

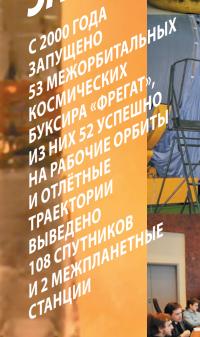








С 2000 ГОДА



Не трудится он на орбитах, Но целых 15 лет Он выводит на них аппараты И гибнет сам, сгорая Во имя жизни других.

«Разгонник» он из НПО Подмосковья, Созданный гением славных ребят. Ему предстоит Еще долго трудиться, И носит он гордое имя «ФРЕГАТ».





С глубоким прискорбием сообщаем, что 10 августа 2015 года на 85-м году жизни после тяжёлой

болезни скончался академик Александр Алексеевич БОЯРЧУК.

Академик А.А. БОЯРЧУК был выдающимся учёным в области астрофизики и космических исследований, а также крупным организатором отечественной науки. Сфера его научных интересов охватывала астроспектроскопию, физику звёзд, внеатмосферную астрономию, телескопостроение. Большой вклад в астрофизику сделан А.А. БОЯРЧУКОМ в области исследования взаимодействующих двойных звёзд разных типов. А.А. БОЯРЧУК являлся крупнейшим специалистом по внеатмосферной астрономии и пользовался исключительно большим авторитетом в области фундаментальных космических исследований. Под его научным руководством и при непосредственном участии был успешно осуществлен космический эксперимент «АСТРОН» (1983—1989), представлявший собой крупную отечественную космический эксперимент «АСТРОН» (1983—1989), представлявший собой крупную отечественном успешно обсерваторию для наблюдений в упьтрафиолет»; («СПЕКТР-УФ»). На протяжении многих лет А.А. БОЯРЧУК был главным редактором «Астрономического журнала», а также членом редакционного совета журнала «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» с момента его создания. А.А. БОЯРЧУК был удостоен множества российских азрубежных премия им. Ф.А. Бредихина РАН и премия им. А.А. Белопольского РАН; он являлся членом многих зарубежных и российских престижных научных обществ и академий, почётным профессором ряда университетов, председателем Национального комитета российских астрономов. О высоком международном признании свидетельствовал избрание в 90-х годах А.А. БОЯРЧУК Президентом Международного астрономического союза. В Российской академии наук А.А. БОЯРЧУК в разные годы вязляся членом Президиума РАН, академиком-секретарем Отделения физических наук РАН, председателем секции

А.А. БОЯРЧУК похоронен на Троекуровском кладбище г. Москвы.



содержание	главный редактор –
о д о р ж и и и	к.э.н. С.А. Лемешевский
Шустов Б.М., Сачков М.Е. Александр Алексеевич Боярчук	заместитель главного редактора –
Кулагин В.П., Шустов Б.М., Кузнецов Ю.М., Каперко А.Ф.,	
Бобер С.А., Оболяева Н.М., Нароенков С.А., Шувалов В.В.,	д.т.н., профессор В.В. Ефанов
Светцов В.В., Попова О.П., Глазачев Д.О.	редакционная коллегия
Методы и средства информационно-аналитической оценки	к.т.н. П.А. Грешилов
астероидно-кометной опасности	В.М. Давыдов
Клименко Н.Н., Назаров А.Е. Перспективная космическая система для наблюдения геостационарной орбиты 16	' 'a'
Кузин Е.Н., Загарских В.И., Ефанов В.В.	
Закономерности затухания осесимметричных	к.э.н. Х.Ж. Карчаев
ударных волн в оболочках детонирующих удлиненных зарядов	к.т.н. М.Б. Мартынов
Платов И.В., Симонов А.В., Константинов М.С.	к.т.н. А.А. Моишеев
Выбор рационального варианта построения комбинированной двигательной установки и схемы полёта космического аппарата «ИНТЕРГЕЛИО-30НД»31	<i>д.т.н.</i> А.Е. Назаров
Казмерчук П.В.	д.т.н., профессор К.М. Пичхадзе
Метод линеаризации в задачах оптимизации траекторий КА с малой тягой.	D 14 D
Теоретические аспекты	
Финченко В.С., Иванков А.А., Алексашкин С.Н., Острешко Б.А.	А.В. Савченко
Графоаналитический метод определения условий входа в атмосферу Земли спускаемого аппарата при ракетных испытаниях тепловой защиты	редакционный совет
Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В.	председатель
Метод прогнозных исследований эффективности модификаций КА	к.э.н. С.А. Лемешевский
при комплексной замене подсистем	
Бибарсов Н.Ф., Стриженко П.П.	* * *
Верификация возможностей программы Flowvision математического моделирования течения криогенного кислорода в канале	д.фм.н., профессор В.В. Асмус
с искусственной шероховатостью	академик РАН А.А. Боярчук
с искусственной шероховатостью	д.т.н., профессор Б.И. Глазов
Колесникова Е.М., Харитионова Е.В.	академик РАН Л.М. Зеленый
Новая антибликовая экранно-вакуумная тепловая изоляция для космических аппаратов	члкорр. АНРТ Х.И. Ибадинов
Константинов М.С., Мин Тейн	д.т.н.,профессор А.А. Любомудров
Квазиоптимальные траектории полёта к Юпитеру с последовательностью	академик РАН М.Я. Маров
гравитационных маневров у Земли	^
Комовкин С.В., Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С.	д.т.н., профессор Ю.А. Матвеев
Небесно-механическая интерпретация запросных радиотехнических	д.т.н., профессор В.Ю. Мелешко
измерений радиальной скорости космических аппаратов научного назначения77 Васин В.А., Сорокин В.А., Францкевич В.П., Сомов О.В., Эпельфельд А.В.	академик
Современные вакуумные технологии получения защитных покрытий	НАН Беларуси О.Г. Пенязьков
для изделий ракетно-космического машиностроения	академик РАН Г.А. Попов
Мозговой Ю.В.	д.т.н., профессор В.Е. Усачов
Основные принципы и алгоритмы выполнения блоком управления прикладных задач обеспечения функционирования электроустройств	д.т.н. В.С. Финченко
космических аппаратов	
Голубев Ю.Ф., Тучин А.Г., Грушевский А.В., Корянов В.В.,	д.т.н., профессор В.В. Хартов
Тучин Д.А., Морской И.М., Симонов А.В., Добровольский В.С.	д.т.н., профессор Е.Н. Хохлачев
Основные методы синтеза траекторий для сценариев космических миссий	члкорр. <i>PAH</i> Б.М. Шустов
с гравитационными манёврами в системе Юпитера и посадкой на один из его спутников	академик
Ларионов Е.В.	НАН Украины Я.С. Яцкив
Стихи на 1-й и 4-й страницах обложки	1
журнал является рецензируемым изданием	
• журнал включен в базу данных «Российский индекс научного цитирования»	журнал является
(РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОИ ЭЛЕКТРОННОИ БИБЛИОТЕКИ на	рецензируемым изданием
сайте http://www.elibrary.ru • журнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК	
 мурнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов вик мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей 	учредитель

- 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 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 55 63, (495) 575 54 69 факс: (495) 572 00 68 адрес электронной почты: VESTNIK@LASPACE.RU

адрес в Интернете: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU

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





C

0

f

0

e

b

a

chief editor –	
c.sc. (ec.)	S.A. Lemeshevskiy
deputy chief editor -	
d.eng., professor	V.V. Efanov
editorial	board
c.sc. (eng.)	P.A. Greshilov
	V.M. Davydov
d.eng.	K.A. Zanin
c.sc. (ec.)	K.Z. Karchayev
c.sc. (eng.)	M.B. Martynov
c.sc. (eng.)	A.A. Moisheev
d.eng.	A.E. Nazarov
d.eng., professor	K.M. Pichkhadze
c.sc. (ec.)	V.M. Romanov
	A.V. Savchenko
editorial	council
chairman –	~
c.sc. (ec.)	S.A. Lemeshevskiy
corresponding	0.16 4116
member RAN	O.M. Alifanov
doctor of physical ar	
sciences, professor	V.V. Asmus
academician RAN	A.A. Boyarchuk
d.eng., professor academician RAN	B.I. Glazov L.M. Zelenyi
	L.M. Zeienyi
corresponding member ANRT	H.I. Ibadinov
d.eng., professor	A.A. Lyubomudrov
academician RAN	M.Y. Marov
d.eng., professor	Y.A. Matveev
d.eng., professor	V.Y. Meleshko
academician NASB	O.G. Penyazkov
academician RAN	G.A. Popov
d.eng., professor	V.E. Usachov
d.eng.	V.S. Finchenko
d.eng., professor	V.V. Khartov
d.eng., professor	E.N. Khokhlachev
corresponding	
member RAN	B.M. Shustov
academician NASU	Ya.S. Yatskiy

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. certificate ПИ № ФС77–55759 dated october 28, 2013

table of content	S
Shustov B.M., Sachkov M.E.	0
Alexander Alekseevich Boyarchuk	3
Bober S.A., Obolyaeva N.M., Naroenkov S.A., Shuvalov V.V.,	
Svettsov V.V., Popova O.P., Glazachev D.O.	
Methods and means of information-analytical assessment of asteroid	
and comet hazard	9
Klimenko N.N., Nazarov A.E. Advanced space-borne system for surveillance of geostationary orbit	1.6
Kuzin E.N., Zagarskih V.I., Efanov V.V.	10
Laws of attenuation of axisymmetric shock waves in	
detonating linear cutting charges cases	23
Platov I.V., Simonov A.V., Konstantinov M.S. Selection of efficient option of the combined propulsion system design	
and the flight profile of the «INTERHELIO-ZOND» spacecraft	31
Kazmerchuk P.V.	
Linearization method for optimization of low thrust spacecraft trajectories.	
Theoretical aspects	37
Finchenko V.S., Ivankov A.A., Aleksashkin S.N., Ostreshko B.A. Graphic-analytical method of definition of the descent module parameters at entry	
into the Earth's atmosphere during rocket thermal protection testing	43
Matveev Yu.A., Lamzin V.A., Lamzin V.V.	
Method of predictive researches of spacecraft modifications effectiveness	
at integrated replacement of subsystems	53
Bibaršov N.F., Strizhenko P.P. Verification of Flowvision simulation system capabilities in modeling of cryogenic	
oxygen flow in channel with dimpled surface	60
Alekseev S.V., Aksenova I.V., Belokrilova V.V., Ivanova E.K.,	
Kolesnikova E.M., Kharitonova E.V.	/ -
New anti-glare screen-vacuum thermal insulation for spacecraft	65
Quasioptimal flight trajectories to Jupiter with the sequence of near-the-Earth	
gravity-assist maneuvers	70
gravity-assist maneuvers	
Celestial-mechanical interpretation of the two-way radio measurements	77
of radial velocity of spacecraft for scientific applications	/ /
The up-to-date vacuum technologies of protective coatings	
for rocket-and-space industry articles	81
Mozgovoy Yu.V.	
Basic principles and algorithms of module control- management for applied task of provision of the spacecrafts electric equipment functioning	Ω7
Golubev Yu.F., Tuchin A.G., Grushevskii A.V., Koryanov V.V.,	0 /
Tuchin D.A., Morskoy I.M., Simonov A.V., Dobrovolskii V.S.	
to the Jupiter system with landing on one of its satellites	97
Larionov E.V. Poems on the 1 st and 4 th cover pages	
1 3	
the journal is a reviewed publication the journal is included into data base apprecian lades of Scientific Citations (DISC)	
• the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC)	
located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link http://www.elibrary.ru	
• the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION	for
COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works of those applying f	UI.

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

scientific and technical quarterly journal published since 2009

editorial office address: 141400 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24 phone: (495) 575 55 63, (495) 575 54 69 fax: (495) 572 00 68 e-mail: VESTNIK@LASPACE.RU internet: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU

АЛЕКСАНДР АЛЕКСЕЕВИЧ БОЯРЧУК



Б.М. Шустов¹, член-корреспондент РАН, доктор физико-математических наук, bshustov@inasan.ru; **B.M. Shustov**

10 августа 2015 года ушёл из жизни выдающийся российский астрофизик, крупный организатор астрономической науки академик РАН Александр Алексеевич Боярчук. А.А. Боярчук известен в научном мире как своими основополагающими работами в области астрофизики, так и огромным вкладом в развитие методов внеатмосферной астрономии в СССР, а затем в России. Его научные достижения и заслуги в трудном деле организации науки неоспоримы — по официальному статусу А.А. Боярчук многие годы являлся главой российских астрономов.

Ключевые слова: А.А. Боярчук; АСТРОН; СПЕКТР-УФ; астрофизическая обсерватория.

А.А. Боярчук родился 21 июня 1931 года в городе Грозном в семье учителей. В 1953 году он окончил математико-механический факультет Ленинградского государственного университета по специальности «астрономия», где был учеником академика В.В. Соболева. По окончании университета поступил в аспирантуру Крымской астрофизической обсерватории АН СССР и под руководством члена-корреспондента РАН Э.Р. Мустеля провёл спектральные исследования Ве-звёзд. Им был составлен уникальный свод-

ALEXANDER ALEKSEEVICH BOYARCHUK



M.E. Сачков¹, доктор физикоматематических наук, msachkov@inasan.ru; M.E. Sachkov

Alexander Alekseevich Boyarchuk, famous Russian astrophysicist, promoter of astronomic science and member of the Russian Academy of Sciences left this world on of August 10th, 2015. A.A. Boyarchuk is well-known in the scientific community for his fundamental studies in the field of astrophysics as well as significant contribution to the development of approaches of extraterrestrial astronomy in the USSR and later in the Russian Federation. His scientific achievements and regalia in the sphere of science management are widely acknowledged. A.A. Boyarchuk headed for many years a community of Russian astronomers due to his official status and scientific recognition.

Key words: A.A. Boyarchuk; ASTRON; SPEKTR-UF; astrophysical observatory.

