  $M_2$ на жёсткости  $C_2$ .

На рисунке 14 показаны результаты расчёта для случая равных жёсткостей  $C_2=C_1=1000$  Н/м, так что  $f_2=f_1=5$  Гц. В этом случае собственные частоты системы равны  $\phi_1=3.1$  Гц,  $\phi_2=8.1$  Гц. Как видно, разница между УС масс  $M_1$  и  $M_2$  становится незначительной.

На рисунке 15 показаны результаты расчёта для случая большой жёсткости  $C_2$ =5000 Н/м, так что  $f_2 > f_1$ . В этом случае собственные частоты системы равны

 $\phi_1$ =3.5 Гц,  $\phi_2$ =16.3 Гц. Как видно, разница между УС масс  $M_1$  и  $M_2$  практически исчезает.

Полученная по результатам расчётов зависимость величины отношения максимумов УС  $M_2$  к УС  $M_1$ от жёсткости соединительной связи масс  $M_1$  и  $M_2$ показана на рисунке 16. Здесь по вертикальной оси в линейном масштабе отложены значения безразмерного коэффициента  $Ka=As_2/As_1$ , где  $As_2$  и  $As_1$  – максимумы УС масс  $M_2$  и  $M_1$ , а по горизонтальной оси – в логарифмическом масштабе отложены значения безразмерного коэффициента  $Kf=f_2/f_1$ , где  $f_2$  и  $f_1$  – парциальные частоты масс  $M_2$  и  $M_1$ . Как видно, соотношение УС до и после соединения существенно зависит от соотношения собственных частот колебаний конструкции и соединяемой массы (на упругом соединении). Зависимость эта нелинейная: при малой жёсткости соединения (Kf<0.3) ударное нагру-



**рисунок 15.** Деформации и ускорения расчётной модели при C<sub>2</sub>=5000 H/м

#### ВЛИЯНИЕ ЖЁСТКОСТИ СОЕДИНИТЕЛЬНОЙ СВЯЗИ НА ПЕРЕДАЧУ ПРОДОЛЬНОЙ УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ЧЕРЕЗ БОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ ТЕЛ



рисунок 16. Влияние жёсткости соединения на нагружение тел

жение за соединением практически отсутствует; при большой жёсткости соединения (Kf>2.0) ударное нагружение за соединением практически не отличается от нагружения перед соединением (соединительный элемент не искажает ударную нагрузку); в области сопоставимых значений жесткостей конструкции и соединительного элемента (0.3<Kf<2.0) происходит искажение ударной нагрузки при её передаче через узел соединения, причём величина искажения УС существенно зависит от соотношения указанных жесткостей: в частности, при равенстве парциальных частот конструкции и упругой связи соединения коэффициент ослабления УС за стыком в проведённой серии расчётов принял значение 0.65. Таким образом, искажение УС наступает при  $f_2 < 2f_1$ , при этом частотой среза УС, выше которой начинается уменьшение УС за соединением по отношению к УС перед соединением, является низшая собственная частота конструкции с установленным на ней блоком оборудования, соответствующая собственным колебаниям соединяемого тела на соединительной связи.

Из сказанного выше следует, что уменьшение количества болтов крепления одного и того же элемента КА должно приводить к уменьшению его ударного нагружения (поскольку увеличивается масса блока, приходящаяся на болт, а значит, снижается парциальная частота его колебания на соединительной связи). Результаты натурных механических ударных испытаний на описанной выше установке подтверждают справедливость этого вывода.

На рисунке 17 показано сравнение УС на приборной панели (перед крепёжным болтом) и на имитаторе блока КАС (за болтом) в районе одного из болтов крепления. Датчик D3 устанавливался на панели



рисунок 17. Влияние количества болтов на передачу ударной нагрузки

(перед соединением), D7 – на имитаторе (за соединением). В этой серии экспериментов, для достижения высокой повторяемости ударного нагружения в различных опытах, удар производился механически – путём сброса специально подобранного ударного тела (стальной шарик массой 0.25 кг) на испытываемую конструкцию, так что точка приложения ударной нагрузки приходилась на узел крепления детонационного замка. Высота сброса ударного тела подбиралась таким образом, чтобы УС при механическом ударе был близок к УС детонационного удара (в эксперименте она составила примерно 1.3 м) (Деменко О.Г. и др., 2015). При этом в разных испытаниях последовательно уменьшалось количество крепёжных болтов - с начального (штатного) значения 6 шт. до конечного (минимально возможного) 2 шт. (в районе одного из этих двух болтов и были установлены датчики D3 и D7). На левой части рисунка 17 показаны УС перед соединением при начальном и конечном количествах крепёжных болтов, а на правой – УС за соединением. Для наглядности масштаб по вертикальной оси выбран линейный. Как видно, УС перед болтом практически не зависит от количества крепёжных болтов, а УС за болтом при уменьшении количества болтов с 6 до 2 снижается и по величине (примерно в 1.5 раза), и по частоте среза, что также подтверждает сделанный выше вывод и достоверность полученных результатов.

Таким образом, передача продольной ударной нагрузки через соединительный элемент зависит от соотношения собственных частот колебаний конструкции  $f_1$  и присоединённого к ней тела на упругой соединительной связи  $f_2$ . Нагрузки, характеризующиеся низкой частотой изменения (меньшей  $f_2$ ), передаются через соединение практически без изменения. В случае если  $f_2 \le f_1$ , нагрузки, имеющие частоту изменения, большую, чем собственная частота колебаний конструкции с оборудованием, соответствующая собственным колебаниям оборудования на упругой соединительной связи, передаются через соединение в редуцированном виде. Вследствие этого угол наклона УС в узлах крепления соединяемого тела снижается по сравнению с УС несущей конструкции. Величина снижения нагрузки за соединительным элементом зависит от динамических свойств конструкции (соотношения собственных частот колебаний и внутреннего демпфирования конструкции). Конструктивные мероприятия, направленные на повышение собственной частоты колебаний соединяемого тела на упругой соединительной связи, потенциально способствуют повышению уровня его ударного нагружения (и наоборот).

Величину изменения ударной нагрузки, вызываемого влиянием соединительной связи, не представляется возможным задавать каким-то одним поправочным коэффициентом, её нужно рассчитывать в каждом конкретном случае отдельно, исходя из соотношения собственных частот конструкции и соединяемых элементов КА на упругой связи. Создание методики расчёта такого изменения ударной нагрузки не может быть сделано в рамках настоящей работы в силу большого объёма необходимого исследования различных конструкций с различными динамическими характеристиками, но должно основываться на использовании выявленной особенности передачи ударной нагрузки через упругое соединение.

#### список литературы

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

Деменко О.Г., 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., 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.

Ефанов В.В., Бирюков А.С., Деменко О.Г., Горовиов В.В. Совершенствование систем разделения современных КА по снижению ударных нагрузок // Полет. 2014. № 2. С. 30-36.

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

Горовцов В.В., Ефанов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А. Совершенствование методик расчета работоспособности детонационных устройств разделения поршневого типа и их экспериментальной отработки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 69-77.

Иориш Ю.И. Измерение вибрации. Общая теория, методы и приборы. М.: ГНТИ, 1956. 403 с.

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.

Статья поступила в редакцию 09.09.2016 г.

# К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ КОНСТРУКЦИИ ЗАЩИТНОГО ТЕПЛОВОГО ЭКРАНА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД»

C.B. Алексеев<sup>1</sup>, кандидат технических наук, nio27@laspace.ru; S.V. Alekseev

**E.B. Харитонова**<sup>1</sup>, *nio27@laspace.ru;* **E.V. Kharitonova** 

## **И.В. Аксенова**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, inter-88@ya.ru; **I.V. Aksenova**

otd5.uniikm@yandex.ru;

**А.А.** Лохов<sup>2</sup>,

A.A. Lokhov

**Е.К. Иванова**<sup>1</sup>, nio27@laspace.ru; **Е.К. Ivanova** 

THE QUESTION OF PROTECTIVE

FOR THE «INTERHELIO-ZOND»

**HEAT SHIELD DESIGN** 

**SPACECRAFT** 

В статье приведено описание принятой к рабочему проектированию конструкции теплового защитного экрана космического annapama (КА) «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД». В качестве материала для изготовления элементов экрана предложен углеродуглеродный композиционный материал (УУКМ). Определена технология изготовления и крепления между собой элементов экрана из УУКМ.

Ключевые слова: защитный тепловой экран; углерод-углеродные композиционные материалы.

## введение

Миссия КА «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» – исследование внутренней гелиосферы и Солнца с близких расстояний – обуславливает необходимость наличия в конструкции КА элемента, обеспечивающего его защиту от длительного комплексного воздействия окружающей среды: высокой температуры (до 600°С), ударов частиц метеорных потоков, потока солнечной радиации (ионизирующее излучение космического пространства 2,5×10<sup>6</sup> Рад) (Платов И.В. и др., 2015). Кроме того, защитный элемент должен выдерживать нагрузки и вибрации, возникающие при старте КА, обеспечивать оптимальные условия работы научной аппаратуры КА в процессе полёта, обладать минимальной массой при заданных габаритах.

## 1. Разработка конструкции и выбор материала для изготовления защитного теплового экрана КА

С учётом отечественного и зарубежного опыта проектирования элементов КА для его защиты от перегрева, предложена конструкция защитного теплового экрана диаметром 3700 мм, которая включает в себя внешний и внутренний экраны (внешний обращён The article describes the design of the protective heat shields approved for CDR phase for the «INTERHELIO-ZOND» spacecraft. Carbon-carbon composite material (CCCM) is offered as a material for manufacturing of the shield elements. Technology of manufacturing and mating of the CCCM shield elements is determined.

*Keywords: protective heat shield; carbon-carbon composite materials.* 

на Солнце) и силовой набор, расположенный между ними. Фрагмент конструкции представлен на рисунке 1. Аналогичная конструкция разработана инженерами NASA для проекта «Солнечный Зонд» (*http:// solarprobe.gsfc.nasa.gov/SolarProbePlus\_pre.pdf*).

Критериями для выбора материала конструкционных элементов защитного теплового экрана являлись:

- тепловой поток 17500 Bт/м<sup>2</sup>;
- температура на внешней обшивке конструкции 600°С;
- сохранение элементами конструкции физикомеханических свойств в условиях воздействия расчётных тепловых, радиационных и силовых нагрузок.

Расчётные условия эксплуатации КА и наличие большого практического опыта широкого применения в составе теплозащитных оболочек углеродуглеродных композиционных материалов обусловили целесообразность и перспективность применения для изготовления элементов конструкции защитного теплового экрана КА «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» материалов данного вида (*http://www.mai.ru/science/trudy/ published.php?ID=63029*).

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow, Khimki.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> ОАО «Уральский научно-исследовательский институт композиционных материалов», Россия, г. Пермь.

Public corporation «Ural Research Institute of composite materials», Russia, Perm'.



рисунок 1. Теплозащитный экран в эскизном проекте

Углерод-углеродные композиционные материалы в качестве наполнителя содержат углеродный армирующий элемент: дискретные волокна, непрерывные нити, жгуты, ленты или ткани. Матрицей в УУКМ, склеивающей наполнитель, в зависимости от условия получения и поставленных задач служит пироуглерод, стеклоуглерод, графит, пирографит или сажа – практически чистый углерод. Данный состав делает УУКМ самым теплостойким в своём роде материалом. Кроме того, УУКМ обладают рядом преимуществ перед металлами (титан, сталь, медь) в совокупности по значениям удельных прочности, жёсткости, максимальной температуре эксплуатации, теплоэрозионной стойкости (*Андреева А.В.*, 2001).

На основе анализа технических характеристик различных УУКМ для изготовления элементов конструкции теплового защитного экрана был выбран материал «Углекон» на основе низкомодульного углеродного волокна, кокса и пироуглерода. Технические характеристики этого материала отвечают предъявленным к защитному экрану требованиям, из данного УУКМ возможно изготовление тонкостенных крупногабаритных заготовок сложной пространственной формы, кроме того, при необходимости на «Углекон» возможно нанесение светоотражающих покрытий из пироуглерода или металла.

## 2. Отработка технологии изготовления и крепления элементов защитного теплового экрана из УУКМ

С целью отработки технологии изготовления защитного теплового экрана и подтверждения его работоспособности предполагается изготовление нескольких комплектов образцов из «Углекона»:

- пластины размером 100×100×2 мм, предназначенные для определения изменения термооптических характеристик обращённой к Солнцу поверхности экрана при воздействии высоких температур. Для проведения испытаний в конструкцию каждого образца включена термопара, работающая в диапазоне температур от 20 до 1000°С, и нагреватель, позволяющий нагреть образец до 1000°С;
- пластины размером 200×200×2 мм, предназначенные для определения воздействия микрометеоритов на экран на этапе полёта;
- фрагмент штатного экрана, включающий в себя шпангоут, фрагменты наружного и внутреннего экранов, крепёжные элементы и предназначенный для определения распределения температур по конструкции при тепловых нагрузках, соответствующих воздействию солнечного излучения в окрестности Солнца. Опытный образец, представленный на рисунке 2, предполагает наличие на тыльной стороне 9–13 термопар с диапазоном измерений от 20 до 1000°С и наличие нагревателя, способного осуществлять односторонний ступенчатый нагрев наружного экрана до 1000°С;
- фрагмент штатного экрана, предназначенный для отработки и, при необходимости, для оптимизации выбранных конструктивных решений и технологической отработки изготовления в обеспечение необходимых показателей прочности, минимальной массы и стоимости готового штатного теплового защитного экрана. Внешний и внутренний экраны опытного образца представляют собой плоскую конструкцию, выполненную из отдельных листов: центральный элемент в виде восьмигранника, периферийные элементы в виде восьми листовых секторов, примыкающих к центральному. Соединение листов экранов между собой осуществляется через внутренний силовой набор, состоящий из отдельных элементов: центрального восьмигранного шпангоута и восьми радиальных диафрагм. В сечении шпангоут и диафрагмы представляют собой швеллер, к стенке которого сверху и снизу присоединены на болтах два уголка. Фрагмент данного образца представлен на рисунке 3.

#### К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ КОНСТРУКЦИИ ЗАЩИТНОГО ТЕПЛОВОГО ЭКРАНА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД»



1 – периферийный сектор экрана;
 2 – стенка центрального шпангоута;
 3 – уголок верхний;
 4 – стенка диафрагмы;
 5 – уголок нижний.

рисунок 2. Фрагмент защитного теплового экрана для тепловых испытаний



1 – внешний экран; 2 – внутренний экран; 3 – силовой набор.
 рисунок 3. Фрагмент защитного теплового экрана для отработки конструкции и технологии изготовления

Конструкция элементов теплового защитного экрана аналогична конструкции теплозащитных оболочек летательных аппаратов. По этой причине производителем элементов экрана из материала «Углекон» ОАО «УНИИКМ» была выбрана схожая маршрутно-технологичная схема изготовления, включающая в себя следующие стадии:

1. Изготовление ткано-прошивного каркаса методом выкладки заготовок слоев ткани Урал ТМ-4 и сшивания их между собой нитью Урал Нш/215-24А на специализированной оснастке для шитья.

2. Пропитка ткано-прошивного каркаса методом инфузии фенол-формальдегидным связующим, последующей сушкой и термообработкой в камере.

3. Изготовление углепластиковых заготовок с использованием матричной и пуансоновой оснасток для формования автоклавным методом.

4. Предварительная механическая обработка заготовок по периметру и изготовление технологических сборок для сохранения геометрии заготовок при дальнейшей термохимической обработке.

5. Проведение термохимической обработки для получения УУКМ, включающей в себя три стадии:

- карбонизация, при которой полимерная матрица заготовки под действием высокой температуры разрушается и распадается на углерод (кокс) и летучие составляющие;
- высокотемпературная обработка и предварительное пироуплотнение за счёт нагрева заготовок;
- изотермическое пироуплотнение, при котором за счёт подачи при техническом вакууме во внутренний объём нагретой заготовки газообразного углеводорода на поверхности пор заготовки осаждается углерод. По причине достаточно быстрого уменьшения профиля поперечного сечения пор у поверхности, следствием чего является преждевременное образование поверхностной «корочки» и разноплотность получаемого УУКМ, данный процесс вынужденно приходится вести при сравнительно низких температуре и парциальном давлении углеродсодержащего газа в течение нескольких суток.

6. Окончательная механическая обработка элементов на металлорежущих станках согласно чертежу с помощью алмазного инструмента, обеспечивающего требуемые точность обработки и качество поверхности УУКМ.

7. Окончательная сборка фрагмента теплового защитного экрана по сборочному чертежу, особенностью которой является наличие операции обезжиривания, мойки и сушки сборочной единицы для удаления углеродной пыли с поверхности.

Для обеспечения соответствия теплового защитного экрана требованиям по пылевыделению на данный момент необходима разработка технологии окончательной обработки деталей из УУКМ блокирующими покрытиями (*Крит Б.Л. и др.*, 2014; *Любомудров А.А.*, 2016).

Крепление элементов внутренней стороны и силового набора фрагментов экрана предлагается производить при помощи стандартных заклёпок, а крепление внешней стороны – при помощи болтов и гаек из УУКМ. Испытания, целью которых было определение технологических особенностей клёпки пластин из материала «Углекон», подтвердили целесообразность применения заклёпочных соединений на тыльной стороне конструкции, а по наружной стороне – использование крепежа из материала «Углекон».

Предлагаемые технологические схемы изготовления и крепления заготовок из материала «Углекон» позволят получить образцы, необходимые для экспериментальной отработки конструктивных и технических решений изготовления теплового защитного экрана.

#### заключение

На основании результатов проработки вопроса защиты КА «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» от воздействия факторов космического пространства предложена конструкция элемента защиты КА – теплового защитного экрана диаметром 3700 мм, изготавливать который предлагается из УУКМ «Углекон». Отработана маршрутно-технологическая схема изготовления элементов конструкции экрана, а также технология их крепления стандартными заклёпочными соединениями на тыльной стороне конструкции экрана и с помощью крепежа из материала «Углекон» – на наружной.

#### список литературы

*Андреева А.В.* Основы физикохимии и технологии композитов: учеб. пособие для вузов. М.: ИПРЖР, 2001. 192 с.

Крит Б.Л., Тихонов С.А., Сорокин В.А., Францкевич В.П., Сомов О.В. Усовершенствованные комбинированные методы обработки поверхности аэрокосмических материалов концентрированными потоками энергии // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 62-67.

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

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

*URL: http://solarprobe.gsfc.nasa.gov/SolarProbePlus\_pre.pdf* (дата обращения: 20.09.2016).

*URL: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php? ID*=63029 (дата обращения 20.09.2016).

Статья поступила в редакцию 13.10.2016 г.

# К ВОПРОСУ О ФОРМИРОВАНИИ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ НИЗКОВЫСОТНЫХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (ОКОНЧАНИЕ)<sup>2</sup>



**А.Е. Евграфов**<sup>1</sup>, eae@laspace.ru; **А.Е. Evgrafov** 

# REVISING THE FORMATION OF SPACECRAFT NEAR-CIRCULAR LOW-ALTITUDE EARTH ORBITS (COMPLETION)



В.Г. Поль<sup>1</sup>, кандидат технических наук, polvad@laspace.ru; V.G. Pol

Рассмотрен подход к высокоточному описанию траектории космического аппарата в гравитационном поле фигуры реальной Земли, основанный на линеаризации уравнений движения в сочетании с использованием спектральных представлений возмущающих воздействий и решений уравнений полёта космического аппарата. Даётся практический пример явного и наглядного описания реальной траектории полёта околоземного космического аппарата и её эволюции на примере реализации околокруговой траектории с минимальными вариациями геоцентрической высоты полёта космического аппарата системы космического радиолокационного мониторинга.

Ключевые слова:

низковысотные околоземные орбиты; управление полётом космического аппарата; дистанционное зондирование Земли; прикладная баллистика.

## введение

В статье (*Евграфов А.Е., Поль В.Г.*, 2016) предложена методика анализа некеплеровой (возмущённой) околокруговой низковысотной орбиты КА, использующая решения линеаризированных уравнений движения в сочетании со спектральными представлениями правых частей таких уравнений и их решений The approach to high-precision definition of spacecraft trajectory in gravitational field of the Earth real shape is considered basing on linearization of equations of motion combined with a use of spectrum representation of disturbing effects and equation solutions of spacecraft flight. The example is given of obvious and explicit definition of the flight real trajectory of the near-earth spacecraft and its evolution exemplified in realization of the near-circular flight trajectory of the spacecraft intended for space radar monitoring system.

Key words: low-altitude earth orbits; spacecraft flight control; Earth remote sensing; applied ballistics.

(Эльясберг П.Е., 1965). Эта методика позволяет представить траектории полёта КА и характеристики текущего вектора состояния КА в виде явных функций времени, не используя оскулирующие кеплеровы элементы. Такое представление полезно при решении общих вопросов технологии РСА, обсуждавших-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Начало статьи см. в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2016. № 4. С. 67-74.

The beginning of the article see in the «Vestnik «NPO im. S.A. Lavockina». 2016. № 4. P. 67-74.

ся в литературе (*Ефанов В.В. и др.*, 2009; *Занин К.А.*, 2014; *Евграфов А.Е., Поль В.Г.*, 2015).

В (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2016) было показано, что упомянутый подход позволяет получить набор типовых ситуаций, описывающих динамическую траекторию КА, наряду с этим помогает интерпретировать и учитывать детальную эволюцию текущего вектора состояния КА, обусловленную действием системы возмущающих ускорений, явно описанных своим спектром. Необходимость такого учёта также отмечалась в литературе (Балиев А.В. и др., 2015; Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2014).

Пример применения упомянутой методики был продемонстрирован на простейшей модельной задаче формирования околокруговой орбиты низковысотного КА для фигуры Земли, представленной стандартным общеземным эллипсоидом (ОЗЭ) (*Eeграфов А.Е., Поль В.Г.*, 2016). В этой задаче требовалось сформировать орбиту, максимально приближенную к круговой. В целях максимальной прозрачности описания логики управления формой орбиты рассмотрение ограничивалось случаем плоского движения КА, а основными управляемыми характеристиками искомой орбиты были выбраны драконический период обращения и поведение радиус-вектора КА в функции времени.

Для круговой кеплеровой орбиты с заданным драконическим периодом, изначально определённой для центрального гравитационного поля идеализированной Земли, был показан механизм деформации орбиты в некеплерову квазиэллиптическую траекторию, возникающую при вводе ОЗЭ. Была продемонстрирована ведущая роль постоянной составляющей возмущающих ускорений в изменении формы орбиты и возможность компенсации значительной части возникших квазиэллиптических деформаций орбиты за счёт определённого изменения начальных условий. Компенсация достигалась целенаправленной коррекцией модуля вектора скорости, позволившей получить околокруговую орбиту, имеющую минимально возможные и притом достаточно малые колебания относительно круговой средней орбиты с заданным драконическим периодом обращения.

В результате пошагового восстановления исходной чисто круговой орбиты с радиусом  $r_0$ =6945.033 км и периодом  $p_{dr}$ =5760 с на витке среднее значение радиуса восстановленной околокруговой орбиты составило  $r_0$ =6943.753 км при том же периоде  $p_{dr}$ =5760 с. На это среднее значение наложились колебания второй гармоники частоты обращения КА с амплитудой около 1.5 км.

Для иллюстрации полученной околокруговой орбиты приведём несколько характерных цифр. Первое изменение драконического периода, полученное на шаге 2, составило dp=4.274795 с, а соответствующее изменение модуля вектора скорости оказалось равным  $dv_0=1.87414537$  м/с. Отметим, что для изменения в драконическом периоде на одну секунду необходимое изменение вектора скорости составило 0.439 м/с. Первая итерация восстановления околокруговой орбиты с использованием значения  $dv_0$  дала период  $p_{dr}=1$  ч 35 мин 59.989 с. Вторая итерация после дополнительной коррекции модуля вектора скорости, равной  $dv_1=4.4$  мм/с, позволила получить период  $p_{dr}=1$  ч 35 мин 59.998 с. Приведённые значения наглядно демонстрируют порядок необходимой точности измерения драконического периода и коррекции модуля вектора состояния при проведении подобных коррекций орбиты.

Процесс формирования заданной орбиты КА полезно продемонстрировать поведением основных спектральных характеристик вектора состояния КА. На рисунке 7 показаны текущие амплитуды первой, второй и третьей текущих гармоник спектра радиусвектора КА на витке орбиты, полученные численным анализом результатов расчёта орбиты. Эти гармоники отображают реальную траекторию КА, полученную в ходе формирования околокруговой орбиты на шаге 2 (т.е. рассчитанную для исходных  $HY_0$  круговой орбиты, но уже при задании модели геополя  $C_{20}$ ).



**рисунок 7.** Спектр радиус-вектора КА при  $HY_0$  и модели геополя для  $C_{20}$ 

Здесь первая гармоника  $a_1$  (жёлтая линия) геометрически представляет собой эллиптичность орбиты в среднем. Вторая гармоника,  $a_2$  (белая линия), отображает факт сжатия осесимметричной фигуры ОЗЭ. Третья гармоника  $a_3$  (красная линия) является артефактом, возникающим в ходе численного определения спектра при неточном согласовании периода разложения входной функции со строго определённым драконическим периодом. Её величина прене-

#### К ВОПРОСУ О ФОРМИРОВАНИИ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ НИЗКОВЫСОТНЫХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (ОКОНЧАНИЕ)

брежимо мала, может не приниматься во внимание. Амплитуды гармоник выше третьей (не показаны) – также артефакты – имеют ещё меньшие значения. По оси ординат отложены значения амплитуд в км, по оси абсцисс – шаги численного интегрирования (виток орбиты получен за 96 шагов, цена шага 1 мин).

На рисунке 8 показаны те же составляющие спектра на шагах 3 и 4, но уже после первой коррекции. Все обозначения здесь остались прежними. Хорошо виден результат коррекции начальных условий – компенсация первой гармоники вследствие целенаправленного изменения модуля скорости  $v_T$ , определяющего компоненты уточнённых начальных условий. Вторая гармоника, как и следовало ожидать, осталась неизменной.



**рисунок 8.** Спектр радиус-вектора КА при НУ<sub>1</sub> и модели геополя для  $C_{20}$ 

Очевидно, что после коррекции все последующие витки орбиты низковысотного КА для принятой модели Земли (ОЗЭ) будут идентичными. То есть полученная околокруговая ССО имеет стабильный период и фиксированную форму, привязанную к экватору. Таким образом, орбита оказывается стационарной, в среднем круговой с нужным периодом, отягощённая дополнительными, но минимально возможными колебаниями радиус-вектора r с двойной частотой обращения и амплитудой  $a_2 = \sim 1.5$  км. Возможно, что такая орбита заслуживает отдельного названия – минимальная околокруговая НВО.

# 7. Околокруговая минимальная орбита реальной фигуры Земли

Пример, приведённый выше, показывает принципы использования спектрального подхода в задаче анализа и управления формой траектории. При этом модель возмущений намеренно была взята максимально простой в целях наглядной демонстрации самой логики и механизма формирования орбиты. На практике же, конечно, рабочая модель возмущений, формирующих действительную траекторию космических объектов, всегда оказывается более сложной, чем в приведённом примере. Мало того, в реальности она почти всегда стремится стать ещё сложнее, так как потребности практики и развитие как околоземной, так и межпланетной космонавтики являются постоянно действующим стимулом.

Действительно, во-первых, практикующие баллистики всегда пытаются уточнить (а следовательно, и усложнить) механизм того или иного конкретного источника возмущений. Во-вторых, число источников возмущений, создающих заметные эффекты, по мере требований к баллистическому обеспечению, предъявляемых той же космонавтикой, также растёт. Поэтому детальный анализ эволюции и повышение точности определения и прогнозирования движения КА традиционными методами и по сей день представляет собой существующую и сложную проблему. Далее снова используя в качестве исходного пример предыдущего раздела, покажем, как применение спектральных представлений может служить по крайней мере альтернативным подходом к решению некоторых практических задач.

Известно, что в практике использования околоземных КА всегда приходится учитывать высшие гармоники разложения гравитационного потенциала вплоть до порядка и индекса n, m=8÷16, а иногда и выше. Правда, значения всех остальных коэффициентов ряда геопотенциала оказываются на два-три порядка меньше величины его первого члена С<sub>20</sub>. Кроме того, с ростом значений порядка n и индекса m они быстро убывают (Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г., 1990). Следовательно, учёт высших членов ряда при n>2 и m>0 будет вносить в определённое ранее поведение элементов движения КА дополнительные небольшие изменения того же порядка малости, которые имеют высшие члены разложения относительно члена ряда С<sub>20</sub>. Физически эти поправки, возникающие за счёт высших порядков и индексов, порождаются экваториальной и меридиональной несимметрией реальной фигуры (геоида) Земли.

Вследствие малости указанных поправок можно ожидать, что для низковысотных орбит заметные изменения будут проявляться лишь на протяжении десятка витков (т.е., за сутки, или даже после нескольких суток). Для орбит с ненулевым наклонением постоянная составляющая  $dG_{50}$ , определяющая период, будет, очевидно, зависеть от гринвичской долготы начала каждого текущего витка. Это обстоятельство приведёт к тому, что на протяжении полных суток (15 витков синхронной орбиты) значение драконического периода текущего витка  $p_{dr}$  станет периодически колебаться с двойной частотой, отображая экваториальное сжатие Земли. Этот эффект, несмотря на свою малость, может потребовать своего особого учёта, а возможно, и дополнительной коррекции величины модуля текущей скорости на величину  $|dv_0|$ . Далее, меридиональная несимметрия фигуры Земли приведёт к появлению возмущающих ускорений  $dG_{S1}$ ,  $dG_{T1}$  и, соответственно, появлению первой гармоники радиус-вектора. Её амплитуда будет линейно расти с течением времени и создавать эллиптичность орбиты, что в некоторых приложениях космонавтики потребует своего учёта.

В частности, в случае использования технологии РСА в съёмке цифровых карт рельефа местности необходимо обеспечить согласованный полёт пары КА в определённой, точно заданной и максимально стабильной пространственной относительной конфигурации (Лобанов А.Г., Семункина В.И., 2012). Это обстоятельство приводит к необходимости стабилизации орбиты с помощью коррекции движения КА. Целью такой коррекции будет являться также периодическая повторная компенсация нарастающей амплитуды текущей первой гармоники радиус-вектора. Как было отмечено ранее, такую компенсацию в принципе можно получить, изменяя комбинацию компонент текущего ВС КА  $dS_0$ ,  $dV_{S0}$  и  $dV_{T0}$  в некоторый момент времени таким образом, чтобы создать дополнительный вектор другой первой гармоники, но противоположный вектору уже существующей первой гармоники и компенсирующей её. Прояснив, таким образом, суть дела, перейдём к рассмотренному выше примеру орбиты и количественным оценкам получаемых эффектов.

Эти оценки можно было бы получить, следуя по пути, рассмотренному выше. То есть можно аналитически определять влияние отдельных гармоник разложения потенциала, составляющих полный спектр, а затем находить полную сумму эффектов текущих вариаций ВС, генерированных каждой гармоникой (Кугаенко Б.В., Эльясберг П.Е., 1968). Однако этот путь слишком трудоёмок и, пожалуй, неэффективен, поскольку число гармоник с ростом значений *n*, *m* резко увеличивается. Поэтому поступим иначе, а именно будем находить сразу спектр суммы ускорений, определённых в правых частях уравнений движения КА. Для этого используем результаты численного интегрирования уравнений движения КА при обычном прогнозе. Тогда, определив набор гармоник суммарных составляющих спектра возмущающих ускорений, можно увидеть и генерируемые ими типовые случаи вариаций компонент текущего ВС по частным схемам, определённым ранее (Евграфов А.Е., Поль В.Г., 2016).

На практике околоземную космонавтику обычно интересуют две основные характеристики полёта КА – драконический период обращения и форма ор-

биты, которые сразу описывают характер движения КА достаточно полно. Обратимся к конкретному примеру, приведённому выше, и рассмотрим поведение текущей постоянной составляющей радиального возмущающего ускорения  $dG_{s0}$  в течение суток, используя модели геополя при n>2 и m>0.

В качестве исходных можно использовать начальные условия, полученные ранее в ходе формирования минимальной околокруговой ССО для модели, учитывающей лишь член ряда  $C_{20}$ . Задав усложнённую модель возмущений *n*, *m*=8, выполним суточный численный прогноз полёта КА. Тогда, выведя в особый файл правые части уравнений движения и применив спектральный анализ, можно найти постоянную составляющую  $a_0$  текущего спектра радиального ускорения  $G_s$  (рисунок 9).



**рисунок 9.** Ход значений радиального ускорения  $dG_{so}$  за сутки

На графике по оси ординат отложено текущее значение постоянной  $a_0$  составляющей возмущающего ускорения по радиус-вектору КА, данное в единицах мм/с<sup>2</sup>. По оси абсцисс отложены те же шаги расчёта (шаг=1 мин). Можно видеть, что величина  $a_0$  в течение суток испытывает малые колебания с двойной частотой относительно среднего значения, отражая экваториальное сжатие Земли. То есть, как и следовало ожидать, на протяжении полных суток (15 витков орбиты) значение драконического периода текущего витка  $p_{dr}$  будет испытывать аналогичные ожидаемые колебания.