ный каталог скоростей вращения 2362 звёзд. Незадолго до этого, в 1960 году в КрАО был установлен крупнейший в СССР и Европе 50-дюймовый телескоп им. Г.А. Шайна. А.А. Боярчук активно сотрудничал с его изготовителями, участвовал в разработке и испытаниях штатной навесной аппаратуры и телескопа в целом.

К крымскому периоду относятся и его исследования природы необычных, т.н. симбиотических звёзд, лёгшие в основу его докторской диссертации (1969).

¹ ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва.

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

В спектрах этих звёзд сосуществуют молекулярные полосы, присущие холодным звёздам, и линии многократно ионизованных элементов, которые могут возникать лишь в условиях очень горячего излучения и низкой плотности. А.А. Боярчук первым предложил модель симбиотических звёзд, ставшую классической. Во-первых, он доказал, что сложные симбиотические спектры обусловлены излучением трёх компонентов: холодной звезды-гиганта, белого карлика и горячего газа, возбужденного свечением горячего белого карлика; во-вторых, показал, что такая составная система - естественная стадия эволюции двойных звёзд с компонентами различных масс, когда первоначально более массивный компонент уже перешёл в стадию белого карлика, окруженного разреженной сброшенной оболочкой, а менее массивный, но более яркий в видимых лучах компонент ещё пребывает в состоянии красного гиганта. Эта модель А.А. Боярчука получила многочисленные подтверждения в последующих оптических, инфракрасных, ультрафиолетовых и радионаблюдениях. Ныне она общепринята. По существу, это была первая концепция, тесно связавшая общие принципы теории звёздной эволюции с наблюдениями широкого класса нестационарных звёзд, и она принесла А.А. Боярчуку мировую славу.

В КрАО Александр Алексевич прошёл хорошую школу организатора науки. В 1969—1987 гг. он был заместителем директора обсерватории. КрАО в те годы была головным астрономическим учреждением АН СССР. Её директор, крупный советский астрофизик академик А.Б. Северный, был очень требовательным и даже жестким администратором, и то, что он доверил столь ответственную работу А.А. Боярчуку, стало несомненным признанием организационного таланта Александра Алексеевича. Это качество, кстати, пригодилось А.А. Боярчуку, когда в 1971—1972 гг. он возглавлял астрономическую экспедицию АН СССР в Чили.

В 70-80-х годах А.А. Боярчук руководил космическим экспериментом «АСТРОН» (Боярчук А.А., Моишеев А.А., 2013; Шустов Б.М., Сачков М.Е., 2013). В результате выполнения этого проекта была создана крупная отечественная космическая астрофизическая обсерватория для наблюдений в ультрафиолетовом участке спектра и получены важнейшие научные данные. С помощью обсерватории «АСТРОН» в 1983-89 гг. (период её работы на орбите) было получено много важных результатов, а именно измерены распределения энергии в спектрах более 100 звёзд, перекрывших практически всю диаграмму Герцшпрунга – Рессела; выполнено прямое обнаружение горячих белых карликов в симбиотических системах; получены наблюдения, позволившие определить градиенты скорости истечения вещества из горячих звёзд, а также получены интересные данные по составу излучения активных ядер галактик и об активных процессах на красных карликах. Особый интерес вызвали полученные группой проекта «АСТРОН» данные об эволюции темпа истечения вещества из ядра кометы Галлея в процессе её приближения и удаления от Солнца. Также важными были наблюдения знаменитой Сверхновой 1987А, вспыхнувшей в Большом Магеллановом Облаке. Данные «АСТРОНа» показали, что в более глубоких слоях оболочки Сверхновой содержится больше тяжёлых элементов, которые образовались при взрыве. Об этом свидетельствовало усиление спектральных линий этих элементов по мере того, как оболочка становилась более прозрачной в процессе расширения. За создание космической обсерватории «АСТРОН» А.А. Боярчук был удостоен Государственной премии.

Признанием заслуг А.А. Боярчука также было избрание его членом-корреспондентом (1976), а затем – действительным членом АН СССР (1987).

В 1987 году в связи с кончиной председателя Астрономического совета РАН Э.В. Мустеля появилась необходимость замещения этого, на первый взгляд, не очень престижного поста (напомним, что научным советом в АН СССР, как и сейчас в РАН, назывался коллективный совещательный орган), но Астросовет, будучи по названию советом, по сути был одновременно и весьма солидным научным учреждением, игравшим большую роль в структуре астрономических исследований в СССР. Именно поэтому за этот пост шла довольно серьёзная борьба. Как показало дальнейшее развитие событий, приход в Астросовет Александра Алексеевича, который, кстати, согласился занять этот пост лишь после настойчивых уговоров, стал очень важным фактором развития Астросовета и оформления его в полномасштабный академический институт – Институт астрономии РАН (ИНАСАН). Это произошло в 1991 году. С этого момента и по 2003 год А.А. Боярчук являлся директором ИНАСАН. Организационные таланты А.А. Боярчука, в сочетании с обшечеловеческими качествами - объективностью. уравновешенностью, доброжелательностью - были замечены в РАН, и в 1996 году академик А.А. Боярчук был избран академиком-секретарем Отделения общей физики и астрономии Российской академии наук. Это крупнейшее отделение РАН в 90-е годы испытывало, как и вся академия, очень серьёзные трудности, но Александру Алексеевичу удалось в этот период, если прибегнуть к некоторой аллегории, провести корабль отделения меж исторических рифов, сохранив флаг и достоинство. После укрупнения отделений РАН он возглавил секцию общей физики и астрономии Отделения физических наук РАН.

Весьма внушителен список отечественных и международных организаций, в которых А.А. Боярчук занимал важные посты. Из этого списка выделим один весьма важный для всей нашей науки факт. В 1991–1994 гг. А.А. Боярчук был избран Президентом Международного астрономического союза. До него за всю историю МАС пост «главного астронома планеты» от нашей страны занимал ещё только – академик В.А. Амбарцумян.

Наука была подлинной страстью А.А. Боярчука. Стремление до конца разобраться в сути научных положений, которые большинство коллег считают твёрдо установленным стандартом, приводило А.А. Боярчука и его «научную команду» к весьма интересным научным находкам.

Так получилось, например, с развитием нового направления в исследовании тесных двойных систем, объединяющим астрофизические наблюдения с гидродинамическими расчётами. В 80-е годы Александр Алексеевич не раз задавал специалистам по двойным звёздам вопрос: почему все они полагают, что в процессе перетекания вещества в тесной двойной системе с одной звезды на другую струя перетекающего газа, образовав диск вокруг аккрецирующей звезды, затем сталкивается с этим диском как со



А.А. Боярчук



А.А. Боярчук (в первом ряду справа) на заседании Учёного совета ИНАСАН

АЛЕКСАНДР АЛЕКСЕЕВИЧ БОЯРЧУК

стенкой (эта модель вводилась для того, чтобы получить на диске очень горячую область - «горячее пятно» - и объяснить особенности кривых блеска и спектров таких звёзд). Модель выглядела на первый взгляд вполне физично и широко использовалась для интерпретации наблюдений, поскольку давала удобное и «общепринятое» обоснование. Но на вопрос А.А. Боярчука - почему всё-таки предполагается жесткое с появлением ударной волны взаимодействие со «стенкой», а не плавное сопряжение по скорости газового потока с диском, оппоненты либо не находили ответа, либо отвечали, что это не важно (раз большая часть наблюдений объясняется моделью «горячего пятна», значит, так оно и есть). Не удовлетворившись такой «общепринятостью» Александр Алексеевич вместе с несколькими молодыми исследователями решил численно промоделировать процесс массообмена в таких системах. Были получены качественно новые результаты о характере перетекания вещества в таких системах и о его свечении. В настоящее время теория поздних стадий эволюции двойных систем, выросшая из концепции А.А. Боярчука, принадлежит к числу наиболее активно разрабатываемых ветвей астрофизики, она включает рассмотрение семейства различных катаклизмических систем, все разнообразие симбиотических, новых и новоподобных звёзд.

Как уже упоминалось, симбиотические звёзды – двойные системы, которые состоят из красного гиганта и белого карлика, окруженных туманностью. Звезда-гигант теряет вещество в виде звёздного ветра, и это вещество частично захватывается белым карликом - так происходит массообмен в звёздах этого типа. Скорость потери вещества красными гигантами в виде звёздного ветра не является величиной постоянной - всегда существуют небольшие вариации. При захвате вещества звёздного ветра в системе может формироваться (или не формироваться) аккреционный диск вокруг белого карлика. В целом, картина течения вещества в системе сильно зависит от параметров ветра. Группой А.А. Боярчука было проведено моделирование для Z And – прототипа классических симбиотических звёзд. Выяснилось, что в этой системе при характерной для неё наблюдаемой скорости звёздного ветра аккреционный диск образуется, но даже очень небольшое изменение скорости ветра от звезды-донора может вызвать сильные изменения в структуре течения и смену режима аккреции. Это приводит к разрушению аккреционного диска, и содержащееся в нем вещество начинает выпадать на поверхность белого карлика. При этом темп поступления вещества возрастает настолько, что устойчивое горение вещества на поверхности карлика



Ведущие конструкторы А.А. Моишеев, О.Г. Ивановский и руководитель космического эксперимента «АСТРОН» А.А. Боярчук возле макета телескопа «СПИКА», установленного на борту космической обсерватории «АСТРОН»

нарушается и происходит сброс оболочки, что и наблюдается как вспышка.

Важные результаты получены также в области исследования Ве-звёзд (звёзды спектрального класса В с яркими линиями излучения в спектре). Ещё в КрАО, проведя детальное исследование с использованием обширного наблюдательного материала, А.А. Боярчук обосновал ныне общепринятую концепцию Ве-звёзд, согласно которой эти звёзды представляют определенную стадию развития быстровращающихся звёзд больших масс. Позднее группе под руководством А.А. Боярчука удалось исследовать механизм формирования оболочек Ве-звёзд. Его суть заключается в том, что в системах с быстровращающимся компонентом небольшая по абсолютным размерам звезда может за счет быстрого вращения заполнить т.н. полость Роша и под воздействием второго компонента из неё начинает истекать вещество, что и приводит к образованию оболочки. Этот результат может показаться очевидным, но тем не менее он получен впервые, причем для полного его понимания понадобилось множество сложных гидродинамических расчётов.

Ещё один изящный результат, достигнутый методом численного моделирования — обнаружение нового типа «прецессионных» спиральных волн во внутренних частях аккреционных дисков в тесных двойных системах.

Открытие прецессионных спиральных волн позволило впервые в рамках единой модели объяснить все существенные наблюдательные особенности супервспышек и сверхгорбов в звёздах типа SU UMa. Звёзды типа SU UMa – это карликовые новые, у которых, кроме обычных вспышек, происходят так называемые супервспышки, имеющие амплитуду 5^m-6^m. В течение супервспышки наблюдаются периодические модуляции кривой блеска с амплитудой в несколько процентов - сверхгорбы. Согласно проведенным расчётам возникновение прецессионной спиральной волны в центральных областях аккреционного диска звезды приводит к резкому повышению темпа аккреции и развитию супервспышки. При этом аккреция происходит асимметрично и на поверхности звездыаккретора образуется яркое пятно, наблюдаемое как «сверхгорб» на кривой блеска.

Исследования красных гигантов, проводимые уже другой группой А.А. Боярчука, которая изучает физику звёзд методами астроспектроскопии, показали, что наблюдаемые в красных гигантах избытки содержания элементов Na, Mg, Al, Si пропорциональны светимости звезды. Эти зависимости свидетельствуют о том, что данные элементы были образованы в

недрах звезды на стадии главной последовательности в ядерных реакциях горения водорода в NeNa- и MgAl-циклах, которые, как считалось ранее, характерны только для звёзд гораздо больших масс. При переходе звезды на стадию красного гиганта развивающаяся конвекция проникает все глубже и, достигнув тех слоев, где шли ядерные реакции, выносит их продукты в звёздную атмосферу.

Другой значительный шаг в этой области исследований был сделан для одной из пекулярных групп красных гигантов – бариевых звёзд, которые характеризуются повышенным содержанием элементов тяжелее железа, а именно элементов, образовавшихся в реакциях нейтронного захвата. Их содержание может превышать в десятки раз солнечные значения. Ранее предполагалось, что такие аномалии химического состава возникают в двойной системе, когда один из компонентов проэволюционировал и сбросил богатую тяжёлыми элементами оболочку, часть которой была захвачена другим компонентом, ныне наблюдаемым как бариевая звезда. Группой А.А. Боярчука было доказано, что двойственность не является необходимым условием возникновения бариевых звёзд и что они неоднородны по своей природе. Большая часть этих объектов с небольшими аномалиями, так называемые умеренные бариевые звёзды, представляет собой те же нормальные красные гиганты, но только на более продвинутой стадии эволюции. А избытки тяжёлых элементов в атмосферах таких звёзд вызваны не загрязнением со стороны спутника, а ходом фотонейтронных реакций, когда энергичные гамма-кванты способны выбивать из атомных ядер нейтроны, затем участвующие в образовании тяжёлых элементов.

Имея за плечами богатый опыт руководства успешным космическим экспериментом «АСТРОН», А.А. Боярчук продолжал практически до последних своих дней работать над космическими проектом нового поколения — «СПЕКТР-УФ» (Всемирная космическая обсерватория) (Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2013; Шустов Б.М., Сачков М.Е., Боярчук А.А.и др., 2014).