Правда, размах колебаний периода мал и составляет  $dp \le |0.1|$  с (или, в относительной мере,  $dP \le |2.10^{-5}|$ ). Кроме того, расчёты показывают, что среднее значение периода за сутки p в серии прогнозов для различных последовательно усложняющихся моделей

#### К ВОПРОСУ О ФОРМИРОВАНИИ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ НИЗКОВЫСОТНЫХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (ОКОНЧАНИЕ)



рисунок 10. Эволюция драконического периода ССО за одни сутки

Земли, начиная с ОЗЭ, также меняется в пределах  $dp \le |0.1|$  с. С ростом значений *n*, *m* эти изменения быстро затухают, и при *n*,  $m \ge (8 \div 16)$  они падают до уровня  $dp \le |0.001|$  с. На рисунке 10 показано поведение периода обращения *p* за сутки (жёлтый), соответствующее колебаниям величины  $a_0$ , приведённым на рисунке 9.

Дополнительно на рисунке 10 белым цветом показано изменение гринвичских долгот для восходящих узлов витков орбиты в течение суток (шкала долгот размещена справа). Можно наглядно видеть привязку значений драконического периода к определённым районам реальной фигуры Земли. Полученный график показывает, что среднее значение периода  $\bar{p}$ за сутки практически не меняется (следовательно,  $d\bar{G}_{50}$ =const). вОтмеченный факт постоянства среднего периода означает, что и  $d\bar{G}_{70}$ =0. Следовательно, драконический период рассматриваемой ССО за период времени длительностью порядка недели можно считать стабильным (как минимум до тех пор, пока не станет проявляться влияние атмосферы).

Далее, расширим интервал прогноза полёта КА и рассмотрим поведение периода обращения КА на интервале времени около трёх суток (рисунок 11). Можно видеть, что вековые изменения периода отсутствуют.

Кроме того, из рисунка 11 следует, что среднее значение периода *p*, полученное для модели *n*, *m*=8, оказалось на 0.03 с меньше синхронного значения. В частности, зафиксировав модель потенциала до-

статочно высокого порядка и индекса, соответствующую установившемуся характеру и величине колебаний периода p, можно продолжить коррекцию модуля вектора скорости и подобрать для него такое значение, при котором условие  $\bar{p} = p_0$  выполняется. На рисунке 12 показан результат такого подбора орбиты. Для иллюстрации порядка величин заметим, что для этого потребовалось увеличить модуль вектора скорости, на величину, равную  $dv_2=2$  мм/с. Отметим, что такой же результат можно получить не проводя коррекции, а просто взяв для прогноза в качестве исходных начальных условий вектора состояния прогноза, полученные на 2-м, 10-м или 14-м витке (см. рисунок 10).

Далее, переходя к рассмотрению эволюции формы рассматриваемой орбиты, можно видеть, что она практически полностью определяется поведением радиус-вектора KA |r| (рисунок 13).

На рисунке показан прогноз эволюции *r* на протяжении 3.5 суток.

Оказывается, что размах колебаний радиус-вектора линейно и непрерывно нарастает. За трое суток (45 витков орбиты) его полный размах растёт в полтора раза, хотя при этом период в среднем за сутки остаётся практически неизменным (см. рисунки 11, 12). Такая эволюция радиус-вектора определяется совместным эффектом воздействия первых гармоник возмущающих ускорений  $dG_{S1}$  (зелёный) и  $dG_{T1}$  (жёлтый). На рисунке 14 приведены их текущие амплитуды, где по оси ординат отложены их значения в мм/с<sup>2</sup>.


рисунок 11. Эволюция драконического периода орбиты за 3.3 суток (50 витков)

Эволюция первой гармоники радиус-вектора, возникающая вследствие совместного влияния возмущающих ускорений  $dG_{S1}$  и  $dG_{T1}$ , показана на рисунке 15 (белая кривая). Там же показано поведение второй гармоники радиус-вектора (которая, как и следовало ожидать, остаётся постоянной – красная кривая).

Очевидно, что такая эволюция орбиты отражает полярную несимметрию фигуры Земли. В дополнение к рисунку 13 отдельно рассмотрим показанные на рисунке 16 начальный (жёлтый) и конечный (зелёный) витки прогноза. Там же для ориентировки показана текущая широта (отмечена белыми точками), данная в масштабе (+90°÷-90°).



**рисунок 12.** Орбита ССО, согласованная в среднем с синхронным периодом

Сравнение первого и последнего витков орбиты даёт наглядное представление о том, как появление первой гармоники радиус-вектора с линейно растущей амплитудой, суммирующейся со второй гармоникой, имеющей постоянную амплитуду, искажает исходную траекторию КА и делает её нестационарной.

Таким образом, проведённое рассмотрение выбранного примера орбиты показало результативность качественного и количественного подхода к описанию траектории реального КА, обращающегося по околокруговой орбите. Оно также показало, что практически при *i*≠0 получить минимальную околокруговую орбиту стабильной формы невозможно. Следова-



**рисунок 13.** Эволюция радиус-вектора орбиты за 3.0 суток (45 витков)

#### К ВОПРОСУ О ФОРМИРОВАНИИ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ НИЗКОВЫСОТНЫХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (ОКОНЧАНИЕ)



рисунок 14. Текущие амплитуды ускорений  $dG_{S1}$  и  $dG_{T1}$ 

тельно, при необходимости стабилизации минимальной орбиты придётся проводить периодическую коррекцию текущего вектора скорости КА, обнуляющую постоянный прирост первой гармоники радиус-вектора. По сути дела, такая коррекция должна как бы периодически заново генерировать начальные условия минимальной околокруговой НВО в некоторой текущей точке витка орбиты, выбранного для её восстановления.

Местом проведения коррекции можно выбрать, например, такую точку А орбиты, в которой модуль текущего радиус-вектора КА  $|\vec{r}_i|$  на витке, выбранном для коррекции, равен модулю текущего радиусвектора  $|\vec{r}_0|$  на первом витке орбиты. Таких точек на любом витке орбиты, как показано на рисунке 16, всегда имеется две (пересечение зелёной и жёлтой кривой). Как следует из рисунка 16, эти точки располагаются в окрестности географических полюсов. Тогда коррекция  $d\vec{v}_{kor}$  вектора скорости  $\vec{v}_i$  может быть определена как разность векторов  $d\vec{v}_{kor} = \vec{v}_i - \vec{v}_0$ . При этом компоненты вектора скорости восстановленной орбиты находятся как суммы компонент вектора  $\vec{v}_i$ с соответствующими составляющими вектора  $d\vec{v}_{kor}$ (разумеется, взятыми с учётом знаков). На рисунке 17 для простоты показан плоский случай восстановления орбиты, распространение которого на трёхмерное пространство очевидно.

Точки коррекции (точки восстановления околокруговой орбиты), указанные выше, не являются единственными. Альтернативой может служить выбор таких двух точек В корректируемой орбиты, в которых модуль текущего радиус-вектора  $|\vec{r}_0|$  корректируемого витка равен модулю радиус-вектора  $|\vec{r}_0|$  первого витка в узле орбиты. На рисунке 16 эти точки соответствуют пересечению зелёной и горизонтальной белой ли-



**рисунок 15.** Модель *m*, *n*=8, эволюция первой и второй гармоники за 3.3 суток

ний. При этом вектор скорости определяется так, как это указано выше. По-видимому, возможны и другие, более сложные схемы периодического сброса накапливающейся первой гармоники радиус-вектора, однако рассмотрение полного множества этих схем и выбор из них оптимальных выходит за рамками настоящей статьи.

# 8. Сводка вариаций элементов движения околокругового КА

Анализ, проведённый выше, в качестве исходных выражений использовал общие интегральные формулы для вариаций вектора состояния КА, возникающих вследствие совместных изменений НУ и возмущающих ускорений, полученные в (Эльясберг П.Е., 1965). Однако в цитированном источнике эти выражения доведены до нескольких выделенных характерных случаев влияния изменений начальных условий с учётом лишь первых членов разложений возмущающих ускорений. Поэтому авторами настоящей статьи было проведено дополнительное исследование в полном объёме, охватившем все остальные возможные ситуации. В результате были получены явные конечные выражения, описывающие полные вариации текущих компонент ВС КА, возникающие при изменениях НУ и полного спектра возмущающих ускорений. Эти систематизированные выражения в справочных целях приводятся ниже. При необходимости они могут быть использованы для анализа частных эффектов, возникающих при вариациях НУ и действии различных возмущающих ускорений. Суммарный итог воздействия всех подобных причин всегда может быть найден как сумма всех частных эффектов.





# 8.1. Влияние возмущений начальных условий

 $dS = 2(dS_0 + dV_{T0}) + [dV_{S0}\sin u - (dS_0 + 2dV_{T0})\cos u] =_k a +_{S1}a;$  $dT = (dT_0 - 2dV_{S0}) - 3(dS_0 + dV_{T0})u + 2[(dS_0 + 2dV_{T0})\sin u + u]$ 

 $+dV_{S0}\cos u] =_k a +_v a +_{S1} a;$ 

 $dV_{S}=dV_{S0}\cos u+(dS_{0}+2dV_{T0})\sin u=_{S1}a;$ 

 $dV_{T} = -(dS_{0} + dV_{T0}) - [dV_{S0}\sin u - (dS_{0} + 2dV_{T0})\cos u] = a + s_{1}a;$ 

 $dW = dW_0 \cos u + dV_{W0} \sin u =_{S1} a;$ 

 $dV_W = -dW_0 \sin u + dV_{W0} \cos u =_{S1} a.$ 

# 8.2. Влияние постоянных возмущающих ускорений

 $dS = dG_{50} + 2dG_{70}u + [-dG_{50}\cos u - 2dG_{70}\sin u] =_{k}a +_{v}a +_{s_{1}}a;$ 

 $dT = 4 dG_{T0} + [-2 dG_{S0}u - 1.5 dG_{T0}u^2] + [2 dG_{S0}\sin u - -4 dG_{T0}\cos u] =_k a +_v a +_{S1}a;$ 

 $dV_{S} = 2dG_{T0} + dG_{S0}\sin u - 2dG_{T0}\cos u =_{k}a +_{S1}a;$ 

 $dV_{T} = -dG_{S0} - dG_{T0}u + [dG_{S0}\cos u + 2dG_{T0}\sin u] =_{k}a +_{v}a +_{S1}a;$ 

 $dW = dG_{W0} - dG_{W0} \cos u =_k a +_{S1} a;$ 

 $dV_W = dG_{W0} \sin u =_{S1} a.$ 

# 8.3. Влияние основной гармоники возмущающих ускорений

 $dS = [2dG_{T1}\cos\varphi_{T1}] + [-0.5dG_{S1}\cos(u-\varphi_{S1}) - dG_{T1}\sin(u-\varphi_{T1})]u + [(0.5dG_{S1}\cos\varphi_{S1} - dG_{T1}\sin\varphi_{T1})\sin u - 2dG_{T1}\cos\varphi_{T1}\cos u] =_{k}a +_{sm}a +_{S1}a;$ 

 $dV_{S} = [0.5 dG_{S1} \sin(u - \varphi_{S1}) - dG_{T1} \cos(u - \varphi_{T1})]u + \\+ [-0.5 dG_{S1} \sin\varphi_{S1} + dG_{T1} \cos\varphi_{T1}] \sin u =_{sn} a +_{s1} a;$ 

 $dV_{T} = [-dG_{T1}\cos\varphi_{T1}] + [0.5dG_{S1}\cos(u-\varphi_{S1}) + dG_{T1} \times \\ \times \sin(u-\varphi_{T1})]u + [-0.5dG_{S1}\cos\varphi_{S1}\sin u + dG_{T1}\cos\varphi_{T1}\cos u] = \\ =_{k}a + _{sm}a + _{S1}a;$ 

 $dW = [-0.5dG_{W_1} \cos(u - \varphi_{W_1})]u + [0.5dG_{W_1} \cos\varphi_{W_1} \sin u] = \\ =_{sm} a +_{S_1} a;$ 

 $dV_{W} = [0.5dG_{W1}\sin(u-\varphi_{W1})]u + [-0.5dG_{W1}\sin\varphi_{W1}\sin u] = =_{sm}a +_{S1}a.$ 

# 8.4. Влияние высших гармоник возмущающих ускорений

 $dS_{i} = [2i^{-1}dG_{Ti}\cos i\varphi_{Ti}] + (i^{2}-1)^{-1}[(idG_{Si}\cos i\varphi_{Si} - 2dG_{Ti}\sin i\varphi_{Ti})\sin u - (dG_{Si}\sin i\varphi_{Si} + 2idG_{Ti}\cos i\varphi_{Ti}) \times \cos u)] + (i^{2}-1)^{-1}[-dG_{Si}\sin i(u-\varphi_{Si}) + 2i^{-1}dG_{Ti}\cos i(u-\varphi_{Ti})] = _{k}a + _{Si}a + _{Si}a;$ 

 $dT = i^{-1} [-2dG_{Si} \cos(\varphi_{Si} + 3i^{-1}dG_{Ti} \sin(\varphi_{Ti})] + [-3i^{-1}dG_{Ti} \cos(\varphi_{Ti})] \times \\ \times u + (i^{2} - 1)^{-1} [(2dG_{Si} \sin(\varphi_{Si} + 4idG_{Ti} \cos(\varphi_{Ti})) \sin(u + (2idG_{Si} \times \\ \times \cos(\varphi_{Si} - 4dG_{Ti} \sin(\varphi_{Ti})) \cos(u)] + (i^{2} - 1)^{-1} [-2i^{-1}dG_{Si} \cos(u - \\ -\varphi_{Si}) - (i^{2} + 3)i^{2}dG_{Ti} \sin(u - \varphi_{Ti})] =_{k}a + va + s_{1}a + s_{i}a;$ 

 $dV_{Si} = (i^{2}-1)^{-1} [(dG_{Si}\sin i\varphi_{Si}+2idG_{Ti}\cos i\varphi_{Ti})\sin u + (idG_{Si}\cos i\varphi_{Si}-2dG_{Ti}\sin i\varphi_{Ti})\cos u] + (i^{2}-1)^{-1} \times [(-idG_{Si}\cos i(u-\varphi_{Si})-2dG_{Ti}\sin i(u-\varphi_{Ti})] =_{S1}a +_{Si}a;$ 

## К ВОПРОСУ О ФОРМИРОВАНИИ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ НИЗКОВЫСОТНЫХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (ОКОНЧАНИЕ)



**рисунок 17.** Определение вектора скорости восстановленной орбиты

 $dV_{Ti} = i^{-1} [-dG_{Ti} \cos i\varphi_{Ti}] + (i^{2}-1)^{-1} [(-idG_{Si} \cos i\varphi_{Si} + 2dG_{Ti} \sin i\varphi_{Ti}) \sin u + (dG_{Si} \sin i\varphi_{Si} + 2idG_{Ti} \cos i\varphi_{Ti}) \times \cos u] + (i^{2}-1)^{-1} [(dG_{Si} \sin i(u-\varphi_{Si}) - (i^{2}+1)i^{-1}dG_{Ti} \times \cos i(u-\varphi_{Ti})] =_{k}a +_{Si}a;$ 

 $dW_i = (i^2 - 1)^{-1} dG_{W_i} \{ [i \cos i\varphi_{W_i} \sin u - \sin i\varphi_{W_i} \cos u] + \\ + [-\sin i(u - \varphi_{W_i})] \} =_{S_i} a_{+S_i} a;$ 

 $dV_{Wi} = (i^{2}-1)^{-1} dG_{Wi} \{ [\sin i \varphi_{Wi} \sin u + i \cos i \varphi_{Wi} \cos u] + \\ + [-i \cos i (u - \varphi_{Wi})] \} = _{S1} a + _{Si} a.$ 

## заключение

В данной работе рассмотрен подход к геометрическому описанию некеплеровой траектории полёта околоземного низковысотного КА, формируемой и возмущаемой полем гравитационного потенциала реальной фигуры Земли.

Проведён последовательный анализ линеаризированных уравнений движения с применением спектральных представлений правых частей этих уравнений и кинематики текущего движения КА. Исследование доведено до конечных формул, описывающих полное множество возможных ситуаций. Практически продемонстрировано наглядное геометрическое описание траекторий КА, используемых в прикладной околоземной космонавтике.

Особо отмечена возможность управления формой траектории КА при заданных возмущающих ускорениях с использованием целенаправленной модификации начальных условий движения КА. Представляется, что она может быть полезной при формировании орбит с заданными геометрическими характеристиками и найдёт применение в технологии управления манёврами группировок КА в ходе их использования на интенсивно используемых околоземных орбитах.

## список литературы

Балиев А.В., Занин К.А., Митькин А.С. Основные принципы координатной привязки изображений, полученных с помощью космического радиолокатора с синтезированной апертурой // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 1 (83). С. 164-169.

Евграфов А.Е., Поль В.Г. Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры и координатная привязка полученных изображений // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 19-25.

*Евграфов А.Е., Поль В.Г.* К вопросу космической интерферометрической съёмки рельефа земной поверхности радиолокатором синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 44-49.

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

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

Занин К.А. Требования к навигационному обеспечению радиолокатора с синтезированной апертурой в режиме бистатической интерферометрической съёмки // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 1 (74). С. 164-169.

Кугаенко Б.В., Эльясберг П.Е. Эволюция почти круговых орбит под влиянием зональных гармоник // Космические исследования. 1968. Т. VI, № 2. С. 186-202.

Лобанов А.Г., Семункина В.И. К вопросу о баллистическом построении при проведении интерферометрической съёмки // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5. С. 41-46.

*Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г.* Основы механики космического полёта. М.: Наука, 1990. 448 с.

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

Статья поступила в редакцию 12.10.2016 г.

# ИДЕНТИФИКАЦИЯ НЕЛИНЕЙНОГО ДИНАМИЧЕСКОГО ЗВЕНА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЕРИМЕНТА



Ю.Н. Павлов<sup>1</sup>, профессор, доктор технических наук, pavlov@bmstu.ru; Yu.N. Pavlov



**В.М. Недашковский**<sup>1</sup>, доцент, кандидат технических наук, vmniu3@bmstu.ru; **V.M. Nedashkovskiy** 

# IDENTIFICATION OF NONLINEAR DYNAMIC LINK BASED BY THE EXPERIMENT OUTCOME



**E.A. Тихомирова**<sup>1</sup>, *elizarti@bmstu.ru;* **E.A. Tikhomirova** 



**И.Б. Шавырин**<sup>1</sup>, старший научный сотрудник, кандидат технических наук, shavirin@bmstu.ru; **I.B. Shavyrin** 

В статье представлен метод идентификации коэффициентов передаточной функции динамического звена (привода), описываемого нелинейным дифференциальным уравнением второго порядка с нелинейностью активного вязкого трения. Вычислительный эксперимент показал, что погрешность идентификации коэффициентов описанным методом значительно меньше уровня шумов, вносимых генерацией квазиэкспериментальных данных.

Ключевые слова:

нелинейное активное вязкое трение; идентификация; гармоническая линеаризация; частотный годограф; линейные динамические системы.

# введение

Вопросу постановки экспериментов и обработки полученных экспериментальных данных с целью решения конкретных задач идентификации уделяется достаточно большое внимание (Белоногов О.Б., 2015; Горовцов В.В. и др., 2016; Павленко В.Д., 2010; Попов Д.Н. и др., 2015).

В проблеме идентификации динамических объектов (звеньев) различают идентификацию в широком и узком смысле. В задачу идентификации в широком смысле входит как определение структуры объекта (например, порядок дифференциального уравнения, Key words: nonlinearity active viscous friction; identification; harmonic linearization; frequency locus; linear dynamical systems.

описывающего объект), так и определение основных параметров. Идентификация в узком смысле – это только определение параметров (например, коэффициентов дифференциального уравнения). Для идентификации нелинейных систем используются методы преобразования, переводящие нелинейную систему в класс квазилинейных систем с помощью, например, методов гармонической линеаризации (Попов Е.П. и др., 1960). В статье рассматривается нелинейная одномерная стационарная динамическая система типа силового привода, описываемая нели-

The article presents a method of identifying the coefficients of the transfer function of dynamic link (drive unit), which is described by a nonlinear differential equation of second order with nonlinearity of active viscous friction. The computer experiment has shown that the error of identifying the factors by the mentioned method is much less than the noise level introduced by the generation of quasi-experimental data.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> МГТУ имени Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.

MGTU by N.E. Bauman, Russia, Moscow.

нейным дифференциальным уравнением второго порядка с нелинейностью типа квадратичного вязкого трения. Рассматривается активная идентификация, для чего на вход системы подаётся гармонический сигнал с целью получения амплитудно-частотной и фазочастотной характеристик. Затем путём обработки экспериментальных данных определяются все коэффициенты дифференциального уравнения и параметры нелинейного звена.

При подаче на вход системы синусоидального сигнала  $q\sin\omega_i$  в системе установятся незатухающие колебания с амплитудой  $A_i$  и частотой  $\omega_i$ , что и позволяет для решения поставленной задачи применить метод гармонической линеаризации. Дифференциальное уравнение второго порядка, описывающее вынужденное движение динамической системы с нелинейным звеном типа «квадратичное трение», имеет вид

$$e_{2}\ddot{x}(t) + e_{1}\dot{x}^{2}(t)sign\dot{x}(t) + e_{0}x(t) = q\sin\omega t.$$
 (1)

График нелинейности, пропорциональной квадрату первой производной, приведён на рисунке 1.



**рисунок 1.** График нелинейности, пропорциональной квадрату первой производной

Неизвестные коэффициенты  $e_0$ ,  $e_1$ ,  $e_2$  дифференциального уравнения (1) должны быть определены в результате решения задачи идентификации.

В статье предложен алгоритм получения оценок неизвестных коэффициентов  $e_0$ ,  $e_1$ ,  $e_2$  дифференциального уравнения (1) по полученному экспериментальному годографу. В описываемом алгоритме для определения неизвестных коэффициентов  $e_0$ ,  $e_1$ ,  $e_2$ предлагается воспользоваться методом гармонической линеаризации и квадратичное трение аппроксимировать линейным трением с соответствующим коэффициентом гармонической линеаризации. Тогда уравнение вынужденного движения динамической системы с использованием метода гармонической линеаризации примет вид

$$e_2 \ddot{x}(t) + E_1(\omega) \dot{x}(t) + e_0 x(t) = q \sin \omega t, \qquad (2)$$

где 
$$E_1(\omega) = \frac{8e_1 A(\omega)\omega}{3\pi};$$
 (3)

 $A(\omega)$  – амплитуда синусоидальной составляющей выхода x(t), имеющей частоту  $\omega$ .

Введём обозначение 
$$c = \frac{8}{3\pi}$$
.

Тогда с учётом (3) получим

$$E_1(\omega) = ce_1 A(\omega)\omega. \tag{4}$$

Из уравнения (2) следует, что при использовании метода гармонической линеаризации частотная передаточная функция динамической системы второго порядка с квадратичным трением примет вид

$$W(j\omega) = \frac{1}{e_0 + E_1(\omega)j\omega + e_2(j\omega)^2}$$

Частотную передаточную функцию *W*(*j*ω) можно также записать в виде

$$W(j\omega) = P(\omega) + jQ(\omega).$$
(5)

Здесь  $P(\omega)$  и  $Q(\omega)$  – вещественная и мнимая части частотной передаточной функции соответственно, которые задаются соотношениями

$$P(\omega) = \frac{e_0 - e_2 \omega^2}{(e_0 - e_2 \omega^2)^2 + E_1^2(\omega)\omega^2},$$

$$Q(\omega) = -\frac{E_1(\omega)\omega}{(e_0 - e_2 \omega^2)^2 + E_1^2(\omega)\omega^2}.$$
(6)

Тогда квадрат значения амплитудно-частотной характеристики динамической системы для частоты ω можно определить по формуле

$$A^{2}(\omega)=P^{2}(\omega)+Q^{2}(\omega).$$
 (7)  
С учётом (4), (6) получим

$$A^{2}(\omega) = \frac{1}{(e_{0} - e_{2}\omega^{2})^{2} + (ce_{1}A(\omega)\omega)^{2}\omega^{2}}.$$
 (8)

Разрешив уравнение (8) относительно  $A^2(\omega)$ , получим, что при  $\omega \neq 0$ 

$$A^{2}(\omega) = \frac{-(e_{0} - e_{2}\omega^{2})^{2} + \sqrt{(e_{0} - e_{2}\omega^{2})^{4} + 4e_{1}^{2}c^{2}\omega^{4}}}{2e_{1}^{2}c^{2}\omega^{4}}.$$
 (9)

Из (8) следует, что при  $\omega=0$  имеет место равенство  $A(0) = \frac{1}{\rho_{\alpha}}$ ,

а при 
$$\omega = \omega_r = \sqrt{\frac{e_0}{e_2}}$$
 справедливо равенство  
 $A(\omega_r) = \sqrt{\frac{e_2}{e_0 e_1 c}}.$ 

С учётом (6) найдём выражение для значений φ(ω) фазочастотной характеристики системы

$$tg(\varphi(\omega)) = \frac{Q(\omega)}{P(\omega)} = -\frac{e_1 c A(\omega) \omega}{e_0 - e_2 \omega^2}.$$
 (10)

Если учесть, что при  $e_0 - e_2 \omega^2 > 0$  справедливы неравенства  $P(\omega) > 0$ ,  $Q(\omega) < 0$ , а при  $e_0 - e_2 \omega^2 < 0$  справедливы неравенства  $P(\omega) < 0$ ,  $Q(\omega) < 0$ , то из соотношения (10) получим

$$\varphi(\omega) = \operatorname{arctg}(-\frac{e_1 c A(\omega) \omega}{e_0 - e_2 \omega^2}), \text{ если } e_0 - e_2 \omega^2 > 0,$$
  
$$\varphi(\omega) = \operatorname{arctg}(-\frac{e_1 c A(\omega) \omega}{e_2 \omega^2 - e_0}) - \pi, \text{ если } e_0 - e_2 \omega^2 < 0.$$

Частотная передаточная функция *W*(*j* $\omega$ ) может быть изображена на комплексной плоскости в виде годографа (*Основы*..., 1968).

# Математическое моделирование с целью получения псевдоэкспериментальных данных

При получении частотных характеристик реальных систем в эксперименты вмешиваются помехи, обусловленные наличием зазоров, нежёсткостей, сухого трения, в результате которых точки годографа смещаются случайным образом, что приводит к искажению годографа. Введём обозначения для определённых с погрешностями вещественных и мнимых значений отсчётов, полученных с учётом соотношений (6), (9) для значений псевдоэкспериментального годографа динамической системы для *nexp* значений частот  $\omega_1, \omega_2, ..., \omega_{nexp}$ :

$$P_{1}=P(\omega_{1}),...,P_{nexp}=P(\omega_{nexp}),Q_{1}=Q(\omega_{1}),...,Q_{nexp}=Q(\omega_{nexp}).$$

На рисунке 2 показан типичный пример искажения годографа (годограф объекта) системы третьего порядка относительно годографа (годограф модели), полученного теоретическим путём, при наличии случайных погрешностей в диапазоне [-0,05...0,05] для *nexp*=15.

Решение задачи идентификации для нелинейной системы второго порядка с квадратичным трением будем искать в классе годографов, задаваемых моделью

$$W_{\rm M}(j\omega) = \frac{1}{a_0 + (a_1 c A(\omega)\omega)j\omega + a_2(j\omega)^2}$$
(11)

или моделью

$$W_{\rm M}(j\omega) = \frac{\alpha + j\beta}{\gamma + j\delta},\tag{12}$$

где 
$$\alpha = 1; \beta = 0; \gamma = a_0 - a_2 \omega^2; \delta = a_1 c A(\omega) \omega^2.$$
 (13)

Отклонение  $\Delta W_i$  *i*-го отсчёта  $W_{\rm M}(j\omega_i)$  годографа модели на частоте  $\omega_i$  от *i*-го отсчёта  $W_{\Im}(j\omega_i)$  экспериментального годографа идентифицируемой системы равно

$$\Delta W_i = W_3(j\omega_i) - W_M(j\omega_i).$$

С учётом (5), (12) можно записать в виде



**рисунок 2.** Пример искажённого годографа системы третьего порядка при наличии псевдоэкспериментальных случайных погрешностей

$$\Delta W_i = P_i + jQ_i - \frac{\alpha_i + j\beta_i}{\gamma_i + j\delta_i}, \qquad (14)$$

где параметры α<sub>i</sub>, β<sub>i</sub>, γ<sub>i</sub>, δ<sub>i</sub> соответствуют частоте ω<sub>i</sub>. Необходимо ввести приемлемый критерий, характеризующий близость двух годографов на всей совокупности экспериментальных точек, и минимизировать его по параметрам модели системы a<sub>0</sub>, a<sub>1</sub>, a<sub>2</sub>. В качестве критерия (меры) близости можно выбрать сумму квадратов модулей расхождений ΔW<sub>i</sub>

$$I = \sum_{i=1}^{nexp} \left| \Delta W_i \right|^2.$$
(15)

Минимизация меры *I* приводит к нелинейной системе уравнений для определения коэффициентов  $a_0, a_1, a_2$  модели. В работе (*Боевкин В.И. и др.*, 2013) опубликован метод, который позволяет решить поставленную задачу: для этого необходимо соотношение (14) умножить на отличный от нуля комплексный множитель ( $\gamma_i+j\delta_i$ ):

$$\Delta H_i = \Delta W_i (\gamma_i + j \delta_i).$$

Тогда с учётом (16) и (18) для  $\Delta H_i$  и для  $|\Delta H_i|^2$  получим

$$\Delta H_i = P_i \gamma_i - Q_i \delta_i - \alpha_i + j (P_i \delta_i + Q_i \gamma_i - \beta_i), \qquad (16)$$

 $|\Delta H_i|^2 = (P_i \gamma_i - Q_i \delta_i - \alpha_i)^2 + (P_i \delta_i + Q_i \gamma_i - \beta_i)^2.$ 

В качестве меры близости годографов вместо меры (15) примем меру J, равную сумме квадратов модулей  $|\Delta H_i|^2$  (16)

$$J = \sum_{i=1}^{nexp} \left| \Delta H_i \right|^2 = \sum_{i=1}^{nexp} \left[ (P_i \gamma_i - Q_i \delta_i - \alpha_i)^2 + (P_i \delta_i + Q_i \gamma_i - \beta_i)^2 \right].$$
(17)

Мера близости *J* экспериментально полученного годографа системы и годографа модели системы на всей совокупности экспериментальных точек задаёт-

#### ИДЕНТИФИКАЦИЯ НЕЛИНЕЙНОГО ДИНАМИЧЕСКОГО ЗВЕНА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЕРИМЕНТА

ся формулой (17), которая после некоторого преобразования принимает вид

$$J = \sum_{i=1}^{nexp} [(P_i^2 + Q_i^2)\gamma_i^2 + (P_i^2 + Q_i^2)\delta_i^2 - 2P_i\gamma_i\alpha_i + 2Q_i\delta_i\alpha_i - 2P_i\delta_i\beta_i - 2Q_i\gamma_i\beta_i + \alpha_i^2 + \beta_i^2].$$
(18)

Мера (18) является функцией параметров  $a_0$ ,  $a_1$ ,  $a_2$  частотной передаточной функции модели (11). Для минимизации меры J приравняем нулю частные производные от J по этим параметрам:

$$\frac{\partial J}{\partial a_0} = 0, \quad \frac{\partial J}{\partial a_1} = 0, \quad \frac{\partial J}{\partial a_2} = 0.$$
 (19)

Для рассматриваемой нелинейной системы второго порядка система нормальных уравнений (19) с учётом (7) и (13) принимает вид

$$a_{0}\sum_{i=1}^{nexp} (P_{i}^{2} + Q_{i}^{2}) - a_{2}\sum_{i=1}^{nexp} (P_{i}^{2} + Q_{i}^{2})\omega_{i}^{2} = \sum_{i=1}^{nexp} P_{i},$$

$$a_{1}\sum_{i=1}^{nexp} (P_{i}^{2} + Q_{i}^{2})^{2}\omega_{i}^{4} = -\frac{3\pi}{8}\sum_{i=1}^{nexp} Q_{i}\sqrt{P_{i}^{2} + Q_{i}^{2}}\omega_{i}^{2}, \quad (20)$$

$$a_{0}\sum_{i=1}^{nexp} (P_{i}^{2} + Q_{i}^{2})\omega_{i}^{2} - a_{2}\sum_{i=1}^{nexp} (P_{i}^{2} + Q_{i}^{2})\omega_{i}^{4} =$$

$$=\sum_{i=1}^{nexp} P_{i}\omega_{i}^{2}.$$

Систему уравнений (20) приведём к матричному виду

$$\Psi \vec{a} = \vec{u},\tag{21}$$

где 
$$\Psi = \begin{bmatrix} \Psi_{11} & 0 & \Psi_{13} \\ 0 & \Psi_{22} & 0 \\ \Psi_{31} & 0 & \Psi_{33} \end{bmatrix}, \quad \vec{a} = \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \end{bmatrix}, \quad \vec{u} = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix}.$$
 (22)

Ненулевые элементы матрицы  $\Psi$  и вектора  $\vec{u}$  в (22) с учётом (7) имеют значения

$$\Psi_{11} = \sum_{i=1}^{nexp} (P_i^2 + Q_i^2), \quad \Psi_{13} = -\sum_{i=1}^{nexp} (P_i^2 + Q_i^2) \omega_i^2,$$
  
$$\Psi_{22} = \sum_{i=1}^{nexp} (P_i^2 + Q_i^2)^2 \omega_i^4, \quad (23)$$

$$\Psi_{31} = \sum_{i=1}^{nexp} (P_i^2 + Q_i^2) \omega_i^2, \quad \Psi_{33} = -\sum_{i=1}^{nexp} (P_i^2 + Q_i^2) \omega_i^4$$
$$u_1 = \sum_{i=1}^{nexp} P_i, \quad u_2 = -\frac{3\pi}{8} \sum_{i=1}^{nexp} Q_i \sqrt{P_i^2 + Q_i^2} \omega_i^2,$$
$$u_3 = \sum_{i=1}^{nexp} P_i \omega_i^2.$$

Решая матричное уравнение (21), получим

$$a_{0} = \frac{\Psi_{33}u_{1} - \Psi_{13}u_{3}}{\Psi_{11}\Psi_{33} - \Psi_{13}\Psi_{31}}, \quad a_{1} = \frac{u_{2}}{\Psi_{22}},$$
$$a_{2} = \frac{\Psi_{11}u_{3} - \Psi_{31}u_{1}}{\Psi_{11}\Psi_{33} - \Psi_{13}\Psi_{31}}.$$

Были проведены иллюстративные вычислительные эксперименты по оценке погрешности, с которой предложенный алгоритм определяет значения параметров частотной передаточной функции нелинейной квазиэкспериментальной системы второго порядка с квадратичным трением. В экспериментах заданы конкретные значения параметров  $e_0=1$ ,  $e_1=0,5, e_2=1$ .