Проект «СПЕКТР-УФ» нацелен на исследование Вселенной в недоступном для наблюдений с земной поверхности из-за экранирующего влияния атмосферы ультрафиолетовом участке спектра (90–320 нм). В рамках данного проекта планируется выведение на орбиту телескопа с главным зеркалом диаметром 170 см. Телескоп будет оснащён спектрографами высокого и низкого разрешения, а также камерами для построения высококачественных изображений в УФ и оптическом участках спектра. Реализация проек-

АЛЕКСАНДР АЛЕКСЕЕВИЧ БОЯРЧУК

та «СПЕКТР-УФ» позволит внести существенный вклад в решение широкого круга астрономических задач, касающихся эволюции Вселенной, звёздообразования, химической эволюции галактик в ближней (при z<2, т.е. примерно в 80% объема) Вселенной, аккреционных процессов в астрофизике, межзвёздной среды, физики звёзд, а также физики и химии планетных атмосфер и комет. Этот проект вызывает большую заинтересованность профессиональных астрономов во многих странах. В настоящее время в проекте принимают участие ученые 16 стран, а Россия является лидером. По своим возможностям обсерватория «СПЕКТР-УФ» значительно превзойдет весьма успешно поработавшую космическую ультрафиолетовую обсерваторию IUE и близка к всемирно известному Космическому телескопу им. Хаббла (HST). Реализация такого проекта существенно повысит престиж России в глазах мирового астрономического сообщества.

А.А. Боярчук воспитал учеников, многие из которых сами уже стали авторитетными астрофизиками. Среди них доктора физико-математических наук И.С. Саванов, Л.С. Любимков, Т.А. Киппер, Л.С. Лууд, М.Ю. Скульский, Д.В. Бисикало.

А.А. Боярчук был удостоен многочисленных наград и премий:

- орден «За заслуги перед Отечеством» IV степени (2000);
- орден Почёта (1996);
- орден «Знак Почёта» (1975);
- медаль «За доблестный труд. В ознаменование 100-летия со дня рождения Владимира Ильича Ленина» (1970);
- Государственная премия СССР в области науки и техники (за разработку и создание астрофизической станции «АСТРОН», 1984);
- премия имени Ф.А. Бредихина Российской академии наук (2001);
- главная премия Международной академической издательской компании «Наука» за 1998 год;
- премия Международной академической издательской компании «Наука» за 1995 год.

Александр Алексеевич был членом многих отечественных и зарубежных академий и организаций. В 1976 году – член-корреспондент, с 1987 года – действительный член АН СССР (с 1991 – РАН). Далее:

- действительный член (академик) Российской академии наук (1991);
- профессор (1990);
- заслуженный профессор Московского университета (1999);
- почётный доктор Санкт-Петербургского университета (2001);

- иностранный член Национальной академии наук Украины (2000);
- член Королевского астрономического общества (Великобритания) (1989);
- член Американского астрономического общества (1989);
- член Американского физического общества (1988);
- действительный член Международной астронавтической федерации (1987);
- член Международного астрономического союза (1961);
- член Международной академии астронавтики (1986);
- член-основатель Европейского астрономического общества (1990).

В разные годы А.А. Боярчук был членом редакционных коллегий следующих изданий:

- Астрономический журнал (главный редактор);
- Доклады Российской академии наук (ранее Доклады Академии наук СССР);
- Вестник Российской академии наук;
- Большая российская энциклопедия;
- Наука в России;
- Известия Крымской астрофизической обсерватории;
- Астрофизика (Армения);
- Реферативный журнал ВИНИТИ «Астрономия»;
- Земля и Вселенная;
- Astrophysics and Space Science;
- Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина».

Название «Боярчук» присвоено малой планете MPC 7785.

список литературы

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

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

Шустов Б.М., Сачков М.Е. Научные задачи проекта «СПЕКТР-УФ» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 8-15.

Шустов Б.М., Сачков М.Е., Боярчук А.А., Моишеев А.А., Гомес де Кастро А.И. Космические перспективы изучения ультрафиолетовой Вселенной: проект «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 4-15.

Статья поступила в редакцию 13.10.2015 г.

УДК 523.6 **4.2015**

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ АСТЕРОИДНО-КОМЕТНОЙ ОПАСНОСТИ

METHODS AND MEANS OF INFORMATION-ANALYTICAL ASSESSMENT OF ASTEROID AND COMET HAZARD

В.П. Кулагин¹, профессор, доктор технических наук, vkulagin@hse.ru; **V.P. Kulagin**

Б.М. Шустов², доктор физикоматематических наук, член-корреспондент РАН, bshustov@inasan.ru; B.M. Shustov

Ю.М. Кузнецов¹, кандидат технических наук, ykuznetsov@hse.ru; Yu.M. Kuznetsov

А.Ф. Каперко¹, профессор, доктор технических наук, akaperko@hse.ru; A.F. Kaperko

C.A. Бобер¹, соискатель ученой степени кандидата технических наук, sbober@hse.ru;

H.M. Оболяева¹, nobolyaeva@hse.ru; N.M. Obolyaeva

C.A. Нароенков², кандидат физикоматематических наук, snaroenkov@inasan.ru; S.A. Naroenkov В.В. Шувалов³, старший научный сотрудник, доктор физикоматематических наук, shuvalov@idg.chph.ras.ru; V.V. Shuvalov

S.A. Bober

O.П. Попова³, кандидат физикоматематических наук, olga idg@rambler.ru;

O.P. Popova

Д.О. Глазачев³, GlazachevD@gmail.com; **D.O.** Glazachev

В.В. Светцов³,

старший научный сотрудник, доктор физико-математических наук, svetsov@idg.chph.ras.ru;

V.V. Svettsov

Рассмотрены методы и программные средства для создания информационно-аналитической системы мониторинга опасных космических объектов. Представлены структура системы и описание ее функциональных компонентов, позволяющих обеспечить оперативную оценку астероидно-кометной опасности и прогноз последствий столкновения опасных небесных тел с Землей. Приведены результаты работы системы в части моделирования движения космических объектов.

Ключевые слова: мониторинг; опасное небесное тело; космическое пространство; информационно-аналитическая система; астероидно-кометная опасность; космический мусор.

введение

При решении комплекса вопросов по защите населения и территорий от последствий столкновений опасных космических объектов с Землей определяющую роль играют информационно-аналитические методы и технологии предупреждения чрезвычайных ситуаций (ЧС), вызванных астероидно-кометной опасностью (АКО) и негативным воздействием косThe article contains a description of the methods and software tools for the creation of information-analytical system of monitoring of hazardous space objects. The article presents the structure of the system and a description of the functional components to enable rapid assessment of the NEO hazard and forecast the effects of dangerous collision of celestial bodies with the Earth. There are also the results of the system in terms of modeling the motion of cosmic objects.

Key words: monitoring; hazardous celestial body; space; information-and analytical system; asteroid-comet hazard; space debris.

мического мусора (*Шустов Б.М. и др.*, 2013; *Бармин И.В. и др.*, 2013).

Мониторинг опасных небесных тел и своевременное получение интегральной аналитической информации о возможных ЧС космического характера позволяет заранее планировать меры противодействия, прежде всего астероидно-кометным угрозам.

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

National research university «Higher school of economics», Russia, Moscow.

² ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва. Institute of Astronomy of the RAS, Russia, Moscow.

³ ФГБУН Институт динамики геосфер РАН, Россия, Москва

Institute of geosphere dynamics of the RAS, Russia, Moscow.

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ АСТЕРОИДНО-КОМЕТНОЙ ОПАСНОСТИ

Такие методы опираются на использование данных, получаемых со спутников и станций космического мониторинга, и ориентированы на обеспечение сопряженного моделирования и комплексного анализа статистической и мониторинговой информации, характеризующей различные стороны и факторы АКО. Их развитие позволяет создать специальный инструментарий для оперативной оценки возможных угроз и прогноза последствий столкновения опасных космических объектов с Землей, что, в свою очередь, является основой информационно-аналитического обеспечения в системе принятия решений.

Ядром комплекса средств предупреждения глобальных чрезвычайных ситуаций, вызванных АКО, является Информационно-аналитическая система (ИАС) мониторинга опасных небесных тел и предупреждения последствий АКО. Она представляет собой систему, объединяющую ключевой функционал по проблеме АКО и интегрированную с другими компонентами информационно-организационного обеспечения по предупреждению и ликвидации чрезвычайных ситуаций, в первую очередь с Единой государственной системой предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций (РСЧС). Реализация ИАС АКО позволяет сформировать превентивную оценку основных направлений защиты и противодействия астероидно-кометной опасности с учетом сложившейся территориальной инфраструктуры регионов, входящих в зону риска.

Разработка и внедрение ИАС АКО в практику работы соответствующих организаций и служб отвечает национальным интересам безопасности страны и является насущной проблемой для Российской Федерации, имеющей огромную территорию, где падение опасного небесного тела наиболее вероятно.

1. Особенности астероидно-кометной опасности

При разработке и развитии ИАС АКО необходимо учитывать особенности астероидно-кометной опасности, к наиболее критичным относятся размер опасного небесного тела и параметры его орбиты. Кроме того, ключевыми параметрами космического тела, которые во всех случаях влияют на опасные последствия соударения, являются его скорость и угол входа в атмосферу Земли, масса и тип космического тела. На опасные последствия влияют также физико-химические характеристики поверхности Земли в месте удара. Например, удар в водный бассейн может вызвать цунами, удар по твердой поверхности – землетрясение и т.д. Следует учитывать, что столкновение даже с небольшим (по космическим меркам) астероидом или частью кометы может нанести огромный урон.

Проведенные исследования в рамках программы США по поиску астероидов (Near-Earth Object Program) показали, что только в отношении 4000 из потенциально-опасных тел с размерами от 50 до 140 метров астрономы обладают достаточно подробной информацией. Открытия таких тел идут непрерывно, но известны орбиты лишь нескольких процентов таких небесных тел. Особенность астероидно-кометной опасности заключается в том, что с уменьшением средних размеров вновь открываемых потенциально опасных тел (астероидов и комет) частота обнаружения непосредственных угроз будет возрастать.

По имеющимся данным (*Popova O.P. et al.*, 2013), астероид размером около 10 метров в поперечнике, вошедший в плотные слои атмосферы на скорости 20 км в секунду, может вызвать высвобождение энергии порядка 50000 тонн в тротиловом эквиваленте. Поэтому все более учащающиеся случаи пересечения орбиты Земли с траекториями крупных астероидов становятся реальной угрозой.

Из-за того, что астероиды и кометы являются самыми хаотичными объектам Солнечной системы, одной из самых сложных проблем АКО представляется вычисление их орбит (Данхем Д.У. и др., 2013), оценка вероятности столкновения с Землей и, как следствие, оценка потенциальной опасности. Проблема усугубляется недостаточностью информации о характеристиках движения околоземных небесных объектов, имеющих сложные многопараметрические показатели их динамического состояния и местоположения в заданной области космического пространства.

Основная трудность в том, что для космических тел, как правило, имеет место постоянное изменение их орбит из-за гравитационного влияния на них Солнца и планет Солнечной системы. В общем случае динамика перемещений подобных объектов описывается случайными функциями времени, тем не менее, существует определенный детерминизм при описании траекторий их движения, что позволяет разработать модели их поведения и сформировать прогнозные показатели для анализа возможных рисков и оценки последствий сближения опасных объектов с Землей.

При падении опасного небесного тела на Землю реализуется один из четырех сценариев (в порядке уменьшения размеров тела), причем между ними нет резких границ, и возможны промежуточные сценарии:

- кратерообразующий удар (когда опасное тело, быть может, даже сильно раздробленное, достигает поверхности Земли и образует кратер);
- поверхностный гигантский болид (ГБ) или, другими словами, поверхностный «метеорный взрыв» (когда высокоскоростная струя, состоящая из мелких фрагментов и паров метеороида и нагретого в ударной волне воздуха, ударяет по поверхности Земли, не образуя кратера);

- воздушный ГБ или воздушный «метеорный взрыв» (когда продукты полностью разрушенного и испаренного метеороида тормозятся в атмосфере и не достигают поверхности Земли, но ударная волна и тепловое излучение производят заметные разрушения и пожары);
- обыкновенные метеорные явления (которые могут наблюдаться с Земли и из космоса, но не оставляют заметных следов на поверхности Земли).

2. Направления исследований АКО

Оценка публикационной и патентной активности в области мониторинга опасных небесных тел и противодействия астероидно-кометной опасности показывает, что в настоящее время наибольшее внимание уделяется исследованиям, связанным с разработкой новых методов и специализированного программного обеспечения. В частности, это, прежде всего, касается программ:

- расчета траекторий опасных объектов в космосе;
- расчета движения космических объектов и их поведения в атмосфере;
- расчета последствий удара тела о поверхность Земли,

а также программ с использованием геоинформационных систем (ГИС) и др.

Анализ существующих технических решений указывает на следующие тенденции в данной области:

- повышение точности расчетов и визуализаций;
- минимизация периода идентификации опасных космических объектов;
- интеграция в многофункциональные системы;
- возможность работы с большим объемом данных;
- каталогизация опасных космических объектов.

Эти задачи, в свою очередь, определяют следующие особенности проводимых исследований по проблеме АКО.

- 1. В отношении методов предупреждения АКО характерна нацеленность на как можно более раннее (относительно вероятного столкновения) определение опасного космического объекта.
- 2. Уточнение орбит движения объектов связано с использованием численных методов, позволяющих учитывать физические законы, оценивать опасность столкновения на заданных интервалах времени, а также проводить расчеты с учетом возмущений различных небесных тел. Разработка программного обеспечения в данном классе касается следующих направлений:
 - выявление минимальных сближений между контролируемыми космическими аппаратами и кос-

- мическим мусором с целью оценки опасности столкновения;
- модели движения искусственных спутников, позволяющие построить траектории движения и проводить вычисления по данным траекториям;
- исследование орбитальной эволюции реальных и виртуальных астероидов;
- расчет траектории и условий пересечения орбит объектов с Землей и формирование изображений по рассчитанным данным.
- 3. Расчет движения небесного тела в атмосфере основан на использовании динамических моделей и связан с учетом большого числа параметров при расчете реальной траектории и баллистических характеристик столкновения астероида (кометы) с Землей. Важно, что все модели ИАС АКО являются динамическими и допускают на любой стадии анализа и выработки решения интерактивное влияние пользователей на параметры и поведение модели.
- 4. В тенденциях по использованию ГИС можно отметить обеспечение графического интерфейса для более сложных систем, возможность управления тематическими слоями для исследования динамических систем, в том числе систем небесной механики. Аналогично для систем визуализации характерно усложнение моделей, для которых визуализация осуществляется, а также увеличение параметров, доступных пользователю для корректировки.

В связи с этим в рамках создания ИАС АКО первоочередной задачей является создание инструментальных средств, позволяющих обеспечить сбор координатной и некоординатной информации об околоземных астероидах и провести каталогизацию опасных небесных тел, особенно таких, которые находятся на траекториях столкновения с Землей на интервале времени в несколько десятилетий (Данхем Д.У. и др., 2013).

Далее для оценки эволюции и уточнения орбитальных параметров движения опасных небесных тел с требуемой степенью надежности, а также для определения зоны поражения на земной поверхности необходимы высокоточные методы определения орбит и средства расчета траекторий движения опасных небесных тел.

Основным методом решения задач оценки последствий АКО служит численное математическое моделирование процессов, сопровождающих удары космических тел по суше и водной поверхности, а также процессов, происходящих при падении тела в атмосфере. Моделирование является эффективным и практически единственным инструментом исследований, позволяющим изучить динамику взаимодействия относительно крупных космических тел с атмосферой Земли.

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ АСТЕРОИДНО-КОМЕТНОЙ ОПАСНОСТИ

3. Моделирование процессов, связанных с АКО

Наблюдать вход крупных объектов невозможно из-за редкости событий, а воспроизвести их в лаборатории не позволяют масштабы явления. Оценку взаимодействия космических тел с атмосферой или поверхностью Земли обычно проводят путем моделирования ударных процессов на основе расчетов всех основных стадий удара космического тела по поверхности планеты: стадии контакта с образованием ударных волн, распространения ударной волны в мишени и кратерообразующего течения, формирования ударных выбросов и их распространения в атмосфере.

На рисунке 1 показаны последовательные стадии взаимодействия с атмосферой астероида диаметром 100 м, падающего на Землю со скоростью 50 км/с.

На рисунке представлены:

- распределения температуры (слева) и плотности (справа) на разных высотах;
- по вертикальным осям отложено расстояние вдоль траектории;
- указанная на рисунке черная линия есть граница: пары–воздух.

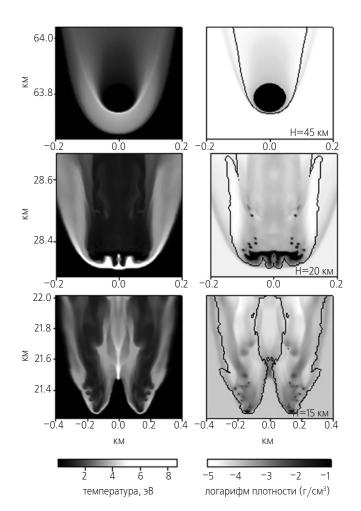


рисунок 1. Разрушение кометоподобного метеороида

Температура, достигающая при входе объекта в атмосферу нескольких тысяч градусов, здесь выражена в эВ как мера средней кинетической энергии объекта. Плотность атмосферы приведена в г/см³ в логарифмической шкале.

Характерная последовательность событий, показанных на рисунке 1, следующая.

На высоте около 30 км метеороид начинает деформироваться, на его поверхности возникают волнообразные возмущения, центральная часть следа заполняется парами. Увеличение аэродинамических нагрузок вызывает расплющивание метеороида, на высоте 20 км он превращается в уплощенную структуру, а на высотах ниже 17 км — в струю, состоящую из паров нагретого в головной ударной волне воздуха и фрагментов падающего тела. Таким образом, разрушение и фрагментация падающего тела происходят раньше, чем оно начинает заметно тормозиться. Фрагментация приводит к увеличению испаряемой поверхности и, следовательно, к увеличению скорости абляции.

На высоте около 10 км фрагменты метеороида полностью испаряются, струя превращается в чисто газовую. Нагретый в ударной волне воздух имеет высокое давление, поэтому струя расширяется. В момент торможения (на высоте около 2 км), когда плотность газа в струе заметно ниже, чем плотность окружающего атмосферного воздуха, возникает явление, похожее на типичный для атмосферных взрывов огненный шар.

В момент полного торможения метеора основная масса вещества метеороида (в виде паров, перемешанных с горячим воздухом) сосредоточена на высотах 3–10 км. В дальнейшем все это вещество попадает в атмосферный плюм и выбрасывается в верхнюю атмосферу, на высоты 100–1000 км (Shuvalov V.V. et al., 2002).

Прогноз последствий входа космического объекта в атмосферу Земли зависит:

- от скорости входа космического объекта (V);
- от размера (*D*);
- от материала (плотности о, прочности);
- от угла наклона траектории (α).

Трудоемкость вычислений определяется тем, что расчет одного варианта взаимодействия при заданных параметрах $(V, D, \varrho, \alpha$ и др.) может занимать достаточно много времени в зависимости от принятого масштаба и требуемой точности. На основе полученной базы данных по всем поражающим факторам для всех возможных сценариев ударов небесных тел может быть построена интерполяционная модель, позволяющая оперативно (в течение нескольких минут) оценить все последствия удара с заданными параметрами.

Использование существующих простых интерполяционных моделей (в том числе размещенных в Интернете) приводит к неточным результатам. Например, для Челябинского метеорита (ЧМ) предсказанное максимальное избыточное давление не должно было превышать 0.2 кПа, что заметно меньше наблюдавшихся значений (4.3 кПа), кроме того, не был предсказан сейсмический эффект (в действительности магнитуда сейсмического события при падении ЧМ достигала 4).

Для расчета характеристик объекта удобно использовать ретродвижение, если точка встречи небесного тела с Землей известна. Это позволяет восстановить траекторию тела в межпланетном пространстве при известных параметрах встречи тела с Землей (скорости, наклоне траектории полета, высоте, широте, долготе точки).

4. Структура ИАС АКО

Практическая реализация информационно-аналитической системы мониторинга опасных небесных тел возможна на базе новейших математических способов обработки информации с использованием высокопроизводительных технологий обработки данных, что предусматривает решение следующих задач:

- разработка методик и моделей движения небесного тела для оценки возможного взаимодействия астероида с атмосферой Земли и её поверхностью;
- обеспечение автоматизированного сбора координатной и некоординатной информации по опасным небесным телам;
- разработка программно-инструментальных средств для расчета траектории движения небесного тела, оценки вероятности опасных сближений и падений астероидов на Землю, определения точки падения и его поведения после попадания в атмосферу;
- создание банка данных последствий от падения небесного тела на определенную территорию;
- обеспечение визуализации расчетной и модельной информации на базе геоинформационных систем, что также предусматривает создание интерактивных электронных геоинформационных справочных атласов для задач предупреждения, локализации и ликвидации чрезвычайных ситуаций;
- создание комплексной базы данных моделей по всем поражающим факторам подобного столкновения с исследуемым небесным телом.

Комплексное решение перечисленных задач определяет архитектуру информационно-аналитической системы АКО, содержащей следующие компоненты:

- 1. Прогнозно-аналитическая подсистема, которая состоит из следующих функциональных модулей (программно-алгоритмических блоков):
 - программный модуль исследования эволюции орбиты опасного тела, позволяющий выявлять опасные траектории небесных тел на больших интервалах времени;
 - программный модуль определения орбит небесных тел, позволяющий обрабатывать входные данные, определять орбиты опасных тел из наблюдений;
 - программный модуль определения траектории падения тела, позволяющий определить место падения или точку воздушного взрыва;
 - программный модуль для оценки вероятности опасных сближений и соударений опасных тел с Землей;
 - программный модуль оценки последствий столкновения, позволяющий оценить степень воздействия опасного объекта на местность и объекты инфраструктуры.
- 2. Подсистема автоматизированного сбора информации по околоземным астероидам, включающая:
 - программный модуль сбора координатной информации;
 - программный модуль сбора некоординатной информации:
 - программный модуль обработки входных данных.
- 3. Подсистема визуализации информации, в неё входят следующие функциональные модули:
- программный модуль визуализации изменения орбит опасных тел;
- программный модуль отчетных форм;
- программный модуль подготовки электронных цифровых карт с территориями, соответствующими классификатору территорий России;
- программный модуль визуализации результатов расчетов и публикации данных в сети Интернет.
- 4. Хранилище данных, включающее:
- базы данных о потенциально опасных небесных телах;
- банк данных последствий возможного падения небесных тел на определенную территорию;
- банк данных последствий взаимодействия небесных тел с атмосферой или поверхностью Земли;
- отраслевые хранилища данных МЧС, отражающих инфраструктуру организации защиты территорий, в т.ч. от АКО, и виды угроз.
- 5. Подсистема администрирования, обеспечивающая выполнение операций ведения баз данных, управления учетными записями пользователей и разграничения прав доступа к ресурсам системы, управления сетевой инфраструктурой и процессом передачи данных.

Общий вид структурной схемы ИАС АКО в составе основных компонентов и подсистем показан на рисунке 2.

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ АСТЕРОИДНО-КОМЕТНОЙ ОПАСНОСТИ

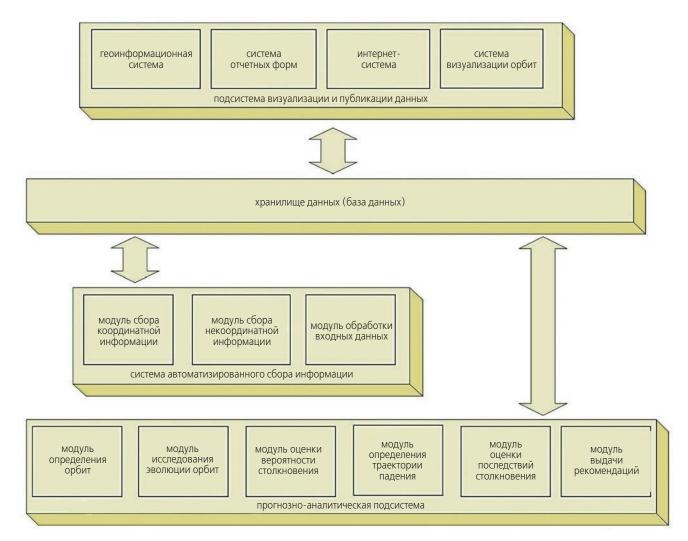


рисунок 2. Структура ИАС АКО

В процессе функционирования ИАС АКО выполняет непрерывный, регламентированный сбор и загрузку данных из различных источников как в ручном, так и в автоматическом режиме, используя при этом международные источники наблюдений за опасными небесными объектами. В автоматическом режиме на основании полученных данных выполняются операции выявления опасных сближений околоземных астероидов с Землей, определяются вероятность столкновения опасного тела с Землей и место возможного падения. Для комплексной оценки данные об опасном небесном объекте представляются в табличном, графическом, анимированном и картографическом виде. В процессе интеллектуальной поддержки принятия решений средствами ИАС АКО производится оценка последствий падения космического тела и формируются возможные варианты минимизации последствий данного падения.

Разработанные методы и программные средства также актуальны в отношении насыщения околоземного пространства космическим мусором (*Бармин И.В. и др.*, 2013), представляющим собой все более существенную угрозу.

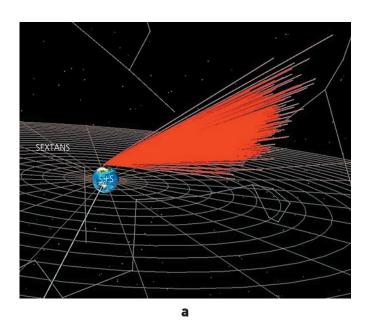
5. Результаты исследований

На рисунке 3 в качестве примера показаны: (a) расчетные траектории виртуальных объектов для Челябинского астероида в системе координат с фиксированной осью Солнце — Земля; (б) трассы виртуальных объектов для Челябинского метеорита на карте Земли.

Время начала расчета: 14 февраля 2013 23:58:52.815. Время входа в атмосферу на высоте 100 км приблизительно: 15 февраля 2013 03:20:19.

Расчеты проводились с использованием разработанного программного обеспечения для преобразования данных, получаемых из системы хранения и обработки данных об астероидах в сценарий для ПО GMAT, которое позволяет интегрировать уравнения движения астероидов с учетом всех планет Солнечной системы и Луны и визуализировать полученные траектории.

На рисунке 4 приведены результаты математического моделирования движения Челябинского болида, наложенные на фактическую картину последствий.



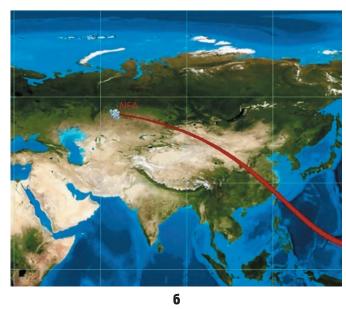
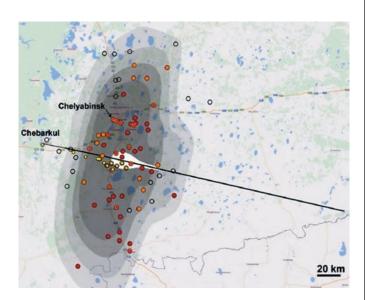


рисунок 3. Визуализация расчетных траекторий виртуальных объектов (а) и их траес на карте поверхности Земли (6)

заключение

На данном этапе разработки ИАС АКО реализован действующий прототип системы, размещенный в структуре МЧС России. Информационно-аналитическая система АКО направлена на обеспечение интегральной аналитической информацией для оперативной оценки возможных угроз космического происхождения, прогноза последствий, определения эффективных мер по снижению возможного ущерба.



серые контуры – избыточное давление на поверхности; красные – разрушения (официальные данные); оранжевые – разрушения (полевые данные); черные пустые – нет разрушений; желтые – метеориты.