Погрешности измерения значений Р<sub>i</sub>, Q<sub>i</sub> моделировались с помощью генератора случайных чисел с равномерным законом плотности распределения вероятностей в диапазоне [-0,10...0,10], т.е. в пределах 10% от амплитуды частотной характеристик в точке w=0. Количество отсчётов в годографе системы варьировалось в пределах nexp=10, 20, 40, 80. Для каждого конкретного количества экспериментов *nexp* проводилось nseriy серий этих экспериментов nseriy=25, 50, 100, 200. По существу процесс искажения годографа можно рассматривать как прохождение полезного сигнала по каналу связи с помехами, поэтому для увеличения отношения сигнал/шум рассматривался диапазон околорезонансных частот  $[0,2...2\omega_r]$  ( $\omega_r=1$  Гц) там, где это отношение максимально. В сериях экспериментов вычислялись погрешности  $erre_0 = e_0 - a_0$ ,  $erre_1 = e_1 - a_1$ ,  $erre_2 = e_2 - a_2$  определения параметров  $e_0$ ,  $e_1, e_2$  и среднеквадратические отклонения *sko* для случайных величин  $erre_0$ ,  $erre_1$ ,  $erre_2$ , а также строились гистограммы для этих величин.

Из рисунка 3a, 3б можно видеть, что кривые зависимостей стабилизируются при количестве отсчётов годографа от 20 до 40.

На рисунках 4а, 4б в качестве примеров показаны гистограммы погрешностей *erre*<sub>0</sub>, *erre*<sub>1</sub> определения коэффициентов *e*<sub>0</sub>, *e*<sub>1</sub> соответственно.

Вычислительный эксперимент показал, что ошибки имеют близкий к нормальному закон распределения, среднеквадратическое отклонение sko=0,0201и небольшое среднее арифметическое mo=-0,0082. Это значит, что ~68% ошибок находится в диапазоне  $\pm sko+mo=\pm0,0201-0,0082$ , а 99% ошибок – в диапазоне  $\pm 3sko+mo=\pm0,0603-0,0082$ . Таким образом, погрешность определения значения коэффициента  $e_0=1$ в иллюстративном вычислительном эксперименте значительно меньше диапазона уровня шума, накладываемого на отсчёты годографа [-0,10...0,10].

Аналогичные результаты были получены для погрешностей определения коэффициентов  $e_1$ ,  $e_2$ . Например, для погрешности  $erre_1$  коэффициента  $e_1=0,5$ имеем sko=0,0153, а mo=-0,0082.

Для проверки гипотезы о зависимости точности идентификации коэффициентов от выбранного диапазона частот псевдоэкспериментальных годографов были проведены вычислительные эксперименты.

На рисунке 5 приведены результаты выполненного эксперимента исследования зависимости погрешности определения значения коэффициента  $e_0=1$  от величины диапазона частот  $[0,2...m\omega_r]$ , где  $\omega_r=1$  Гц и m=1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8. В эксперименте число значений частот  $\omega_1, \omega_2, ..., \omega_{nexp}$ , nexp=20, диапазон погрешности измерений [-0,10...0,10], количество серий nseriy=25 и nseriy=200.

Из рисунка 5 видно, что уход в зарезонансную область приводит к большим ошибкам идентификации,



#### **a** $- erre_0, e_0;$ **b** $- erre_1, e_1.$

**рисунок 3.** Зависимости среднеквадратического отклонения *sko* погрешностей *erre*<sub>0</sub>, *erre*<sub>1</sub> определения коэффициентов *e*<sub>0</sub>, *e*<sub>1</sub> от количества отсчётов *nexp* годографа системы при погрешности измерений в диапазоне [-0,10...0,10] и числе серий *nseriy*=25, 50, 100, 200



**a** – *erre*<sub>0</sub>, *e*<sub>0</sub>, *sko*=0,0201, *mo*=-0,0115; **6** – *erre*<sub>1</sub>, *e*<sub>1</sub>, *sko*=0,0153, *mo*=-0,0082.

**рисунок 4.** Гистограммы погрешностей *erre*<sub>0</sub>, *erre*<sub>1</sub> определения коэффициентов *e*<sub>0</sub>, *e*<sub>1</sub> с соответствующими среднеквадратическими отклонениями *sko* и средним арифметическим *mo* (*nexp*=20, диапазон погрешности измерений [-0,10...0,10], количество серий *nseriy*=200)

#### ИДЕНТИФИКАЦИЯ НЕЛИНЕЙНОГО ДИНАМИЧЕСКОГО ЗВЕНА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЕРИМЕНТА



**рисунок 5.** Зависимости среднеквадратического отклонения *sko* (**a**) и среднего арифметического *mo* (**б**) погрешностей *erre*<sub>0</sub> определения коэффициента  $e_0=1$  от величины диапазона частот  $[0,2...m\omega_r]$ , где  $\omega_r=1$  Гц и m=1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8 при количестве отсчётов *nexp*=20, при погрешности измерений в диапазоне [-0,10...0,10] и числе серий *nseriy*=25, 200

поэтому для минимизации погрешностей определения коэффициентов диапазон частот для проведения эксперимента следует выбирать в небольшой окрестности резонансной частоты ω<sub>r</sub>, например, в диапазоне [0,2...2ω<sub>r</sub>].

Таким образом, практическая реализация идеи идентификации динамической системы (привода) сводится к следующей очерёдности действий: на стенде для снятия частотных и частотно-фазовых характеристик получаем координаты точек годографа, т.е. величины  $P_i$  и  $Q_i$ , подставляем эти значения в соотношения (23), вычисляем значения  $\Psi_{11}$ ,  $\Psi_{22}$ ,  $\Psi_{31}$ ,  $\Psi_{13}$ ,  $\Psi_{32}$ ,  $u_1$ ,  $u_2$ ,  $u_3$  и получаем значения коэффициентов передаточной функции исследуемого динамического звена.

#### заключение

В статье предложен алгоритм идентификации нелинейной динамической системы по экспериментально полученным отсчётам частотного годографа системы. В иллюстративном вычислительном эксперименте показано, что для нелинейной системы второго порядка можно ограничиться количеством отсчётов годографа в диапазоне от 20 до 40.

Иллюстративный вычислительный эксперимент показал, что при использовании предложенного алгоритма идентификации нелинейной динамической системы по частотному годографу погрешность определения значений коэффициентов частотной передаточной функции системы второго порядка значительно меньше диапазона погрешности измерений экспериментальных отсчётов годографа этой системы.

Иллюстративный вычислительный эксперимент также показал, что для минимизации погрешности определения коэффициентов диапазон частот для проведения эксперимента следует выбирать в небольшой окрестности резонансной частоты динамической системы.

#### список литературы

Белоногов О.Б. Метод идентификации безразмерных параметров течения потоков жидкости в шариковых предохранительных и переливных клапанах рулевых машин ракет и маршевых двигательных установок космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 66-71.

Боевкин В.И., Недашковский В.М., Павлов Ю.Н. Идентификация линейных динамических звеньев по частотному годографу // Наука и образование: электронное научно-техническое издание. 2013. № 9. URL: http://technomag.bmstu.ru/doc/618917.html (дата обращения: 23.09.2016).

Горовцов В.В., Ефанов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А. Совершенствование методик расчета работоспособности детонационных устройств разделения поршневого типа и их экспериментальной отработки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 69-78.

Основы автоматического управления / Под ред. В.С. Пугачева. М.: Наука, Главная редакция физикоматематической литературы, 1968. 680 с.

Павленко В.Д. Идентификация нелинейных динамических систем в виде ядер Вольтерры на основе данных измерений импульсных откликов / С.В. Павленко // Электронное моделирование. 2010. Т. 32, № 3. С. 3-18.

Попов Е.П., Пальтов И.П. Приближенные методы исследования нелинейных автоматических систем. М.: ГИФМЛ, 1960. 790 с.

Попов Д.Н., Сосновский Н.Г., Княжанский А.А. Идентификация гидродинамических характеристик золотникового распределителя // Наука и образование: электронное научно-техническое издание. 2015. № 5. URL: http://technomag.bmstu.ru/doc/773060.html (дата обращения: 10.09.2016).

Статья поступила в редакцию 17.11.2016 г.

# МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ НАУЧНОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ПРОЦЕССОВ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

# METHODIC BASICS OF SCIENTIFIC FOLLOW-UP OF EARTH REMOTE SENSING SPACE SYSTEMS DESIGN AND DEVELOPMENT PROCESSES



C.A. Золотой<sup>1</sup>, кандидат технических наук, ivminaev@mail.ru; S.A. Zolotoy

Рассматривается возможность реализации метода программно-целевого обоснования облика космических систем дистанционного зондирования Земли и оптимизации программ их создания на основе установления взаимосвязи между результатами ключевых этапов жизненного цикла космических систем дистанционного зондирования Земли, формирования иерархической структуры исследовательских задач и интеграции существующих методов решения частных расчётных задач в единое информационное пространство.

Ключевые слова: космическая техника; вертикально-горизонтальная декомпозиция; иерархия уровней исследования; жизненный цикл; этапы принятия решений; теоретико-множественная модель; космическая система дистанционного зондирования Земли; космические системы и комплексы.

# введение

Создание изделий ракетно-космической техники, входящих в состав космических систем (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), является долгосрочным, дорогостоящим и наукоёмким процессом, обеспечиваемым скоординированной деятельностью различных административных, научных и производственных организаций. ЗначиThe article overviews the possibility of implementation of the method of the goal-oriented justification of design for Earth remote sensing space systems and optimization of their development programs on the basis of setting –up of interconnection between results of key milestones of lifetime of Earth remote sensing space systems, setting-up of hierarchy structure of research objectives and integration of existing methods of solution of particular design tasks into united information space.

Key words: space technologies; vertical-horizontal decomposition; research level hierarchy; life cycle; decision making milestones; set-theoretical model; Earth remote sensing space system; space systems and complexes.

тельное количество принимаемых управленческих решений, высокие требования к оперативности и качеству их принятия и реализации, трудно прогнозируемые последствия и высокая мера ответственности за их результаты обусловливают важность научного сопровождения процессов создания космических систем ДЗЗ.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> АО «Корпорация «ВНИИЭМ», Россия, г. Москва.

<sup>«</sup>VNIIEM Corporation» JC, Russia, Moscow.

#### МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ НАУЧНОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ПРОЦЕССОВ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Анализ различных источников (Лебедев А.А., 1991; Минаев И.В., 2010; Матвеев Ю.А. и др., 2015) позволяет выделить некоторые особенности научного сопровождения процессов создания КС ДЗЗ в современных условиях:

- многоцелевой характер потребностей в космической информации в системе обеспечения национальной безопасности государства;
- рост объёмов потребляемой космической информации ДЗЗ;
- жёсткие временные и ресурсные ограничения на создание и развёртывание КС ДЗЗ;
- высокая конкуренция на рынке поставщиков космической информации, обусловливающая повышенные требования к её качеству;
- воздействие на процессы создания КС ДЗЗ различного рода дестабилизирующих факторов технологического, технического и производственного характера;
- многовариантность сценариев развития политико-экономической ситуации в стране и обстановки в ракетно-космической отрасли;
- развитие информационных средств сопровождения различных этапов жизненного цикла (CALS, PLM, PDM технологии);
- отсутствие методических схем принятия научно обоснованных управленческих решений по комплексному управлению созданием КС с различной степенью детализации.

Указанные особенности обусловливают необходимость развития методических основ в области проектирования космических систем и комплексов Д33 по следующим направлениям:

- установление взаимосвязи между результатами ключевых этапов жизненного цикла КС ДЗЗ;
- формирование иерархической структуры расчётных (исследовательских) задач, соответствующей уровням принимаемых решений и объёму информации у соответствующего должностного лица (органа);
- интеграция существующих методов решения частных расчётных задач, относящихся к отдельным элементам КС ДЗЗ или процессам жизненного цикла (ЖЦ), в единое информационное пространство.

При этом предлагаемый подход должен обеспечивать:

- формализованное представление целей космической деятельности, как в части целевых индикаторов (показателей), так и в части системы предпочтений разработчика (ЛПР), определяющей взаимную структуру данных индикаторов;
- учёт ресурсных ограничений на различных этапах ЖЦ КС ДЗЗ;
- учёт неопределённости условий проектирования, производства и эксплуатации КС ДЗЗ (оценку рисков).

# 1. Постановка задачи

Результатом решения задач научного сопровождения процессов создания КС ДЗЗ должно являться обоснование облика КС ДЗЗ по показателям эффективности (качества), рисков и реализуемости и оптимизация параметров процесса создания КС ДЗЗ.

Указанные положения позволяют представить постановку задачи научного сопровождения процессов создания КС ДЗЗ в следующем виде:

$$\langle S^{\text{uen}}, S^{\text{pec}}, S^{\text{y_npoek}}, S^{\text{y_cosm}}, S^{\text{y_dyh}}, S^{\text{ods}*}, S^{\text{np}*} \rangle,$$

где *S*<sup>чел</sup>, *S*<sup>рес</sup>, *S*<sup>у\_проек</sup>, *S*<sup>у\_созд</sup>, *S*<sup>у\_фун</sup> – объекты, характеризующие цели создания КС, выделяемые объёмы ресурсного обеспечения, условия проектирования, производства и функционирования КС ДЗЗ соответственно, а *S*<sup>обл\*</sup>, *S*<sup>пр\*</sup> – объекты, описывающие оптимальный облик и программу создания КС ДЗЗ.

Для решения данной задачи предлагается использовать схему вертикально-горизонтальной декомпозиции исследования сложных систем по уровням ЖЦ (*Надежность и эффективность*, 1987), адаптированную к процессу создания КС ДЗЗ (рисунок 1).

На первом этапе осуществляется формирование концепции – общих требований к облику создаваемой системы ДЗЗ (по характеристикам космической информации), решаемых задач, направлений её создания. Реализуется посредством формирования дерева целей, отражающих задачи, поставленные перед создаваемой заказчиком системой, определения показателей (индикаторов) результатов целевого применения КС ДЗЗ и установления их взаимосвязи. Также на данном этапе целесообразно произвести учёт первичных потребителей космической информации, осуществляющих её преобразование в вид, пригодный для использования конечным заказчиком. Формализовано решаемая задача может быть представлена следующим образом:

 $\langle S^{\text{tten}}, S^{\text{pec}}, S^{\text{y_npock}}, M^{\text{norp}}; S^{\text{tp}^*} = \langle W^{\text{tp}}, C^{\text{tp}}, R^{\text{tp}} \rangle \rangle,$ 

где  $M^{\text{потр}}$  – модель первичного потребителя космической информации (например, прикладных геоинформационные систем и комплексов);

 $S^{rp^*}$  – требования к космической информации по показателям её качества  $W^{rp}$ , стоимости  $C^{rp}$  и рисков получения  $R^{rp}$ .

Детализация исследования на данном этапе определяется объёмом информации, которая может быть получена от заказчика. Чем больше имеется данных, тем более детально может быть сформировано дерево целей и, соответственно, точнее могут быть определены требуемые результаты целевого применения системы, позволяющие определить направления её создания.

При этом на концептуальном уровне проектирования, вследствие долгосрочного характера задач космической деятельности, существует неопреде-



КСК – космические системы и комплексы.

**рисунок 1.** Декомпозиция научного сопровождения процессов создания космических систем Д33 по уровням исследования сложных систем

лённость сформированных требований: например, могут возникнуть новые задачи, связанные с повышенными требованиями к качеству космической информации ДЗЗ, или измениться характер текущих задач в части, касающейся требований по стоимости получения космической информации. Соответственно, помимо рисков, связанных с получением космической информации  $R^{тр}$ , существует риск того, что результаты космической деятельности не позволят обеспечить выполнение данных требований. Данный вид риска предлагается учитывать как риск концептуального уровня проектирования  $R^{кон}$ .