рисунок 4. Результаты математического моделирования движения Челябинского болила

Создание ИАС АКО не является альтернативой существующим техническим решениям, а представляет собой комплексное дополнение к существующему информационному обеспечению и системам предупреждения о приближении опасных небесных тел.

список литературы

Бармин И.В., Кулагин В.П., Савиных В.П., Цветков В.Я. Околоземное космическое пространство как объект глобального мониторинга // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4 (20). С. 4-9.

Бармин И.В., Савиных В.П., Данхэм Д.У., Цветков В.Я. Кольца мусора в околоземном пространстве // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5 (21). С. 4-10.

Данхем Д.У., Назиров Р.Р., Фаркуар Р.У., Чумаченко Е.Н. Космические миссии и планетарная защита. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. 276 с.

Шустов Б.М., Рыхлова Л.В. и др. Концепция системы противодействия космическим угрозам: астрономические аспекты // Астрономический вестник. 2013. Т. 47, № 4. С. 327-340.

Near-Earth Object Program. URL: http://neo.jpl.nasa. gov (дата обращения: 13.05.2015).

Popova O.P., Jenniskens P. et al. Chelyabinsk Airburst, Damage Assessment, Meteorite Recovery, and Characterization // Science. 2013. 342 (6162). P. 1069-1073.

Shuvalov V.V., Artemieva N.A. Numerical modeling of Tunguska-like impacts // Planetary and Space Science. 2002. V. 50/2. P. 181-192.

Статья поступила в редакцию 18.08.2015 г.

ПЕРСПЕКТИВНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ



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

Рассмотрены состав и орбитальное построение перспективной космической системы для наблюдения геостационарной орбиты, а также возможные подходы к созданию космической платформы и полезной нагрузки для наблюдения геостационарной орбиты.

Ключевые слова: наблюдение; геостационарная орбита; орбитальное построение; космическая платформа; оптико-электронная система.

введение

В настоящее время на околоземных орбитах функционируют более 1000 космических аппаратов (КА) различного назначения. Из них около 42% космических объектов (КО) находятся на геостационарной орбите (ГСО). Интенсивное использование уникальных возможностей ГСО продолжается. Это приводит к необходимости наблюдения ГСО с целью контроля выполнения международных соглашений в области использования ГСО, выявления космических объектов, создающих помехи или нарушающих режим использования ГСО.

За рубежом для наблюдения ГСО создаются и выводятся на орбиту специализированные КА MSX,

ADVANCED SPACE-BORNE SYSTEM FOR SURVEILLANCE OF GEOSTATIONARY ORBIT



A.E. Haзapob¹,
dokmop mexhuческих наук,
naz-a-e@yandex.ru;
A.E. Nazarov

The structure and orbital configuration of the advanced space-based system for surveillance of geostationary orbit as well as possible approaches to development of satellite bus and payload for surveillance of geostationary orbit are considered.

Key words: surveillance; geostationary orbit; orbital configuration; satellite bus; opto-electronic system

XSS-10 и XSS-11, DART, MiTEx, NROL-36/OUTSat, STARE; развернута низкоорбитальная система SBSS (*Covault G.*, 2009; *Deaver T.L.*, 2009; *Graham W.*, 2012; *Lozada V.C.*, 2011; *Stokes G.N.*, 2012).

Наращивание возможностей отечественных средств наблюдения ГСО может быть реализовано с использованием уже имеющегося научно-технического задела. В настоящей статье рассмотрены варианты орбитального построения космической системы для обзорного и детального наблюдения объектов на ГСО, а также возможные подходы к созданию КА на базе имеющихся и получивших летную квалификацию космических платформ и оптико-электронных комплексов (ОЭК).

 $^{^{1}}$ ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

1. Варианты орбитального построения космической системы для наблюдения ГСО

Анализ требований, предъявляемых к наблюдению ГСО, приводит к необходимости декомпозиции этой задачи на две составляющие:

3 a da 4 a 1 - Обзорное наблюдение ГСО.

3ada4a 2 - Детальное наблюдение обнаруженных объектов на ГСО.

Выбор орбитального построения КС наблюдения ГСО базируется на следующих критериях:

- минимизация энергетических затрат выведения КА на орбиту;
- минимизация энергетических затрат на поддержание KA на орбите;
- минимизация максимальной дальности наблюления.

Дополнительным критерием является возможность использования базовых космических платформ разработки НПО имени С.А. Лавочкина для решения задач обзорного и детального наблюдения ГСО.

С учетом изложенных выше критериев для наблюдения объектов на ГСО предлагается в качестве орбит рассматривать полусуточные высокоэллиптические орбиты (ВЭО) с наклонением около 63,4° и аргументом широты перигея в районе 0° или 180°, обеспечивающие:

 значительный интервал времени в районе апогея орбиты (~6 часов), на котором обеспечивается относительно небольшая дальность наблюдения геостационарных КА от 4000 до 18000 км для решения первой задачи;

- организацию участка наблюдения в районе апогея орбиты, на котором обеспечивается дальность наблюдения от 100 км до 400 км для решения второй задачи;
- условия радиовидимости КА с территории РФ на одном из суточных витков (западном или восточном);
- малое смещение KA на рабочем участке орбиты относительно контролируемой дуги ГСО;
- требуемую скорость дрейфа географической долготы восходящего узла для приведения апогейного участка орбиты в район заданной точки «стояния» ГСО;
- ежесуточную повторяемость трассы КА;
- приемлемую устойчивость орбиты под влиянием возмущающих факторов (влияние не центральности гравитационного поля Земли, притяжения Солнца, Луны и т.п.).

Основное отличие параметров орбиты для решения задачи 2— увеличение высоты перигея, необходимого для обеспечения расположения апогея орбиты в близкой окрестности ГСО. Такая близость позволит обеспечить необходимую дальность наблюдения заданных КО с требуемым разрешением. Диапазон дальности наблюдения, на котором можно рассматривать получение целевой информации с требуемым качеством, составляет от 400 км до 100 км.

Для решения задачи 1 рабочий участок, на котором осуществляется работа целевой аппаратуры по обзору ГСО, может располагаться в районе апогея, где обеспечивается требуемая дальность наблюдения. Так, при значении максимальной дальности наблюдения до 18000 км рабочий участок может быть орга-

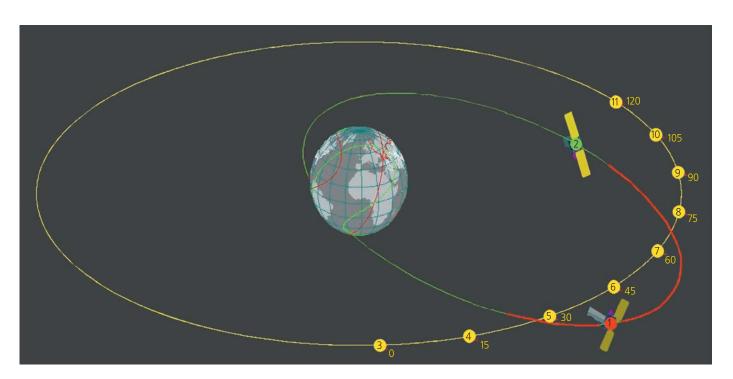


рисунок 1. Вид предлагаемой орбитальной структуры с двумя КА-О

ПЕРСПЕКТИВНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ

низован на интервале от минус 3,2 до плюс 3,2 часа от апогея, продолжительностью приблизительно 6,2 часа. При этом в течение суток можно организовать два рабочих участка. Орбитальная структура из двух КА, далее называемых КА-О, на таких ВЭО может обеспечить непрерывный обзор всей ГСО в течение 24 часов в сутки.

Для обеспечения непрерывного обзора ГСО должна быть сформирована соответствующая орбитальная структура. Назначением орбитальной структуры является обеспечение определенной пространственновременной расстановки КА в абсолютном пространстве, при которой выполняются необходимые условия для последовательного наблюдения участков ГСО.

Организацию непрерывного в течение суток наблюдения предлагается осуществлять посредством фазирования положения КА в плоскости орбиты, т.е. путем разведения двух КА-О по аргументу широты на 180° .

На рисунке 1 представлен вид предлагаемой орбитальной структуры с двумя KA-O № 1 и № 2. Желтыми кругами показаны условные точки «стояния» KA на дуге Γ CO, которая может наблюдаться KA № 1 (выделен красным цветом). Цифры у точек «стояния» соответствуют значению их долгот.

Использование предлагаемой орбитальной структуры с двумя КА в одной плоскости позволит развести рабочие участки по времени на 6 часов и использовать для ее развертывания пакетный запуск двух КА за один пуск РН.

Следует отметить, что требуется не только начальное формирование орбитальной структуры с заданными параметрами, но и поддержание этих параметров в течение всего срока эксплуатации КА (Назаров А.Е., 2007). Для этого необходимо предусмотреть управление орбитальной структурой, а именно:

- выбор начальных параметров орбиты, обеспечивающих минимальную пространственновременную деформацию орбитальной структуры в течение заданного срока;
- проведение коррекций поддержания орбиты в заданных диапазонах.

Предлагаемые параметры ВЭО обеспечивают минимизацию эволюции аргумента широты перигея, который определяет геометрию расположения рабочего участка относительно ГСО и пространственную деформацию орбитальной структуры.

Временная деформация орбитальной структуры для решения первой задачи минимизирована тем, что скорость прецессии долготы восходящего узла орбиты будет одинакова у обоих КА, так как они функционируют в одной плоскости орбиты.

Целевой задачей КА-О является регулярное проведение съемок объектов на ближайшей к рабоче-

му участку КА-О дуге ГСО с помощью бортового оптико-электронного комплекса (ОЭК). Последовательной обзор дуги ГСО осуществляется путем перенацеливания бортового ОЭК на участки ГСО. На протяжении рабочего участка каждому КА-О доступно для наблюдения при требуемом диапазоне дальностей участок дуги ГСО порядка 90°, т.е. четверть дуги ГСО. Следует заметить, что речь идет только о дуге с дальностью наблюдения не более 17000 км. При больших дальностях для наблюдения доступна практически вся ГСО. Таким образом, в течение суток может быть обеспечен полный обзор ГСО. В зависимости от размеров поля зрения и времени съемки одного фрагмента за 6 часов рабочего участка может быть реализована периодическая съемка одних и тех же объектов для определения динамики их движения.

Анализ результатов проведенного моделирования движения КА орбитальной группировки показывает, что на одном рабочем участке при соответствующем наведении бортового ОЭК возможно наблюдение более четверти ГСО. При этом возможно обеспечить минимальную дальность наблюдения от 17000 км в начале и конце рабочего участка до 4000 км в районе апогея.

При неподвижной установке бортового ОЭК на КА наведение визирной оси может осуществляться соответствующим разворотом КА и последующей его стабилизацией на время съемки в абсолютной инерциальной системе координат.

Для обеспечения приемлемых условий освещенности наблюдаемой дуги ГСО имеется возможность организации схемы последовательной съемки участков наблюдаемой дуги ГСО, при которой визирная ось бортового ОЭК наводится в направлении, противоположном положению Солнца.

При необходимости организации дрейфа орбитальной группировки относительно ГСО возможно проведение коррекции периода обращения КА. Затраты характеристической скорости на проведение таких коррекций будут зависеть от величины требуемой скорости дрейфа и количества их проведения. Для обеспечения скорости дрейфа 1 градус в сутки затраты характеристической скорости составят не более 1,4 м/с.

Максимальные затраты характеристической скорости на парирование эволюции периода обращения КА и поддержание географической долготы восходящего узла в заданном диапазоне для обеспечения непрерывности следования рабочих участков двух КА-О составят не более 2,1 м/с в год.

Благодаря выбору оптимального начального наклонения для минимизации ухода значения аргумента широты перигея от номинального значения коррекции наклонения этого параметра не потребуются.

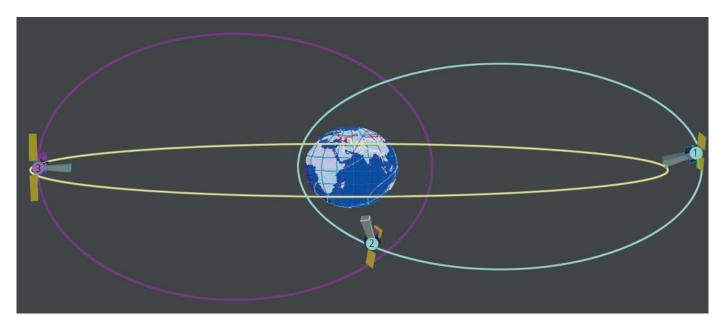


рисунок 2. Орбитальная структура на ВЭО

В качестве преимуществ ВЭО для выполнения целевой задачи КА-О можно отметить возможность гарантированного обеспечения радиовидимости КА-О для передачи информации в НСК в течение суток до 11–15 часов и обеспечение значительно меньшей дальности наблюдения объектов на ГСО.

Кроме того, при функционировании КА-О на ВЭО имеется потенциальная возможность наблюдения КО на других орбитах при нахождении КА на перигейном участке орбиты.

Решение целевой задачи космическим аппаратом детального контроля (КА-ДК) возможно при его сближении с наблюдаемым КО на относительно небольшое расстояние, примерно до 100 км. Для обеспечения таких условий в качестве варианта рабочей орбиты КА-ДК могут использоваться рассматриваемые ВЭО с высотой апогея, примерно равной высоте ГСО.

Параметры ВЭО для КА-ДК отличаются от параметров орбиты КА-О значением эксцентриситета, который обеспечивает высоту апогея, равную примерно высоте ГСО. Это условие необходимо для обеспечения требуемой дальности контроля до 100 км. Выполнение целевой задачи КА-ДК может осуществляться на рабочем участке, организуемом в окрестности апогея.

На рисунке 2 показан общий вид предлагаемой орбитальной структуры на ВЭО с двумя КА-О (№ 1, № 2) и КА-ДК (№ 3). Для обслуживания космических объектов на всей ГСО возможно обеспечение определенного дрейфа рабочего участка КА-ДК вдоль ГСО по долготе. Такой дрейф для приведения КА-ДК к заданным точкам «стояния» объектов, как и для КА-О, может быть обеспечен за счет изменения величины периода обращения и осуществляется про-

ведением соответствующей коррекции этого параметра орбиты.

Основной задачей коррекции орбиты КА-ДК является точное обеспечение требуемых значений параметров орбиты, и прежде всего аргумента широты перигея, высоты апогея и значения периода обращения КА, при которых обеспечивается на заданном интервале времени требуемая дальность и условия освещенности космических объектов.

Определение стратегии и алгоритмов управления движением центра масс КА-ДК для проведения соответствующих коррекций параметров орбиты является важным этапом баллистического проектирования КА. Предварительные оценки показали достаточность запасов характеристической скорости для решения задач коррекции орбиты КА-ДК при и пользовании в качестве платформы разработанной в НПО имени С.А. Лавочкина, космической платформы «НАВИГАТОР». Эта космическая платформа может функционировать как на ГСО («ЭЛЕКТРО-Л»), так и на ВЭО («СПЕКТР-Р», «АРКТИКА-М»), оснащена двигательной установкой с большим запасом топлива, обеспечивающим проведение заданных маневров в течение заданного срока активного существования КА.

Следует отметить, что стратегия приведения КА-ДК к заданной точке «стояния» должна учитывать ограничения на условия освещенности наблюдаемого космического объекта.

Наведение бортового ОЭК на объект является еще одной важной задачей. Сложность ее решения обусловлена значительными относительными скоростями движения КА-ДК и наблюдаемого объекта. Предварительные оценки показывают возможность реализации отслеживания космического объекта ви-

ПЕРСПЕКТИВНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ

зирной осью бортового ОЭК при требуемой точности стабилизации КА.

Наведение бортового ОЭК КА-ДК должно осуществляться в режиме программного отслеживания движения космического объекта.

2. Космические платформы для КА наблюдения ГСО

Для выполнения целевых задач с учетом проведения необходимых маневров для их реализации в течение всего срока активного существования КА, а также минимизации затрат на создание и развертывание системы предлагается рассматривать два типа унифицированных платформ (*Хартов В.В.*, 2011).

Космический аппарат детального контроля КА-ДК целесообразно строить на базе бортового модуля служебных систем (БМСС) «НАВИГАТОР», оснащенного ДУ с большим запасом характеристической скорости для коррекции параметров орбиты.

Для космических аппаратов, выполняющих задачи обзора КА-О, с учетом относительно небольшого веса целевой аппаратуры целесообразно создавать малоразмерный космический аппарат (МКА) на базе БМСС «КАРАТ 200».

Космические аппараты строятся по модульному принципу (рисунки 3–4) с максимальным использованием существующего задела НПО имени С.А. Лавочкина.

Применение технологий создания малоразмерных космических аппаратов для предлагаемой орбитальной структуры позволяет вывести на рабочие орбиты два КА-О одним запуском РН, что существенно снижает стоимость ее построения.

Использование единой космической платформы для КА-ДК и КА-О нецелесообразно ввиду различных требований по запасам характеристической скорости для совершения маневров, большой разницы в массе целевой аппаратуры для детального контроля и обзора, требований энергопотребления и обеспечения теплового режима.

Вместе с тем, как показано в разделе 2, выбранная для КА-ДК орбита характеризуется высокой динамикой наведения бортового ОЭК при отслеживании направления на наблюдаемый космический объект. В случае если выполнение соответствующих требований средствами БМСС «НАВИГАТОР» окажется затруднительным, в качестве альтернативы может быть рассмотрена разрабатываемая платформа МСС-А. Кроме требуемой динамики и точностных характеристик, платформа МСС-А имеет двигательную установку с большим запасом топлива, обеспечивающую проведение требуемых маневров в течение заданного срока активного существования КА.

3. Оптико-электронные комплексы для КА наблюдения ГСО

Основными показателями качества ОЭК являются: предельная звездная величина (для решения целевых задач звездная величина должна быть равна 14), поле зрения (определяющее производительность и информативность системы), геометрическое качество изображения для проведения измерений. Важным показателем при выборе ОЭК является отношение квадрата диаметра к фокусному расстоянию. Диаметр ОЭК определяет светособирающую площадь, а фокусное расстояние определяет линейную скорость бега изображения. Технически это означает,

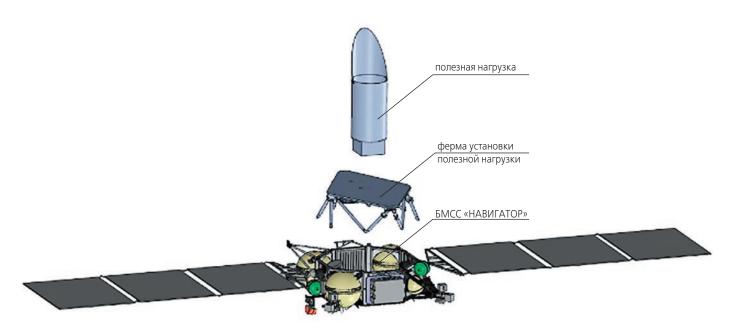


рисунок 3. Модульный принцип построения КА на базе БМСС «НАВИГАТОР»

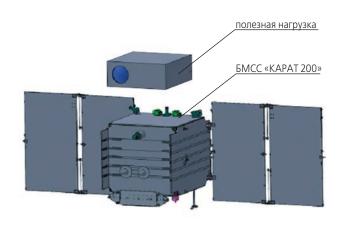


рисунок 4. Модульный принцип построения КА на базе БМСС «КАРАТ 200»

что чем больше диаметр и лучше светосила ОЭК, тем большую звездную величину можно зарегистрировать, и, следовательно, тем меньший по размерам КО может быть обнаружен.

Пределами роста диаметра и светосилы являются аберрации, ухудшающие качество изображения, а также масштаб изображения на один пиксель. Слишком высокая светосила приводит к росту фонового сигнала от слабых звезд Млечного пути и свечения магнитосферы Земли. Ряд ограничений также накладывают и конструктивные особенности различных типов ОЭК.

При выборе оптической системы учитываются не только основные оптические параметры, но и ряд дополнительных специфических показателей, к которым относятся:

- длина оптической схемы, определяющая габариты ОЭК;
- количество зеркальных поверхностей, в том числе асферических, характеризующих технологичность изготовления;
- количество оптических элементов, требующих контроля их положения в условиях эксплуатации

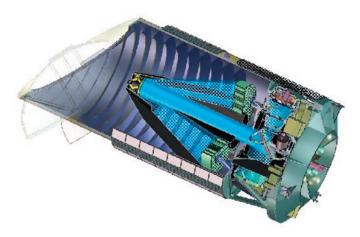


рисунок 5. Трехзеркальный анастигмат Корша

- и определяющих необходимость комплекса служебных систем и исполнительных механизмов для обеспечения автоматической юстировки и фокусировки ОЭК;
- устойчивость оптических элементов к изменению температуры и к температурным перепадам на элементах конструкции ОЭК;
- защита фокальной плоскости от «паразитных» засветок для ОЭК, построенных по двухзеркальным схемам.

Анализ зарубежных ОЭК, используемых в КА наблюдения за космическим пространством, показал, что для обнаружения КО (например космического мусора) наиболее часто применяется трехзеркальный анастигмат (триплет) Кука (с четвертым плоским зеркалом, укорачивающим оптическую систему) с фокусным расстоянием около 1 метра.

Для детального наблюдения КО в зарубежных КА, как правило, используются трехзеркальные анастигматы Корша на основе современных конструкционных материалов.

Сравнительный анализ различных ОЭК с учетом как отечественного, так и зарубежного опыта показал, что для решения задачи обнаружения КО на ГСО наиболее рационально использовать светосильный трехзеркальный анастигмат Кука.

Для решения задачи детального наблюдения целесообразно создание и применение трехзеркального анастигмата Корша (рисунок 5).

4. Звездная величина и размеры KO в задаче наблюдения ГСО

Важнейшим параметром, влияющим на выбор ОЭК и определение его характеристик, является предельная регистрируемая звездная величина КО. Звездная величина есть безразмерная числовая характеристика относительной яркости объектов. В настоящее время используется общепринятая формализация шкалы звездных величин (SpaceSurveillance..., 2012):

$$m_1 - m_2 = -2.5 \lg \left(\frac{L_1}{L_2}\right)$$

или
$$\left(\frac{L_1}{L_2}\right) = 10^{\frac{m_2 - m_1}{2,5}}$$
,

где m_v — звездная величина v-го объекта;

 L_{v} – освещенность v-го объекта.

Для построения абсолютной шкалы в качестве $m_v = 0$ был принят блеск Веги. Звездная величина для самых ярких объектов отрицательна. Так, звездная величина наиболее яркого светила, Солнца, равна -26,7.

ПЕРСПЕКТИВНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ

В (*SpaceSurveillance*..., 2012) показано, что звездная величина объекта на орбите Земли определяется соответственно как

$$m_v = -26,7-2,5\lg[A\rho F(\varphi)] + 5\lg r$$

где A — радиус сечения объекта;

 $\rho \sim l$ – коэффициент отражения объекта;

r — дальность до объекта (в тех же единицах измерения, что и A);

 φ — угол между наблюдателем и Солнцем, измеренный с КО;

 $F(\varphi)$ – функция, характеризующая форму и ориентацию объекта.

Это соотношение позволяет по измеренной яркости объекта (по отраженному солнечному свету) получить оценку размера объекта.

Для объекта шероховатый шар функция

$$F(\varphi) = \left(\frac{2}{3\pi^2}\right) \left[(\pi - \varphi)\cos\varphi + \sin\varphi \right]$$

Для оптимального угла наклонения φ =0

F(0)=0.21.

Звездная величина объекта шероховатый шар на максимальном для рассматриваемой задачи дальности 17000 км $(17\cdot10^6$ м)

$$m_v = -9,45 - 2,5 \lg(0,21A)$$
.

Тогда размер поперечного сечения такого объекта, соответствующий заданной предельно регистрируемой звездной величине m_v =14, равен

$$A=10^{-1.14}=0.07$$
 M.

Реальные КО будут иметь более сложные и изменяющиеся во времени функции $F(\varphi)$.

заключение

Массовое применение геостационарных КА требует обеспечения наблюдения ГСО как наземными, так и космическими средствами. Определены состав орбитальной группировки КА и орбиты для решения задач обнаружения и детального наблюдения КО на ГСО. Использование предложенных высокоэллиптических орбит практически освоено НПО имени С.А. Лавочкина и обеспечивает высокую эффективность наблюдения КО не только на ГСО, но и на других высоких орбитах.

Создание КА для наблюдения ГСО предлагается на базе уже созданных в НПО имени С.А. Лавочкина и получивших летную квалификацию космических платформ «НАВИГАТОР» и «КАРАТ».

В качестве аппаратуры обзорного наблюдения может быть использован ОЭК на базе внеосевого триплета Кука. Для детального наблюдения может быть создан ОЭК на базе трехзеркального анастигмата Корша разработки НПО имени С.А. Лавочкина совместно с ЛЗОС и ЛОМО.

За рамки статьи вышла проблема обеспечения программной угловой скорости отслеживания КО до 2 град/с для наведения визирной оси целевой аппаратуры. Возможные варианты решения этой задачи прорабатываются в НПО имени С.А. Лавочкина в рамках проектов КА для научных и межпланетных исследований.

список литературы

Назаров А.Е. Динамическая устойчивость спутниковых систем непрерывного обслуживания на высокоэллиптических геосинхронных орбитах // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2007. № 7. С. 39-49.

Хартов В.В. Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С.3-10.

Covault G. Secret inspection satellites boost space intelligence ops // Spaceflight Now. 2009. Jan 14. P. 1-2.

Deaver T.L. COMM OPS: Leveraging COMSATS to support Space Situational Awareness // Milsat Magazine, Sept. 2009 [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 10.04.2015. URL: http://satmilmagazine.com/index.php?number=1432519454. (дата обращения: 03.06.2015).

GrahamW. ULA Atlas Vfinall ylauncheswith NROL-36//NASA, Sept. 2013. [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 10.04.2015. URL: http://www.nasaspaceflight.com/2012/09/uatas-v-launch-nrol-36-vanderberg. (дата обращения: 03.06.2015).

Lozada V.C. Space-Based Telescope for the Actionable Refinement of Ephemeris Systems and Test Engineering // Thesis, NPS, Dec. 2011. [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 10.04.2015. URL: http://www.dtic.mil/cgibin/ GetTRDoc?AD=ADA556592. (дата обращения: 08.06.2015).

Space Surveillance: The Visual Brightness and Size of Space Objects (August 21, 2012) [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 06.11.2013. URL: http://mostlymissiledefense.com/2012/08/21/Space-Surveillance-the-visual-brightness. (дата обращения: 08.06.2015).

Stokes G.H., Braun C., Sridharan R., Harrison D. The Space-based Vizible Program // MTI Lincoln Laboratory Journal. 1998. V. 11, № 2. P. 205-238.

Статья поступила в редакцию 23.07.2015 г.

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ЗАТУХАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ УДАРНЫХ ВОЛН В ОБОЛОЧКАХ ДЕТОНИРУЮЩИХ УДЛИНЕННЫХ ЗАРЯДОВ

LAWS OF ATTENUATION OF AXISYMMETRIC SHOCK WAVES IN DETONATING LINEAR CUTTING CHARGES CASES



E.H. Кузин¹, кандидат технических наук, varvsn@mil.ru;

E.N. Kuzin



B.И. Загарских¹, кандидат технических наук, zagarskihv@rambler.ru; V.I. Zagarskih



B.B. Ефанов², профессор, доктор технических наук, vladimir_efanov@laspace.ru; **V.V. Efanov**

Предложена методика и алгоритмы расчетноэкспериментальной оценки затухания радиальных ударных волн, возникающих в оболочках детонирующих удлиненных зарядов при скользящей детонации их снаряжения (взрывчатых веществ). По результатам экспериментальных исследований получена полуэмпирическая зависимость, характеризующая закон затухания таких волн.