На втором этапе формируется операциональный облик КС Д33 – набор функциональных компонентов (подсистем), позволяющих достичь требуемого результата в процессе целевого применения системы. Осуществляется посредством применения аппарата оценки эффективности целевого применения КС Д33 и синтеза оптимальных значений её характеристик (Занин К.А. и др., 2016), обеспечивающих достижение требуемых результатов с минимальным составом элементов системы. Формализовано решаемая задача может быть представлена следующим образом:

 $\langle S^{\mathrm{Tp}^*}, S^{\mathrm{y}_{-}\phi\mathrm{yh}}, S^{\mathrm{ods}}, M^{W\phi\mathrm{yh}}, M^{C\phi\mathrm{yh}}, M^{R\phi\mathrm{yh}}; S^{\mathrm{ods}^*} \rangle$ 

где *S*<sup>обл</sup> – объект, характеризующий возможные варианты облика КС;

*М*<sup>*W*фун</sup> – модель оценки эффективности функционирования КС ДЗЗ;

*М*<sup>Сфун</sup> – модель оценки стоимости функционирования (эксплуатации) КС Д33;

*М*<sup>*R*фун</sup> – модель оценки рисков функционирования КС Д33.

При этом результат формирования облика должен удовлетворять заданным требованиям и быть опти-

мальным по некоторой критериальной функции, отражающей совместную ценность показателей эффективности, стоимости и рисков для ЛПР:

$$S^{\text{obs},*}: \{W^{\text{фун}}(S^{\text{obs},*}), C^{\text{фун}}(S^{\text{obs},*}), R^{\text{фун}}(S^{\text{obs},*})\} \in S^{\text{rp},*} \land S^{\text{obs},*} = \underset{S^{\text{obs},*}}{\operatorname{argopt}} F(W^{\text{фун}}, C^{\text{фун}}, R^{\text{фун}}).$$

Риски функционирования на операциональном уровне обусловливаются возможностью выхода из строя либо частичным нарушением функциональности элементов КС (например, космических аппаратов в составе орбитальной группировки) и рассчитываются, исходя из характеристик надёжности КС и их элементов. При этом расчёт показателей эффективности, стоимости и рисков функционирования КС производится в допущении того, что заданный вариант облика системы будет реализован в полном объёме и элементы КС будут обладать заявленным уровнем качества.

Детализация исследования определяется составом учитываемых факторов внешней среды и глубиной декомпозиции системы на функциональные элементы.

На третьем этапе уточняются (детальные) характеристики элементов КС ДЗЗ исходя из имеющегося экономического, научного и производственно-технологического задела. Реализуется посредством технико-экономического анализа.

# 2. Формализация решаемой задачи

Формализовано решаемая задача может быть представлена следующим образом:

 $\langle S^{\mathrm{od}_{\pi^*}}, S^{\mathrm{y}_{\mathrm{co}_{3\mathrm{d}}}}, S^{\mathrm{np}}, M^{W^{\mathrm{co}_{3\mathrm{d}}}}, M^{C^{\mathrm{co}_{3\mathrm{d}}}}, M^{R^{\mathrm{co}_{3\mathrm{d}}}}; S^{\mathrm{np}^*} \rangle$ 

где  $S^{np^*}$  – объект, характеризующий возможные варианты программы создания КС с требуемым вариантом облика;

 $M^{W^{coad}}$  – модель оценки качества производства КС ДЗЗ;

 $M^{C^{coog}}$ – модель оценки стоимости производства КС ДЗЗ;

*М*<sup>*R*<sup>созд</sup></sup> – модель оценки рисков производства КС ДЗЗ.

Риски на данном уровне обусловливаются возможностью нарушения мероприятий программы создания/наращивания элементов КС по срокам, стоимости или результатам, обусловливающих не достижение заданного облика КС ДЗЗ. Детализация исследования определяется исходя из характера процесса создания системы (будет разрабатываться и производиться впервые или будут использоваться полностью либо частично готовые компоненты).

Таким образом, представленная декомпозиция процесса позволяет решать три условно независимые задачи, после чего агрегировать результаты их решения.

#### МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ НАУЧНОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ПРОЦЕССОВ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ



**рисунок 2.** Общая схема автоматизированной информационной системы научного сопровождения процессов создания КС Д33

Для учёта неопределённости и многовариантности факторов космической деятельности могут быть сформированы сценарии изменения условий проектирования, производства и эксплуатации КС ДЗЗ, объединяющие конкретные характеристики исходных данных

 $S^{cu} = \{S_i^{cu} = (S^{uen}, S^{pec}, S^{y_n n poek}, S^{y_n cosd}, S^{y_n \phi y h}), i \in I^{cu}\},\$ 

где *І*<sup>сц</sup> – множество вариантов сценариев.

Следует заметить, что, поскольку процессы организации космической деятельности связаны с необходимостью анализа и обработки значительных объёмов информации, для реализации предложенного подхода целесообразным является использование автоматизированных информационных систем (АИС). Это позволит оценить значительно большее число возможных альтернатив, сократить сроки подготовки решений в данной области и, как следствие, значительно снизить вероятность принятия ошибочного решения. Общая схема подобного рода системы представлена на рисунке 2.

## заключение

В соответствии с предложенным подходом в данной АИС на основе анализа и обработки исходной информации производится формирование облика КС ДЗЗ, обеспечивающего выполнение заданных требований, оценивание реализуемости программы создания КС ДЗЗ и рисков, возникающих при реализации космической деятельности, что позволяет повысить обоснованность принятия решений при организации космической деятельности и обеспечить достижение требуемого технического результата.

## список литературы

Занин К.А., Митькин А.С., Москатиньев И.В. Методические основы моделирования информационного тракта космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 2. С. 61-68.

*Лебедев А.А.* Космические системы наблюдения. Синтез и моделирование / А.А. Лебедев, О.П. Нестеренко. М.: Машиностроение, 1991. 238 с.

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.

*Минаев И.В.* Особенности проектирования космической техники в современных условиях // Вопросы электромеханики. 2010. Т. 118, № 5. С. 19-22.

Надежность и эффективность: справочник. Т. 3 / Под ред. Ю.В. Крючкова. М.: Машиностроение, 1987. 342 с.

Статья поступила в редакцию 24.11.2016 г.

# 1.2017

# ФОРМИРОВАНИЕ СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫХ ДЕТАЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ

**А.И. Ананьев**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, anai@laspace.ru; **А.І. Ananiev**  Ю.П. Борщев<sup>1</sup>, byp@laspace.ru; Y.P. Borshev

A.A. Курков<sup>1</sup>, кандидат технических наук, kaa@laspace.ru; A.A. Kurkov A.C. Севастьянов<sup>1</sup>, sas@laspace.ru; A.S. Sevastianov

Рассмотрены особенности применения порошковой металлургии для построения деталей космических аппаратов с повышенными механическими свойствами материалов методом селективного лазерного сплавления.

Ключевые слова: селективное лазерное сплавление; монолитные сложнопрофильные детали; микроструктура; анизотропия.

## введение

Разработка технологических решений, направленных на снижение массы деталей, оптимизацию формы, изготовление монолитных сборочных единиц, является главной задачей технологов. Небольшие значения коэффициентов запаса прочности в изделиях авиакосмической промышленности обуславливают повышенные требования к качеству материалов и технологических процессов. В НПОЛ систематически проводятся исследования по повышению качества металлов и соединений на всех этапах производства (Бирюков А.С., Макаров В.П., Маркачев Н.А., Леднев М.И. и др., 2014; Машков В.И., Киселев Л.Д., Дякина Л.А., 2014; Данилюк А.Ю., Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С., 2015).

Большая часть технологических проблем устраняется, если изготовление деталей и узлов осуществлять методом аддитивного производства, в частности с помощью селективного лазерного сплавления. Получение деталей методом селективного лазерного сплавления (СЛС) является прорывной технологией, которая пользуется растущей популярностью. Технологические преимущества СЛС позволяют получать изделия сложной конфигурации монолитными, минуя операции литья, ковки, штамповки, сварки и т.д. Например, по сравнению с традиционной литейной

# DEVELOPMENT OF SC GEOMETRICALLY COMPLICATED COMPONENTS BY THE SELECTIVE LASER MELTING METHOD

**М.Ю. Квардаков**<sup>1</sup>, kvardakov@laspace.ru; **М.Ү. Kvardakov**  C.Э. Куркин<sup>1</sup>, kse@laspace.ru; S.E. Kurkin

**М.В. Шибалов**<sup>1</sup>, кандидат технических наук, anai@laspace.ru; **М.V. Shibalov** 

The article covers specifics of powder metallurgy application for development of spacecraft components with the increased mechanical properties by the selective laser melting method.

Key words: selective laser melting; monolithic geometrically complicated components; microstructure; anisotropy.

технологией лазерная 3D-печать практически не имеет отходов, отсутствует заливная горловина, питатели и т.д. Высокая плотность потока лазерного излучения и небольшая площадь пятна нагрева приводит к образованию канала в жидкой фазе, через который излучение проникает вглубь жидкого металла и сопровождается интенсивным выделением пузырьков газа и капельным уносом металла (Гуляев А.П., 1986; Назаренко О.К., Истомин Е.И., Локшин В.Е., 1966). Эти потери незначительны по сравнению с другими методами получения литого металла.

В технологических процессах, связанных с нагревом и плавлением металла, большое влияние на качество продукции имеет чистота исходных материалов. В порошковой металлургии имеет значение также зернистость порошка. Чем меньше зерно, тем более вероятно образование пересыщенных твёрдых растворов (*Елагин В.И.*, 1984). Аналогичное влияние можно ожидать и при использовании лазерной 3D-печати. Основным принципом создания изделий в технологии СЛС является послойное введение порций порошка и плавление его лазерным лучом. При плавлении порошкового слоя объём полуфабриката (изделия) получает поток тепловой энергии и плавится на глубину, превышающую толщину слоя. Таким

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

#### ФОРМИРОВАНИЕ СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫХ ДЕТАЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ

образом, происходит сплавление его с предыдущим слоем и наращивание общей массы изделия. За счёт селективного нагрева металлического порошка возможно получать изделия практически любой формы. Чем тоньше каждый слой, тем выше точность изготовления детали.

Качество исходного порошка, чистота поверхности гранул влияют на свойства конечного продукта, поэтому требуется соблюдение определённых условий хранения и подготовки поверхности исходного материала. Общим требованием в процессах порошковой металлургии является создание сухой атмосферы хранения исходного материала, дегазационный отжиг, вакуумирование и т.п. Эти требования следует соблюдать и при повторном использовании порошка. Свойства сплавов, полученных методом СЛС, выходят за пределы имеющихся стандартов на большинство материалов и технологий. Быстрое охлаждение жидкого металла в процессе СЛС приводит к образованию различных микроструктур, отличных от структуры материалов, применяемых в обычном производстве методами литья. Вновь приобретённые свойства сплава могут быть лучше или хуже для конкретного использования. В США решением проблем стандартизации в области СЛС занимается Технический Комитет ASTM F42 (Гибсон Я., Розен Д., Стакер Б., 2016).

В данной статье рассмотрены особенности металлургических процессов при нагреве лазерным лучом тонких слоёв порошка нержавеющей стали AISI 316L, российский аналог – 03X17H13M3 (ГОСТ 5632-72). Послойное лазерное сплавление порошка производили на установке SLM 280 HL (Германия). Процесс осуществляется в герметичной рабочей камере. Поверхность рабочего стола-платформы обдувается аргоном по замкнутому контуру. Поток аргона удаляет адсорбированные на окисной пленке гранул порошка атомы кислорода, азота и влагу. Выплески расплавленного металла также увлекаются потоком аргона в фильтр.

# 1. Адсорбция

Удельная площадь поверхности порошка, зависящая от его зернистости, присутствие окисной пленки, адсорбированных газов и гидроксильных групп влияют на структуру и качество полученного металла. Для иллюстрации адсорбированных газов навеску порошка поместили в колбу и залили водой. При нагревании колбы порошок всплыл на поверхность воды, что свидетельствует о физической адсорбции атомов газа и увеличении его объёма при нагреве. Расчёт показывает, что площадь 1 см<sup>3</sup> поверхности порошка составляет около 20 м<sup>2</sup>, а площадь поверхности порошка в полностью заполненном бункере (70 кг) лазерной установки – более 1 млн. м<sup>2</sup>, т.е. количество газа, выделившегося с поверхности окисной плёнки в процессе лазерной 3D-печати, может быть значительным. При этом циркуляция защитного газа аргона по замкнутому контуру сопровождается постепенным загрязнением его продуктами десорбции газов и дегидратации, которые могут раствориться в жидком металле. Повышенное содержание газов в металле увеличивает прочность, но существенно снижает пластичность. В установке SLM 280 HL предусмотрена очистка контролируемой атмосферы, которая производится автоматически с помощью встроенного в газовую систему газоанализатора. Автоматическая продувка системы свежим аргоном производится при концентрации кислорода в смеси выше 0.5%.

# 2. Металлография

Исследовалась микроструктура материала изделия, гранулометрический состав исходного порошка и металлических гранул в возгоне на лазерном 3D-микроскопе KEYENCE VK-X150K/X160K (Япония). Для приготовления шлифа порошок замешивали в эпоксидной смоле, затем шлифовали и полировали. Размер гранул исходного порошка колеблется в достаточно широких пределах. На фоне основной массы гранул размером 20–30 мкм встречались частицы диаметром от 10 до 80 мкм, рисунок 1.

Зернистость порошка в возгоне крупнее, чем исходного порошка. Это объясняется тем, что размер капель, уносимых в возгон, зависит от температуры, вязкости, поверхностного натяжения жидкого металла и др., а зернистость исходного порошка определяется номером сита при его производстве.

Микроструктура гранул нержавеющей стали, полученных при высоких скоростях охлаждения жидкого металла, порядка 10<sup>6</sup> °С/с, существенно отличается от структуры, получаемой при равновесной кристаллизации. При закалке металла из жидкого состояния существуют две критические скорости охлаждения. Первая, когда состав твердого раствора одинаков с жидким и избыточная фаза не выделяется. Вторая, когда металл застывает в стеклообразном состоянии и кристаллизация отсутствует (Гуляев А.П., 1986). При производстве порошка нержавеющей стали методом распыления жидкого металла достигается первая критическая скорость охлаждения. При этом образуются мелкие кристаллы дендритов без осей второго порядка. Структуры исходного порошка и гранул в возгоне сходны, но дисперсность структуры возгона выше, рисунок 2.

Несмотря на дискретный рассеянный по поверхности характер облучения в процессе лазерного построения происходит значительный нагрев мате-





б

**рисунок 1.** Микрошлиф исходного порошка стали (**a**) и порошка в возгоне (**б**), 200х

риала полуфабриката. Следствием этого является уменьшение скорости охлаждения расплавленного металла в пятне нагрева, что, в свою очередь, находит отражение в кинетике кристаллизации. На рисунке 3 показана микроструктура материала, полученного методом СЛС.

В тонкостенных элементах конструкции встречаются включения столбчатых дендритов, характерных для гранул порошка, а в массивных частях появляются включения дендритов, свойственных металлу, полученному традиционными методами литья. Это объясняется тем, что общий нагрев полуфабриката в процессе лазерного сканирования достигает нескольких сотен градусов, о чём свидетельствует появление цвета побежалости на поверхности детали.

**рисунок 2.** Фотография микрошлифа порошка (а), возгона (б), 1000х

б

Окисление происходит за счёт кислорода с поверхности гранул (вследствие десорбции) и кислорода, содержащегося в аргоне. По мере прогрева порошка, окружающего полуфабрикат, происходит поступление дополнительного количества кислорода к нагретой поверхности, т.к. процесс дегидратации продолжается и при значительном нагреве (*Никитина Е.В.*, 2003). Очевидно, что при повышенной загрязненности контролируемой атмосферы рабочей камеры частота продувок газового тракта аргоном повысится. При этом среднее время контакта жидкого металла с продуктами десорбции увеличится.

Распространенным методом подготовки поверхности в различных процессах порошковой металлурги является дегазационный отжиг, который иногда по-

#### ФОРМИРОВАНИЕ СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫХ ДЕТАЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ



б

а – нижняя часть; б – верхняя часть.

рисунок 3. Аномалии микроструктуры детали, полученной методом СЛС, 1000х

зволяет снизить содержание адсорбированных паров воды в 9–11 раз (*Couuna M.A., Полькин И.С., Довбыш В.А., Игнатова О.И.*, 1984). Для этой же цели применяют нагрев порошка в бункере установки, вакуумирование и др. Следует иметь в виду, что в результате технологических нагревов происходит лишь частичная дегидратация порошка. Рекомендуемые в литературе температуры дегазационного отжига отличаются значительным разбросом. Практически в зависимости от химического состава металла, состава защитной атмосферы, продолжительности нагрева и других влияющих факторов оптимальную температуру и продолжительность отжига можно определить в каждом конкретном случае только опытным путём. Например, при вакуумной пайке для дегазации поверхности металла, сопровождаемой падением вакуума, достаточна температура около 150°С. В практике плазменной порошковой наплавки стали для повышения качества металла необходим предварительный подогрев порошка до 200–400°С (Исакаев Э.Х., Мордынский М.Б., 2008). Предположительно, при лазерной обработке порошка температура предварительного нагрева, необходимая для дегидратации поверхности гранул, должна быть ещё выше из-за малой продолжительности единичных термических циклов.