Ключевые слова: заряд; взрывчатое вещество; ударная волна; детонация.

введение

Тенденция развития ракетно-космической техники, как отечественной, так и зарубежной, состоит в том, что повышается надежность вновь разрабатываемых изделий, улучшаются их массовые и габаритные характеристики, увеличивается стойкость ракет, ракетных комплексов, космических аппаратов (КА) к действию различных нагрузок, повышается защищенность их от помех, случайных и несанкционированных сигналов, усиливаются требования к простоте эксплуатации, снижению стоимости.

Важную роль в обеспечении высокого качества многих изделий ракетно-космической техники вы-

The article presents the methods and algorithms for design-and-experimental assessment of attenuation of radial shock waves originated in detonating linear cutting charges cases during sliding detonation of their munitions (explosives).

Subsequent to the results of the experimental studies

the semiempirical dependence is obtained characterizing the attenuation law for such the waves. Key words: charge; explosive;

shock wave: detonation.

полняют различного рода пироавтоматические устройства и системы с горящим и детонирующим снаряжением. Круг задач, решение которых возлагается на них, очень широк, а количество таких устройств может достигать на борту современных ракет или КА двух, трех и более сотен. Задействование на борту большого числа исполнительных элементов требует большого числа точек инициирования взрывчатого превращения (в конечном счете – мостиков накаливания), а также мощных источников питания и сильно разветвленной кабельной сети.

¹ Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого Министерства обороны Российской Федерации, Россия, г. Москва.

Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great of the Ministry of Defense of the Russian Federation, Russia, Moscow.

 $^{^2~\}Phi \Gamma Y\Pi$ «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ЗАТУХАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ УДАРНЫХ ВОЛН В ОБОЛОЧКАХ ДЕТОНИРУЮЩИХ УДЛИНЕННЫХ ЗАРЯДОВ

Анализ отечественных и зарубежных публикаций, посвященных оценке стойкости мостиковых электровоспламенительных устройств к воздействию «паразитных» сигналов, показывает, что практически все используемые сегодня низковольтные средства инициирования не в должной мере защищены от высокочастотных полей, грозовых разрядов, поражающих факторов ядерного взрыва, электростатических и электромагнитных наводок и т.д. Кроме того, сами бортовые источники питания также в полной мере не защищены от воздействия случайных импульсов.

Вообще говоря, проблема повышения защищенности бортовых средств и систем пироавтоматики от электростатических и электромагнитных сигналов достаточно сложна. Возможными путями решения этой проблемы являются:

- использование на борту средств инициирования с повышенной защищенностью;
- защита электровзрывных цепей;
- использование зарядов-трансляторов детонационных и огневых команд.

В рамках поставленной проблемы в статье рассматривается решение третьей задачи.

В принципе в качестве трансляторов, например, детонационных команд могут быть использованы штатные детонирующие удлиненные заряды (ДУЗ) круглого сечения в металлических оболочках. Однако им присущи такие существенные недостатки, как образование при срабатывании высокоскоростных металлических осколков и продуктов детонации (ПД) с большим содержанием К-фазы, которые необходимо перехватывать различного рода экранами, ловушками, что, в конечном счете, приводит к значительному утяжелению систем и ухудшению их габаритно-компоновочных характеристик. Кроме того, расположенные вблизи ДУЗ чувствительные узлы, агрегаты, научная, служебная аппаратура и сами элементы конструкции КА будут подвергаться сильным ударно-волновым нагрузкам. Эти недостатки в сильной степени могут быть уменьшены за счет использования зарядов-трансляторов детонационных команд в неразрушаемых при взрыве оболочках. Поставленная задача может быть решена двумя независимыми путями:

- на основе теории прочности материалов при импульсных режимах нагружения;
- на базе ударно-волновой модели.

1. Анализ процессов деформирования и разрушения цилиндрических оболочек при скользящей детонации

Для проектирования удлиненных зарядов бризантных взрывчатых веществ (ВВ) в металлических оболочках большой интерес представляют вопросы расширения и разрушения оболочек под действием

продуктов детонации. При этом ввиду сравнительно небольшой толщины оболочек деформация их является относительно однородной, а вследствие высоких линейных скоростей расширения оболочек реализуется ее равномерное распределение по всему объему оболочки.

Особенностями процесса расширения оболочки под действием скользящей детонации являются (Одинцов В.А. и др., 1975):

- 1. Высокий уровень напряжений и скоростей и кратковременность процесса. Амплитудные значения напряжений достигают $10\div30$ ГПа, радиальные скорости оболочек до 2000 м/с, скорости деформаций $\dot{\varepsilon} = 10^4 \div 10^5$ с⁻¹.
- 2. Доминирующая роль инерционных сил и второстепенная роль прочностных эффектов в процессе деформации оболочки.
- 3. Значительное влияние на процесс расширения оболочки волновых процессов.
- 4. Сравнимость радиальных напряжений по величине с тангенциальными и меридианальными напряжениями.
- 5. Процесс расширения оболочки, как правило, заканчивается интенсивным разрушением ее на осколки.

Систематическое исследование процессов взрывного ускорения оболочек началось в 40-х годах прошлого столетия. На первом этапе исследований основное внимание уделялось кинематике оболочки, главным образом определению конечной скорости u_{κ} ее движения; рассмотрение проводилось в одномерной постановке без учета прочности оболочек. Асимптотические соотношения для скорости u_{κ} были получены К.П. Станюковичем, Г.Н. Покровским и Гарни непосредственно из баланса энергии

$$\frac{Mu^2}{2} + E_{\kappa} + E_n + E_{\phi} = m_{\varepsilon}Q,\tag{1}$$

где $M,\ m_e$ — масса оболочки и заряда BB соответственно;

 E_{κ} , E_n — кинетическая и внутренняя потенциальная энергия ПД соответственно;

 E_{ϕ} — энергия формоизменения (затрачивается на пластическую деформацию оболочки);

Q — удельная теплота взрывчатого превращения BB.

При очень большом расширении $E_n=0$, $u=u_\kappa$. Пренебрегая также E_ϕ и вводя обозначение $E_\kappa=\varsigma m_e u_\kappa^2$, из (1) получаем

$$\frac{Mu_{\kappa}^{2}}{2} + \varsigma m_{e}u_{\kappa}^{2} = m_{e}Q,$$
 откуда
$$u_{\kappa} = \sqrt{\frac{2\beta Q}{1 + 2\varsigma\beta}},$$
 (2)

где
$$\beta = \frac{m_e}{M}$$
.

Если показатель n изоэнтропы продуктов детонации считать постоянным и равным 3, то удельная теплота взрывчатого превращения ВВ будет равна (Φu -зика взрыва, 2002; Котомин A.A. и $\partial p.$, 2010)

$$Q \approx \frac{D^2}{16},\tag{3}$$

где D – скорость детонации BB.

Тогда (2) с учетом (3) можно записать в виде

$$u_{\kappa} = \frac{D}{2} \sqrt{\frac{\beta}{2(1+2\varsigma\beta)}}.$$

Приближенно кинетическая энергия E_{κ} ПД при одномерном метании плоской, цилиндрической и сферической оболочек определяется соотношением

$$E_{\kappa} = \int_{0}^{R} \frac{u^{2} dm_{e}}{2},$$

где \overline{u} – скорость движения ПД;

 dm_{s} = ρdr , dm_{s} = $2\pi\rho dr$ и dm_{s} = $4\pi\rho r^{2}dr$ соответственно для плоской цилиндрической и сферической симметрии;

r — координата оболочки;

R — максимальный радиус оболочки в момент ее разрушения.

Скорость движения $\overline{u} = \overline{u}(r)$ ПД в центре, на оси и на плоскости симметрии равна 0, а на оболочке совпадает со скоростью u оболочки (в данном случае u_{κ}).

Принимая в продуктах детонации линейное распре-

деление скорости
$$\overline{u} = u_{\kappa} \left(\frac{r}{r_0} \right)$$
 (Покровский – Гарни)

или параболическое $\overline{u}=u_{\kappa}\bigg(\frac{r}{r_0}\bigg)^2$ (Станюкович), можно записать

$$ar{u} = u_\kappa \left(rac{r}{r_0}
ight)^\gamma$$
, $\gamma = 1$; 2, откуда $\varsigma = rac{E_\kappa}{m_e u_\kappa^2} = rac{\int\limits_0^R \left(rac{r}{r_0}
ight)^{2\gamma} dm_e}{2m_e}$,

где r_0 — начальный внутренний радиус оболочки.

Таким образом, величина ζ зависит как от вида симметрии, так и от распределения скорости и плотности по продуктам детонации.

В расчетах плотность продуктов детонации по координате условно принимается постоянной (Φ изика взрыва, 2002).

Двумерное движение несжимаемой оболочки в стационарной постановке впервые было рассмотрено Тейлором (*Покровский Г.И. и др.*, 1957).

Рассматривается бесконечно длинная цилиндрическая оболочка, вдоль которой движется плоский детонационный фронт (рисунок 1). Линия фронта является звуковой линией, т.е. на ней выполняются условия Чепмена — Жуге.

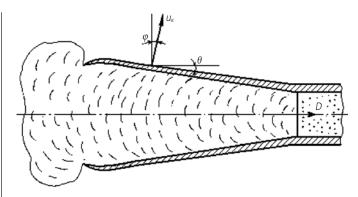


рисунок 1. Двумерное расширение оболочки под действием продуктов детонации

Под действием давления, действующего со стороны ПД, происходит поворот оболочки, причем угол поворота возрастает от 0 до некоторого конечного значения θ , а оболочка приобретает некоторую конечную скорость u_{κ} , направленную под углом φ к плоскости, перпендикулярной оси заряда.

Если детонационная волна падает на оболочку под углом α , то углы φ и θ определяются соотношениями (*Одинцов В.А. и др.*, 1975)

$$\varphi = \arcsin\left(\frac{u_{\kappa}}{2D}\sin\alpha\right),\,$$

$$\theta = 2\varphi = 2\arcsin\left(\frac{u_{\kappa}}{2D}\sin\alpha\right).$$

В зарубежной литературе они часто называются соотношениями Тейлора и формулируются в следующем виде: вектор скорости оболочки делит угол, образованный нормалиями к исходному и конечному положениям оболочки, пополам. Для случая скользящей детонации (α =90°)

$$\varphi = \arcsin \frac{u_{\kappa}}{2D},$$

$$\theta = 2 \arcsin \frac{u_{\kappa}}{2D}.$$

Численные решения двумерных нестационарных задач о движении несжимаемых оболочек без прочности под действием ПД рассматривались для случаев точечного инициирования заряда ВВ на торце, плоского инициирования детонационной волны на обоих торцах заряда и для случая осевой детонации.

Движение реальной сжимаемой оболочки под действием продуктов детонации имеет более сложный характер. Это связано с влиянием волновых явлений как в продуктах детонации, так и в оболочке. При падении детонационной волны на контактной поверхности «ВВ — металл» происходит распад разрыва с образованием ударной волны (УВ) в металле и волны разрежения в ПД (в случае первоначально покоящих-

ся ПД) либо отраженной УВ в ПД в случае падения детонационной волны нормально к контактной поверхности (при центральном и осевом инициировании заряда ВВ в сферических и цилиндрических оболочках соответственно). При выходе УВ на свободную поверхность оболочки от нее внутрь оболочки будет отражаться центрированная волна разрежения, которая отразится, в свою очередь, от границы «ПД - оболочка». Произойдет ускорение этой границы, что послужит источником образования волны сжатия и т.д. Вследствие этого набор скоростей контактной и наружной поверхностей оболочки будет носить не плавный (как в случае несжимаемой оболочки), а «пилообразный» характер.

В более распространенном случае скольжения детонационной волны вдоль оболочки, который реализуется при взрыве ДУЗ, в оболочке возникает косая ударная волна SW, а в ПД – центрированная волна разрежения R₁ (рисунок 2). После выхода SW на внешнюю поверхность оболочки возникает волна разрежения RW₁, за фронтом которой материал оболочки приобретает дополнительную радиальную скорость, а осевая компонента скорости, приобретенная в УВ, в значительной мере погашается. Достигая внутренней поверхности оболочки, RW₁ отражается в виде волны сжатия СW. В ПД в этот момент возникает вторая волна разрежения R2. Дальнейшие пульсации оболочки имеют затухающий характер.

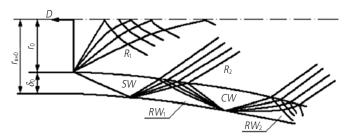


рисунок 2. Волновая картина в оболочке и продуктах взрыва при скользящей детонации

При наличии стационарной конфигурации массовая скорость во фронте косой волны в лабораторной системе координат равна $u = \frac{p}{\rho_{oc}\mathcal{A}}$ (p — давление

во фронте УВ; ρ_{oc} – начальная плотность материала среды – оболочки; Д – скорость УВ) и направлена под углом $90^{\circ} - \varphi$ к оси оболочки (см. рисунок 1). Радиальная компонента массовой скорости равна $u_R = u\cos\varphi$. Поскольку φ изменяется, как установлено рядом авторов, в пределах от 0 до 10°÷14°, в первом приближении, с ошибкой, не превышающей 2÷3%, можно считать, что при скользящей детонации в оболочке ДУЗ возникает чисто радиальная УВ с массовой скоростью во фронте u_R .

Приближенно влияние пластического сопротивления оболочки на величину ее скорости рассмотрено было в рамках классического варианта жесткопластической теории; оболочка считается несжимаемой, а деформация – плоской.