# 3. Механические испытания

Возможное загрязнение защитной атмосферы и влияние её на свойства металла исследовались на образцах Менаже и круглых гагаринских образцах, полученных методом лазерной 3D-печати. Прочность, пластичность и ударную вязкость сплава, полученного АП на лазерном 3D-принтере, исследовали на разрывной машине P-5 и маятниковом копре ПСВ-30. С целью проверки влияния чистоты аргона, циркулирующего по замкнутому циклу, канавка концентратора напряжения выполнялась в одном случае со стороны нижней грани образца, в другом – на верхней грани. Образцы с выточкой в нижней грани показали несколько более высокую ударную вязкость, см. таблицу. Вероятная причина расхождения результатов испытания – загрязнение защитной атмосферы рабочей камеры продуктами десорбции и дегидратации поверхности гранул порошка, а также обнаруженная при металлографическом исследовании структурная неоднородность сплава по высоте.

Гагаринские образцы после чистовой механической обработки подвергались растяжению на испытательной машине P-5. Скорость деформации составляла 5 мм/мин. Результаты механических испытаний приведены в таблице.

|--|

N⁰	ударная вязкость, кгм/мм <sup>2</sup>	прочность, кг/мм <sup>2</sup>	относительное удлинение, %	твёрдость, НВ
1	-	50	40	
2	14	60	30	145
3	17	66	32	173

В первой строке таблицы приведены справочные данные о стали 03X17H13M3 после закалки от температуры 1070°С (*Журавлев В.Н., Николаева О.И.*, 1992). Во второй строке – свойства стали AISI 316L, полученной по технологии СЛС, после аналогичной термической обработки. В третьей строке – свойства стали AISI 316L, полученной методом СЛС непосредственно после извлечения материала из рабочей камеры установки. В таблице представлены свойства стали, полученной методом СЛС при горизонтальном положении лабораторных образцов в процессе построения. В случае вертикального положения образца в рабочей камере установки его механические свойства изменяются: прочность понижается, а пластичность возрастает.

# 4. Обсуждение результатов

Механические свойства стали, полученной методом СЛС, после нагрева до температур 1030–1070°С уступают свойствам материала в исходном состоя-





**рисунок 4.** Микроструктура стали непосредственно после СЛС (**a**), после термической обработки (**б**), 200х

б

нии, т.е. непосредственно после извлечения материала из рабочей камеры. Это связано с анизотропией первичной структуры, рекристаллизацией и ростом зерна в результате термической обработки. Изменение микроструктуры стали вследствие термической обработки показано на рисунке 4.

Снижение относительного удлинения стали, полученной по технологии СЛС, связано, вероятно, с растворением в жидком металле газов, десорбированных с поверхности гранул порошка, и последующим образованием пересыщенного твердого раствора. Аналогично повышенное содержание газов в металле при сварке увеличивает прочность, но существенно снижает пластичность (*Назаренко О.К., Истомин Е.И., Локшин В.Е.*, 1966). Технологическая ниша СЛС в порошковой металлургии – мелкосерийное производство изделий сложной конфигурации (*Гибсон Я., Розен Д., Стакер Б.*, 2016). В качестве примера на рисунке 5 показан макет спиральной конической слабонаправленной антенны, полученной методом СЛС.

## ФОРМИРОВАНИЕ СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫХ ДЕТАЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ



**рисунок 5.** Монолитное изделие: макет спиральной конической слабонаправленной антенны

Изделие полностью монолитное, не имеющее никаких разъёмных и неразъёмных соединений. Технология СЛС позволила в данном случае исключить ряд технологических операций из существующего производственного процесса, повысить качество, надёжность и производительность труда при изготовлении подобных устройств.

## заключение

По результатам проведённой работы можно заключить, что технология СЛС обеспечивает повышение прочности стали 03X17H13M3 на 20% по сравнению со справочными данными (Журавлев В.Н., Николаева О.И., 1992). Пластичность материала, полученного методом лазерной 3D-печати, достаточно высока. Кроме того применение современных способов подготовки поверхности порошка к лазерному синтезу (вакуумный нагрев в псевдокипящем слое, дегазационный отжиг, предварительная обработка поверхности порошка лучом меньшей мощности и др.) позволит получать методом СЛС более чистые по растворенным газам сплавы, обладающие повышенной пластичностью.

Имея в виду интенсивное освоение технологии СЛС во многих отраслях и странах, в т.ч. в России, что отражено в патентной литературе, представляется необходимым провести методически аналогичные исследования порошковых композиций материалов, используемых в производстве летательных аппаратов. Освоение СЛС открывает новые перспективы при разработке и создании сложнопрофильных деталей и устройств.

## список литературы

Бирюков А.С., Макаров В.П., Маркачев Н.А., Леднев М.И. и др. Об особенностях конструктивно-силовых схем и экспериментальной отработке межорбитального космического буксира «ФРЕГАТ» и переходных отсеков // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 26-36.

Гибсон Я., Розен Д., Стакер Б. Технология аддитивного производства. М.: Техносфера, 2016. 646 с.

*Гуляев А.П.* Металловедение. М.: Металлургия, 1986. 544 с.

Данилюк А.Ю., Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Проблемы создания перспективных сверхтяжелых ракет-носителей // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 10-18.

*Елагин В.И.* Перспективные гранулированные алюминиевые сплавы // Металлургия гранул. М.: ВИЛС, 1984. Вып. 2. С. 3.

*Журавлев В.Н., Николаева О.И.* Машиностроительные стали. М.: Машиностроение, 1992. 480 с.

*Исакаев Э.Х., Мордынский М.Б.* Формирование зоны сплавления при плазменной порошковой наплавке // Сварочное производство. 2008. № 12. С. 8-12.

*Машков В.И., Киселев Л.Д., Дякина Л.А.* Антеннофидерные системы для межорбитальных космических буксиров «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 50-58.

*Назаренко О.К., Истомин Е.И., Локшин В.Е.* Электронно-лучевая сварка. М.: Машиностроение, 1966. 126 с.

Никитина Е.В. Особенности образования пористости при сварке плавлением гранулированных материалов // Сварочное производство. 2003. № 12. С. 15-20.

Сошина М.А., Полькин И.С., Довбыш В.А., Игнатова О.И. Механическое легирование порошков в системе Ni-Al-Mo-W // Металлургия гранул. М.: ВИЛС, 1984. Вып. 1. С. 351-360.

Статья поступила в редакцию 25.08.2016 г.

# СТРАТЕГИЧЕСКОЕ ПАРТНЁРСТВО С ВУЗАМИ КАК ВАЖНЕЙШИЙ ФАКТОР ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ НАУКОЁМКОГО ПРОМЫШЛЕННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

STRATEGIC PARTNERSHIP WITH HIGHER EDUCATION INSTITUTIONS AS A FUNDAMENTAL FACTOR OF COMPETITIVE ABILITY ASSURANCE FOR SCIENCE – INTENSIVE INDUSTRIAL ENTERPRISES



**М.В. Данильченко**<sup>1</sup>, mvd@laspace.ru; **M.V. Danilchenko** 



C.B. Кудрявцев<sup>1</sup>, кандидат технических наук, skudr@laspace.ru; S.V. Kudryavtsev



С.Ф. Тесёлкин<sup>1</sup>, кандидат физикоматематических наук, teselkin@laspace.ru; S.F. Teselkin

Раскрываются основные предпосылки установления и развития партнёрских отношений с вузами со стороны наукоёмких промышленных предприятий; обосновываются направления и формы интеграции образования, науки и промышленного производства; сформированы подходы к разработке программы стратегического партнёрства с вузами на примере ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина».

Ключевые слова: наукоёмкое промышленное предприятие; вуз; программа; образование; наука; промышленное производство; стратегическое партнёрство; исследования; разработка; инновации; профориентация; трудоустройство; малый космический аппарат.

# введение

На современном этапе экономического развития России для крупного наукоёмкого отечественного промышленного предприятия приобретают особое значение установление и развитие партнёрских отношений с вузами. Это обусловлено следующими обстоятельствами:

- спецификой функционирования наукоёмких промышленных предприятий в современных условиях инновационного развития экономики;
- состоянием рынка труда в промышленном секторе;

The main prerequisites of establishment and development of partnership between higher education institutions and science-intensive industrial enterprises are revealed, directions and forms of education, science and industrial production integration are justified, approaches to elaboration of strategic partnership programme with higher education institutions by example of Lavochkin Association are defined.

Key words: science-intensive industrial enterprise; higher education institution; programme; education; science; industrial production; strategic partnership; studies; design & development; innovations; vocational guidance; employment assistance; small spacecraft.

- особенностями обновляемой системы образования в стране;
- долгосрочными задачами, поставленными перед ведущими отраслями промышленности, в том числе поиск и развитие талантов и освоение новых рынков и технологий.

К наукоёмким относятся те промышленные предприятия, где создаётся конструктивно сложная (с большой долей прибавочной стоимости) промышленная продукция, при этом значительная доля затрат (более 20%) идёт на исследования и разработку

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

#### СТРАТЕГИЧЕСКОЕ ПАРТНЁРСТВО С ВУЗАМИ КАК ВАЖНЕЙШИЙ ФАКТОР ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ НАУКОЁМКОГО ПРОМЫШЛЕННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

в целях создания новой продукции, используется высокотехнологичное оборудование и высококвалифицированный труд инженерно-технического состава и рабочих (*Базадзе Н.Г.*, 2002).

Наукоёмкие предприятия могут быть как мелкими (до 15 чел.), малыми (до 100 чел.), так и достигать масштабов головной фирмы – производителя комплексной системной продукции, имеющей большое количество (до нескольких сотен) смежников со сложной системой управления и обеспечения производства.

Для конкурентоспособных наукоёмких предприятий характерны высокие темпы обновления продукции за счёт постоянно проводимого комплекса НИОКР, использования имеющегося научно-технического задела и маркетинговых решений, обеспечивающих создание и реализацию высокотехнологичной конкурентоспособной продукции.

Основными отличительными признаками конкурентоспособной наукоёмкой продукции являются:

- принципиальная новизна продукта;
- высокий уровень качества;
- хорошие финансово-экономические показатели, достигнутые в процессе производства;
- высокий уровень сервиса.

Стратегия наукоёмкого предприятия сосредоточена на придании продукции новых свойств и повышении качества, дающих преимущества перед аналогичной продукцией конкурентов. Для этого предприятию необходимо постоянно поддерживать процесс воспроизводства новых идей, патентного поиска, запуска НИОКР с возрастанием скорости исследований и разработок, и сокращением времени выхода этапов на жизненный цикл создаваемых изделий. Решать указанные задачи можно только при условии сохранения и развития на предприятиях мощных научнотехнических, интеллектуальных и кадровых ресурсов (*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж.*, 2016).

Вместе с этим повысить конкурентоспособность и инновационную активность наукоёмких промышленных предприятий можно на основе эффективного взаимодействия с научными, образовательными и инновационными компаниями (*Кудрявцев С.В., Примаков П.А., Кудрявцев М.С.*, 2013).

# 1. Основные направления и формы интеграции образования, науки и промышленного производства

Опыт выполнения федеральных целевых программ (*Mamsees Ю.А., Кудрявцев С.В., Примаков П.А.,* 2013) показывает, что только при налаживании тесных партнёрских отношений предприятий с вузами, заинтересованными во взаимовыгодном сотрудничестве, возможна успешная системная интеграция вузовской науки и промышленного производства, предполагающая, в том числе, реализацию комплексных инновационных проектов.

В условиях обновляемой в стране системы образования вузы также активно выступают за формирование партнёрских отношений с потенциальными работодателями. Сегодня конкурентоспособность вуза на рынке образовательных услуг напрямую зависит от того, как трудоустраиваются его выпускники и насколько быстро они способны адаптироваться к требованиям заказчика.

Одной из проблем сегодняшнего отечественного высшего образования является заметный отрыв выпускников от реального сектора экономики. вузы по-прежнему дают в большей степени академическое образование, а не прикладное, техническая база высшей школы существенно отстаёт от той, которая создана в промышленности.

Основным стимулом формирования стратегического партнёрства наукоёмкого промышленного предприятия и вуза являются взаимная заинтересованность в повышении качества подготовки специалистов и потребность развития инновационной промышленной инфраструктуры.

Основные формы сотрудничества системы «Предприятие – вуз» охватывают образовательную, научную и инновационную сферы и включают следующие направления:

- целевая подготовка специалистов в вузе по заказу предприятия;
- организация практик и дипломного проектирования студентов на предприятии;
- проведение стажировок профессорско-преподавательского состава на предприятии;
- переподготовка и повышение квалификации специалистов предприятия в вузе по программам дополнительного профессионального обучения;
- проведение совместных научных исследований и разработок в рамках федеральных целевых программ (ФЦП);
- создание совместных учебно-научных инновационных структур;
- проведение совместных научно-технических семинаров, конференций по важнейшим научнообразовательным направлениям;
- совместное формирование учебных планов и программ подготовки специалистов;
- привлечение сотрудников предприятия к учебному процессу в вузе;
- сотрудничество в сфере подготовки научных кадров.

В настоящее время партнёрами НПО имени С.А. Лавочкина являются 16 ведущих вузов страны. В их числе технические университеты, национальные исследовательские институты. Сегодня они не только являются поставщиками на предприятие квалифицированных специалистов, но и выступают в качестве организаций-смежников при выполнении важнейших проектно-конструкторских работ по созданию высокотехнологичных образцов космической техники.

С 2011 года НПОЛ является участником двух технологических платформ «Национальная космическая технологическая платформа» и «Национальная информационная спутниковая система». В рамках данных платформ осуществляется координация НИОКР, которые выполняют вузы совместно с промышленными индустриальными партнёрами по ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы», и реализация постановления Правительства РФ от 09.04.2010 г. № 218 о развитии кооперации учебных заведений и промышленных предприятий. Указанные работы направлены на внедрение новых технологий производства изделий космической техники, совершенствование производственного процесса, инновационное развитие предприятия с возможностью коммерциализации результатов НИОКР и дальнейшего применения в интересах народного хозяйства.

Большая роль в интеграции вузовской науки и промышленного производства отводится ресурсным центрам. Ресурсный центр – это форма объединения и концентрации кадровых, материально-технических, учебно-методических и информационных ресурсов работодателей и образовательных организаций для их совместного использования и достижения конкретных целей. Созданные при вузах ресурсные центры способствуют повышению уровня образовательного процесса, научных исследований и опытно-конструкторских работ. Важнейшей задачей промышленности сегодня является дальнейшее расширение взаимодействия с ресурсными центрами с использованием механизмов частно-государственного партнёрства, бизнеса и вовлечения ресурсных центров в реальный сектор экономики в качестве самостоятельных субъектов. Таким образом, создаётся распределённая материально-техническая инфраструктура, открытая для пользователей из вузов и промышленности.

Как показывает опыт проведения всероссийской молодежной научно-практической конференции «Орбита молодёжи» (г. Самара, 8–9 сентября 2016 года), перспективы развития сотрудничества вузов с предприятиями ракетно-космической промышленности в ближайшее время будут концентрироваться в области совместной разработки малых космических аппаратов (МКА).

Разработка МКА вызывает в последнее время большой интерес не только у вузов, но и у государственных и коммерческих компаний, так как их производство и запуск в качестве «попутного груза» обходятся дешевле. Вместе с тем, такие аппараты способны решать большие научные и технологические задачи, а университеты могут использовать МКА для образовательных целей.

Особо следует отметить концепцию создания МКА модульного типа, которая впервые была предложена Калифорнийским политехническим и Стэндфордским университетами еще в 1999 году и в дальнейшем переросла в разработку КА стандарта CubeSat. С 2013 года отмечается лавинообразный рост коммерческих КА данного типа в мире, в ближайшие годы его можно оценивать величиной не менее 100 единиц в год.

В России использование МКА (в том числе стандарта CubeSat) также имеет тенденцию к росту. В проектах совместно с предприятиями промышленности активно участвуют вузы: Юго-Западный государственный университет (проект «Часки-1», 2014), Томский политехнический университет («Томск-ТПУ-120», 2015), Самарский национальный исследовательский университет («Самсат-218», 2016), Московский авиационный институт («Искра-МАИ-85») и др. В ближайшей перспективе следует ожидать выхода на темп запуска российских КА типа CubeSat на уровень 10...15 в год.

Кроме данного типа МКА, российские вузы совместно с предприятиями промышленности разрабатывают МКА большей размерности. Как правило, разработка и сборка таких аппаратов осуществляется на предприятиях, а приборное оборудование изготавливается в вузе с привлечением студентов. Успешные запуски указанных МКА, проекты которых разрабатывались в МГУ имени М.В. Ломоносова, МГТУ имени Н.Э. Баумана, СибГАУ и других вузах при поддержке предприятий РКТ проводятся с 2000-х годов. НПОЛ планирует в рамках работ по университетским МКА решать задачи по апробации новых технических решений и отработке перспективных инновационных технологий.

На нашем предприятии реализуется комплексный план профориентационных мероприятий, направленных на создание условий для вовлечения школьников, студентов в научно-техническую сферу с целью дальнейшего их трудоустройства на предприятие. Среди благоприятных предложений, побуждающих молодых людей к работе в космической промышленности, актуальными являются следующие:

- относительно достойная зарплата;
- пакет социальной поддержки;
- работа на современном высокотехнологичном оборудовании;
- возможность дальнейшего обучения и повышения квалификации;
- карьерный рост.

#### СТРАТЕГИЧЕСКОЕ ПАРТНЁРСТВО С ВУЗАМИ КАК ВАЖНЕЙШИЙ ФАКТОР ОБЕСПЕЧЕНИЯ Конкурентоспособности наукоёмкого промышленного предприятия



количество студентов, прошедших практику на предприятии
 количество выпускников, прошедших практику

и трудоустроенных на предприятии

**рисунок 1.** Динамика практик студентов и их трудоустройства на предприятии (чел.)

Среди профориентационных мероприятий следует выделить участие НПОЛ в национальном проекте «Роскансат».

Национальный образовательмолодёжный ный проект «Воздушно-инженерная школа» («Роскансат») организован сотрудниками МГУ имени М.В. Ломоносова как соревнование команд школьников, студентов по сборке и запуску моделей космических аппаратов. Российский чемпионат «Роскансат» проводится ежегодно, пятый год подряд и охватывает к настоящему времени более 50 команд из всех уголков страны. По статистике, более 60% участников проекта выбирают для поступления технические вузы и специальности авиационно-космического профиля (www.roscansat.ru). Участие промышленности в данном мероприятии позволяет отбирать талантливых молодых людей, направлять их в профильные технические вузы и оказывать им совместно с вузами поддержку в реализации своих творческих инициатив.

Практика студентов на предприятии является важным инструментом отбора перспективных молодых работников для дальнейшего трудоустройства. Ежегодно на предприятии проходят практику около 200 студентов, и некоторые из практикантов получают предложение работать на предприятии.

На рисунке 1 представлены изменения количества практик студентов на предприятии и численность выпускников из числа прошедших практику и трудоустроившихся на предприятии по годам.

Важной формой кадровой работы является обучение студентов в вузах по целевому набору, которое осуществляется в соответствии с заданием государственного плана подготовки кадров для организаций ОПК. Указанный план формируется Минобрнауки



количество поступивших по целевой форме

количество трудоустроенных на предприятие

**рисунок 2.** Динамика развития целевой формы обучения (чел.)

ежегодно и распространяется на предприятия ОПК, которые направляют в образовательные организации выпускников школ и других лиц для обучения по программам высшего (бакалавриат, специалитет, магистратура, аспирантура) и среднего профессионального образования. Важнейшим условием целевого приема является обязательство обучаемого отработать не менее трёх лет на предприятии после успешного окончания учебного заведения.

На рисунке 2 представлены данные о развитии целевой формы обучения на предприятии в период 2012–2016 гг.

Одной из острых проблем вузов сегодня является стремительное старение профессорско-преподавательского состава вузов, уменьшение количества научно-исследовательских лабораторий, падение качества преподавания. С целью поддержки вузов, привязки теоретической подготовки к практике производственной деятельности специалисты предприятия занимаются преподавательской работой, становятся руководителями практик, дипломных проектов, наставниками молодежи на начальном этапе их трудового пути.

Сведения об участии сотрудников предприятия в образовательной деятельности приведены на рисунке 3.

Важнейшим направлением взаимодействия промышленных предприятий и вузов является совместная работа по разработке и актуализации новых федеральных государственных образовательных и профессиональных стандартов.

В соответствии с нормами Трудового кодекса потребности работодателей в персонале реализуются с учётом положений квалификационных справочников или профессиональных стандартов. Профессиональный стандарт – это характеристика квалификации, необходимой работнику для осуществления определенного вида профессиональной деятельности. В настоящее время в реестр Минтруда внесено более 800 профстандартов.

Переход на новые федеральные государственные образовательные стандарты привёл к переработке учебных программ и планов, к необходимости развития новых форм подготовки специалистов, компетенций преподавателей с учётом потребностей работодателей. Руководство Госкорпорации «Роскосмос» осуществляет координацию такого взаимодействия вузов и предприятий ракетно-космической промышленности в направлении совершенствования образовательных процессов так, чтобы квалификация завтрашнего выпускника вуза была ориентирована на перспективные профессии, требования новых стандартов.

Одним из направлений укрепления кадрового потенциала предприятия является участие в программе «Глобальное образование», направленной на сохранение и приумножение научных, инженерных, управленческих и медицинских кадров за счёт поддержки со стороны государства граждан, самостоятельно поступивших в иностранные образовательные учреждения. Главным содержанием деятельности предприятия является трудоустройство лучших специалистов-выпускников, получивших образование в ведущих зарубежных университетах. В программе участвуют 288 университетов из 32 стран мира. Ежегодно принимается на учёбу не менее 718 граждан России по трём уровням подготовки: магистратура, ординатура и аспирантура; и следующим направлениям: инженерные специальности, образование, наука, управление и медицина.

С целью повышения качества управления на предприятиях, конкурентоспособности и эффективности их деятельности реализуется президентская программа подготовки управленческих кадров для организаций народного хозяйства. Программа предусматривает профессиональную переподготовку в области экономики и управления организацией, менеджмента и маркетинга, финансов и управления проектами. Обучение проходит в ведущих вузах страны. Программы обучения построены таким образом, чтобы ориентировать слушателей на развитие профессиональных компетенций, повышение квалификации и прохождение стажировок на базе передовых российских и международных компаний. Реализация указанных проектно-ориентированных программ ведущими вузами страны показала их высокую эффективность для формирования практических навыков руководящего состава предприятия.

В соответствии с поручениями Президента РФ об обеспечении высококвалифицированными кадрами организаций ракетно-космической промышленности в 2015–2016 гг. реализовывалась программа обучения стратегического кадрового резерва Госкорпорации «Роскосмос». Программой обучения сотрудников было предусмотрено развитие управленческих, лидерских и бизнес-компетенций, изучение лучших практик международных технологических компаний и применение полученных знаний в практической работе.

В рамках ведомственной целевой программы «Повышение квалификации инженерно-технических кадров на 2015–2016 годы» на основе развития частно-государственного партнёрства осуществлялась реализация дополнительных профессиональных программ повышения квалификации по направлениям, наиболее востребованным предприятием. Участие вузов в данной программе позволило предприятию повысить уровень квалификации специалистов в вопросах совершенствования системного управления процессами создания высокотехнологичных образцов техники, бережливого производства, менеджмента качества продукции на всех этапах её создания.

С 2015 года в ракетно-космической отрасли получили поддержку программы развития системы подготовки кадров для оборонно-промышленного комплекса, включающие предоставление субсидий проектам, направленным на совершенствование технологий и инфраструктуры целевого обучения студентов в интересах предприятий ОПК (Программа «Новые кадры ОПК»). Финансовая поддержка проектов, отобранных на конкурсной основе, осуществляется при условии софинансирования со стороны организации ОПК.

# 2. Основные подходы к разработке программы стратегического партнёрства наукоёмкого промышленного предприятия с вузами

Для организации сетевого взаимодействия по различным направлениям сотрудничества с учебными заведениями на предприятии развёрнута работа по формированию единого системообразующего документа программы «Стратегическое партнёрство ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» с ведущими вузами».

Цель программы – обеспечить качественное и динамичное развитие предприятия, внедрение передовых технологий для разработки и создания ракетно– космической техники, формирование условий для профессиональной подготовки специалистов и укрепления кадрового потенциала отрасли на основе комплексного сотрудничества предприятия с профильными вузами путём объединения интеллектуальных, материальных, финансовых и корпоративных ресурсов партнёров.

## СТРАТЕГИЧЕСКОЕ ПАРТНЁРСТВО С ВУЗАМИ КАК ВАЖНЕЙШИЙ ФАКТОР ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ НАУКОЁМКОГО ПРОМЫШЛЕННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ



**рисунок 3.** Образовательная деятельность сотрудников предприятия (чел.)

Основные задачи программы:

- разработка предложений по потребностям предприятия и обеспечение трудоустройства выпускников вузов;
- формирование требований к специалистам, к содержанию профессиональных и образовательных стандартов;
- совместная реализация образовательных программ, технологических производственных ипреддипломных практик студентов;
- проведение совместных НИОКР, инновационных образовательных проектов, внедрение новых технологий в процесс разработки РКТ;
- внедрение новых образовательных технологий на основе исследовательских проектов с участием студентов для подготовки практико-ориентированных специалистов;
- повышение квалификации и программно-ориентированные стажировки профессорско-преподавательского состава;
- совместная работа по подготовке кадров высшей квалификации (аспирантура);
- организация и проведение совместных научнотехнических конференций, форумов, учебно-научных семинаров;
- Создание совместных предприятий (консорциумов) по проблемам научно-технического и образовательного характера, экспертно-аналитических и совещательных органов, координирующих вопросы стратегического партнёрства.

В состав программы входят следующие подпрограммы:

- профориентационная;
- образовательная;
- научная;
- международное сотрудничество.

Профориентационная подпрограмма направлена на приток в отрасль молодых людей, обеспечение

отрасли высококвалифицированными кадрами, популяризацию достижений российской космонавтики среди молодёжи. Подпрограмма предполагает совместную с вузами работу в учебных заведениях по поиску и отбору кандидатов – потенциальных высококвалифицированных работников для предприятий космического профиля.

Образовательная подпрограмма направлена на осуществление подготовки специалистов в вузах (бакалавриат, специалитет, магистратура, аспирантура), повышение квалификации специалистов предприятия и профессорско-преподавательского состава вузов. Подпрограмма предполагает совместную с вузами работу по совершенствованию учебных планов и программ подготовки студентов, выполнение комплекса корпоративных программ обучения, совершенствование форм и методов профессиональной подготовки специалистов, развитие компетенций преподавателей, проведение технических семинаров, учебных кейсов по проблемам организации и управления производственными циклами, менеджмента качества промышленных процессов, управления человеческими ресурсами и т.д.

Научная подпрограмма направлена на подготовку научных кадров для вузов и предприятий с учётом необходимости применения результатов научных исследований на практике, их реализации в производстве, соединения вузовской науки и практики промышленного производства. Подпрограмма предполагает совместную с вузами работу по проведению научно-практических конференций, организации совместных форумов, выполнению научных исследований и научно-образовательных проектов и грантов по развитию новых технологий, созданию распределенной лабораторной материально-технической инфраструктуры.

Подпрограмма «Международное сотрудничество» направлена на развитие сотрудничества с зарубежными партнёрами в научной и образовательной сферах. Подпрограмма предполагает совместную с вузами работу по обмену опытом в области подготовки кадров с учётом зарубежного опыта, совместные с иностранными компаниями НИОКР, контакты при проведении международных конференций, симпозиумов, форумов.

Предметом особого интереса зарубежных компаний являются возможности предприятия по созданию КА научного назначения и уникального разгонного блока «ФРЕГАТ», который позволяет производить доставку на различные орбиты широкого круга полезных нагрузок. Проекты зарубежных университетов по созданию малых и сверхмалых КА и возможности предприятия размещать эти аппараты на «ФРЕГАТАХ» делают этот продукт весьма востребованным на «образовательном» рынке. Подключение к подобным проектам ведущих отечественных вузов позволит перевести эти проекты из категории образовательнокоммерческих в образовательно-технологические.

Освоение совместно с российскими и зарубежными вузами новых технологий по конкретным техническим заданиям является для предприятия частью инновационного технологического развития. Для российских вузов – это возможность получения доступа к новейшим технологиям ведущих мировых университетов. Для зарубежных вузов – это доступ в космос (полётные эксперименты), обучение космическим технологиям, обмен студентами и аспирантами с ведущими российскими вузами, развитие новых для них научных направлений в космической сфере.

Подобные проекты прорабатываются в настоящее время с ведущими университетами ЕС (Ирландия, ФРГ, Италия и др.), ЕАЭС (Казахстан и др.), стран Латинской Америки (Мексика, Бразилия и др.), Юго-Восточной Азии (Вьетнам, Малайзия и др.).

Оценка эффективности выполнения программы осуществляется ежегодно по ключевым показателям эффективности (см. таблицу). Плановые значения показателей формируются с учётом объёма производственных задач предприятия, прогнозной динамики численности потребного персонала и финансово-экономических ограничений.

аблица – Ключевые показатели эффективности,
арактеризующие взаимодействие предприятия с вузами

№	наименование показателя		
1	количество соглашений о сотрудничестве с вузами		
2	количество студентов, прошедших практику		
3	количество студентов, трудоустроившихся		
	на предприятие после прохождения практики		
4	количество выпускников вузов, трудоустроившихся		
	на предприятие после профориентационных мероприятий		
	(ярмарки вакансий)		
5	количество договоров на обучение (целевая форма)		
6	количество аспирантов, преподавателей,		
	прошедших стажировки на предприятии		
	количество сотрудников предприятия,		
7	проходящих обучение и стажировки в вузах		
	(президентская программа)		
8	количество совместных НИР и НИОКТР		
0	количество учебных программ, разработанных		
2	с учётом мнения предприятия		
10	общий объём договорных отношений, млн. руб.		
11	объём бюджетных и внебюджетных		
	финансовых средств, освоенных при реализации		
	научно-образовательных проектов		
12	ожидаемый (реальный) экономический эффект (доход)		
	от внедрения совместных разработок в течение		
	определенного периода времени, млн. руб.		
13	количество полученных совместно результатов		
	интеллектуальной собственности		
14	общий объём коммерциализируемых		
	совместных продуктов, млн. руб.		

Приступить к реализации данной программы планируется в 2017/2018 учебном году. Сотрудничество должно базироваться на договорах о стратегическом партнёрстве и совместных комплексных проектах, системно объединяющих образовательную, научную и инновационную сферы. Поэтому первоочередной задачей предприятия сегодня является обновление договоров о стратегическом партнёрстве с вузами с учётом современного состояния развития отношений и опыта взаимодействия.

#### заключение

1. Формы сотрудничества наукоёмкого промышленного предприятия с вузами достаточно многообразны. Наиболее актуальными представляются: целевая подготовка, программы корпоративного обучения, профориентационные мероприятия, совместные НИОКР.

2. Системное обеспечение промышленности востребованными высококвалифицированными специалистами возможно главным образом на основе ориентации вуза на реальные потребности предприятия.

3. Системообразующим документом, охватывающим образовательную, научную и инновационную сферы сотрудничества наукоёмкого промышленного предприятия и вузов, является программа стратегического партнёрства. Успешная реализация данной программы возможна на основе проведения единой научно-образовательной политики, направленной на совершенствование новых форм профессиональной подготовки специалистов и инновационное развитие системы «Предприятие – вуз».

## список литературы

*Базадзе Н.Г.* Организационное проектирование и развитие управленческого потенциала наукоемкого производства. М., 2002. 227 с.

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

Кудрявцев С.В., Примаков П.А., Кудрявцев М.С. Учебно-инновационный комплекс авиационного и космического машиностроения // Инновации и инвестиции. 2013. № 8. С. 10-12.

Матвеев Ю.А., Кудрявцев С.В., Примаков П.А. Концепция образовательной деятельности ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5. С. 68-72.

*URL: http://www.roscansat.com/* (дата обращения: 15.11.2016).

Статья поступила в редакцию 16.11.2016 г.

# ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

 К публикации в журнале «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).

**2.** Статьи из других организаций направляются в адрес ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

**4.** Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

- **5.** Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности: индекс УДК (слева);
  - инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
  - основной текст;
  - список литературы.

**6.** Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **А4**.

7. Набирать текст и формулы необходимо в MS Word 2010, используя стандартные шрифты Times New Roman, размер – 14, интервал – полтора. Поля со всех сторон – 25 мм.

**8.** Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.

9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

**10.** Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.

**11.** Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имен).

**12.** Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.

13. К статье следует приложить диск с файлами:

- сформированной статьи;
- рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
- фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
- сведений об авторах.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ ФГУП «НПО имени С.А. 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 27.02.2017. формат 60×84/<sub>8</sub>. бумага офсетная. печать офсетная. объём 12,0 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт» Врачебный пр., д. 10, пом. III, ком. 1, г. Москва, 125367