Выражение для скорости оболочки в этом случае имеет вид (*Одинцов В.А. и др.*, 1974)

$$\frac{u}{D} = \left\{ \frac{\eta}{8(1-\eta)} \left[1 - \left(\frac{r_0}{r} \right)^4 \right] - \frac{2\sigma_{s\theta}}{\rho_{oc}D^2} \ln \frac{r}{r_0} \right\}^{1/2}, \tag{4}$$

где $\eta = \frac{m_e}{m_e + M}$ — коэффициент наполнения; σ_{so} — динамический предел текучести материала

оболочки.

В выражение (4) входит механическая характеристика материала оболочки σ_{so} . Многочисленные экспериментальные работы, посвященные изучению поведения материалов при импульсных нагрузках, свидетельствуют о существенном различии свойств материалов при статическом и динамическом нагружениях. К сожалению, надежных методов определения динамических характеристик материалов в настоящее время нет (исключение составляют стандартные методы определения сравнительных динамических характеристик - ударной вязкости и динамической твердости). Поэтому сравнение результатов различных работ по динамическому нагружению носит в известной мере качественный характер; в зависимости от условий проведения испытаний эти результаты могут быть весьма противоречивыми.

На основании экспериментальных наблюдений различными авторами предложены определенные аналитические зависимости динамического предела текучести $\sigma_{s\partial}$ от скорости ε деформации.

В качестве примера можно привести формулу Е. Зибеля и А. Помпа

$$\sigma_{s\partial} = \sigma_{sc} = a\dot{\varepsilon}^m; \tag{5}$$

формулу А. Надаи

$$\sigma_{s\dot{o}} = \sigma_{sc} + b \ln \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_{s}},\tag{6}$$

где a, b – константы, зависящие от материала;

 $\dot{arepsilon}_c$ – скорость деформации при статистических испытаниях того же материала.

Основной недостаток формул (5), (6) – отсутствие значений а и в для различных материалов. В формуле А.И. Целикова и В.А. Персиянцева отражены реальные процессы упрочнения и релаксации, которые происходят в металле при пластической деформации

$$\sigma_{so} = \sigma_{sc} + B \frac{\dot{\varepsilon}_{cp}}{K} \left(1 - e^{-K \frac{\dot{\varepsilon}}{\varepsilon_{cp}}} \right), \tag{7}$$

где B — модуль упрочнения;

К – коэффициент пропорциональности, характеризующий скорость релаксации;

 ε_{cp} – средняя скорость деформации.

Большое распространение получила также аппроксимация С.Р. Боднера и П.С. Саймонда, согласно которой для одноосного случая

$$\frac{\sigma_{so}}{\sigma_{sc}} = 1 + \left(\frac{1}{q} \cdot \dot{\varepsilon}\right)^{1/s},\tag{8}$$

где q, s — константы материала.

Общим недостатком зависимостей (5)–(8) является то, что они с той или иной степенью точности аппроксимируют экспериментальные зависимости $\sigma_{so}(\dot{\varepsilon})$ для различных металлов и сплавов до значений $\dot{\varepsilon} \approx 3 \cdot 10^2 \mathrm{c}^{-1}$. В нашем же случае при движении оболочки ДУЗ под действием ПД скорости $\dot{\varepsilon}$ деформации, по крайней мере, на два порядка выше.

Из всего сказанного выше следует, что количественное определение $\sigma_{s\partial}$ для каждого материала оболочки при соответствующих скоростях деформации — задача чрезвычайно сложная.

В качестве исходного допущения для решения задачи создания ДУЗ в неразрушаемых оболочках можно, по-видимому, предположить, что критическим условием разрушения является превышение напряжениями, реализуемыми на внешней поверхности оболочки, некоторых предельных значений. Если это так, то для проектирования зарядов-трансляторов детонационных команд необходимо и достаточно определить эти критические напряжения применительно к различным металлам и параметрам внешней среды.

К сожалению, теория взрывных процессов в настоящий момент не может дать однозначного ответа на вопрос о том, каковы же эти напряжения.

Таким образом, для инженерного решения поставленной задачи необходимо иметь достоверные данные о начальных давлениях, создаваемых на внутренних поверхностях оболочек скользящей детонационной волной, о закономерностях их затухания по мере удаления ударной волны от оси заряда и о критических разрушающих напряжениях для реальных материалов оболочек зарядов.

Методика расчета начальных параметров ударных волн в различных средах в теории взрыва (Физика взрыва, 2002) разработана достаточно полно. Что же касается закономерностей затухания ударных волн в плотных средах, то они изучены экспериментально только для одномерного (плоского) случая (Кузин Е.Н. и др., 2015). И даже для идеализированной одномерной схемы процесса анализ этих закономерностей чрезвычайно сложен. В еще большей степени такой анализ сложен для реальных неодномерных процессов, происходящих при осесимметричной детонации. По этой причине закономерности затухания радиальных ударных волн применительно к цилиндрическим оболочкам, изготовленным из различных материалов, было решено изучить экспериментально.

2. Методика экспериментального изучения закона затухания осесимметричных ударных волн

Замысел эксперимента состоял в том, чтобы установить закономерности затухания ударных волн в оболочках из различных материалов, т.е. в конечном счете найти функцию $p_{\it sh}/p_{\it x}$ (здесь $p_{\it x}$ и $p_{\it sh}$ — давления на внутренней и внешней поверхностях оболочки соответственно).

В общем случае функцию $p_{\scriptscriptstyle \it GH}/p_{\scriptscriptstyle \it X}$ можно представить в виле

$$\frac{p_{_{\mathit{GH}}}}{p_{_{x}}} = f(D, Me, Cp, \frac{r_{_{\mathit{GH}}}}{r_{_{0}}}...),$$

где *Me* – свойства материала оболочки;

Ср – свойства окружающей среды;

 $r_{\scriptscriptstyle \it BH}$ — внешний радиус оболочки.

Задача по определению начальных параметров ударных волн, образующихся при скольжении детонационной волны вдоль внутренней поверхности оболочки, сводится к решению системы уравнений (Физика взрыва, 2002)

$$u_{x} = \sqrt{\frac{p_{x}}{\rho_{oc}}} \left[1 - \left(1 + \frac{p_{x}}{A} \right)^{-\frac{1}{m}} \right]$$

$$u_{y} = \frac{2nD}{n^{2} - 1} \left[1 - \left(\frac{p_{x}}{p_{H}} \right)^{\frac{n-1}{2n}} \right]$$

где u_x — массовая скорость во фронте УВ с давлением p_x ;

 ho_{oc} — начальная плотность материала оболочки; A, m — константы уравнения Тэта для материала оболочки;

 p_H — детонационное давление в плоскости Чепмена — Жуге (давление Гюгонио).

Для определения параметра p_H использовалось известное соотношение

$$p_H = \frac{\rho_{1e}D^2}{n+1},$$

где ρ_{1e} – плотность снаряжения ДУЗ.

Параметры УВ на выходе из оболочки заряда определялись расчетно-экспериментальным методом. Суть его заключается в нахождении массовой скорости u_{en} с дальнейшим определением по уравнению Тэта давления p_{en} . Для нахождения u_{en} пользовались методом искусственного откола с учетом известного правила удвоения массовой скорости, согласно которому начальная скорость u_0 тыльной поверхности преграды (или свободной поверхности) равна примерно удвоенной массовой скорости u_{en} за фронтом ударной волны, выходящей на эту поверхность:

$$u_0 \approx 2u_{eH}$$
.

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ЗАТУХАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ УДАРНЫХ ВОЛН В ОБОЛОЧКАХ ДЕТОНИРУЮЩИХ УДЛИНЕННЫХ ЗАРЯДОВ

Давление $p_{\text{ви}}$ на выходе ударной волны из оболочки находится из очевидного (Φ изика взрыва, 2002) выражения

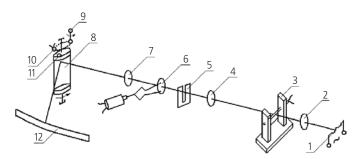
$$p_{\scriptscriptstyle \mathit{BH}} = \rho \cdot u_{\scriptscriptstyle \mathit{BH}} \mathcal{I},$$

где \mathcal{J} – скорость ударной волны на выходе из оболочки, определяемая из уравнения ударной сжимаемости вида $\mathcal{J}=a+\lambda u$ (здесь a и λ – эмпирические коэффициенты) для материала оболочки \mathcal{J} УЗ.

В случае если материалы оболочки и наклеиваемой на ее внешнюю поверхность фольги различные, необходимо решать так называемую «обратную» задачу о переходе ударной волны из одной плотной среды в другую (из оболочки ДУЗ в фольгу).

Таким образом, задача сводилась к измерению скорости u_0 свободной поверхности оболочки ДУЗ. Регистрация u_0 осуществлялась оптическим методом с использованием скоростного фоторегистратора ВСК-5 в режиме фоторазвертки.

Оптическая схема эксперимента представлена на рисунке 3. На рисунке 4 представлена типичная фоторегистрограмма взрыва ДУЗ с наклеенными на поверхности оболочки пластинами из алюминиевой фольги.



1 – подсветка; 2 – линза; 3 – сборка; 4 – входной объектив; 5 – шторки щели; 6 – электромагнитный затвор; 7 – выходной объектив; 8 – вращающееся зеркало; 9 – установочный винт; 10 – электромагнитный датчик синхронизации; 11 – железная пластина; 12 – фотопленка.

рисунок 3. Схема эксперимента по определению скорости свободной поверхности ДУЗ

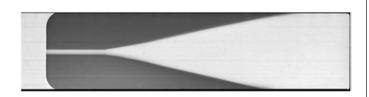


рисунок 4. Типичная фоторегистрограмма взрыва ДУЗ

В экспериментах варьировались тип снаряжения ДУЗ (гексоген и ГНДС), материал оболочки (медь, алюминий, свинец, кварцевое стекло, полиметилметакрилат), толщина $\delta_{o\delta}$ оболочки ($\delta_{o\delta}$ =0,4÷15,0 мм), диаметр d_0 снаряжения (2,0±0,1 мм; 6,0±0,05 мм), плотность снаряжения (ρ_{1e} =1,02·10³÷1,73·10³ кг/м³).

Заряды в оболочках из неметаллических материалов (кварцевого стекла и полиметилметакрилата), а также из металлов, но с низкой плотностью снаряжения ($\rho_{1e} \le 1, 3 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$) изготавливались методом вибрационной набивки ВВ в трубку-оболочку ДУЗ. Заряды в металлических оболочках с высокоплотным снаряжением ($\rho_{1e} > 1, 3 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$) изготавливались штатным методом волочения. Основное количество испытаний (более 85%) проведено на зарядах в металлических оболочках; заряды же в неметаллических оболочках использовались, главным образом, для проверочных тестовых испытаний. Общее количество выполненных экспериментов — более двух сотен.

В таблице приведены характеристики лишь некоторых исследованных ДУЗ в металлических оболочках.

На рисунке 5 представлена безразмерная функция $\frac{p_{_{\mathit{BH}}}}{p_{_{x}}} \left(\frac{\delta}{r_{_{0}}} \right)$ для исследованных ДУЗ с высокоплотным

и малоплотным снаряжением из гексогена и ГНДС; в оболочках из меди, алюминия и свинца; с диаметром снаряжения d_0 =2,0±0,1 мм и d_0 =6,0±0,05 мм. Нетрудно видеть, что все экспериментальные точки (средневзвешенные значения из пяти-семи параллельных испытаний) достаточно хорошо укладываются около одной обобщенной кривой.



рисунок 5. Зависимость $\frac{p_{\it gh}}{p_{\it x}} \left(\frac{\delta}{r_0} \right)$ для ДУЗ в медных, алюминиевых и свинцовых оболочках

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы:

- 1. Для существенно различных начальных давлений p_x (см. таблицу) закон затухания инатах $p_{\rm GH}/p_x$, δ/r_0 для ДУЗ в исследованных металлических оболочках практически один и тот же.
- 2. Влияния масштабного фактора при увеличении диаметра снаряжения от 2 мм до 6 мм в опытах не обнаружено.

таблица – Характеристики ДУЗ в металлических оболочках при различных комбинациях «ВВ-оболочка»

материал оболочки марка ДУЗ		BB	диаметр ВВ; <i>d</i> ₀ , мм	плотность ВВ; ρ_{16} : 10^{-3} , кг/м ³	скорость детонации; D , м/с	давление P_x , $\Gamma \Pi a$	давление $P_{\scriptscriptstyle GH}$, $\Gamma\Pi a$
	У3-3,2-Г У3-7-Г У3*-3,1-Г У3*-15-Г	гексоген	2,0±0,1	1,73 1,54 1,25 1,28	8430 7800 6890 6990	23,7 19,2 13,3 13,9	14,2 5,3 10,2 1,4
медь	У3*-9-Г У3*-36-Г		6,0±0,05	1,27 1,20	6960 6730	13,7 12,7	9,8 2,1
	У3-3,2-ГНДС У3-5,6-ГНДС У3*-5,6-ГНДС У3*-8-ГНДС	гндс	2,0±0,1	1,72 1,68 1,08 1,02	6950 6900 4300 4000	16,1 15,5 3,6 2,8	10,0 5,0 1,2 0,7
алюминий	У3-2,8-А-Г У3-4,4-А-Г У3*-5,6-А-Г У3*-15-А-Г	гексоген	2,0±0,1	1,54 1,44 1,29 1,23	7800 7460 7020 6830	15,6 14,0 11,8 11,1	7,2 5,9 4,5 1,3
	У3*-10-А-Г У3*-30-А-Г		6,0±0,05	1,30 1,27	7060 6960	11,9 11,5	8,5 2,0
алюминий	УЗ-2,8-А-ГНДС УЗ-4,5-А-ГНДС УЗ*-5,6-А-ГНДС УЗ*-8-А-ГНДС	ГНДС	2,0±0,1	1,46 1,56 1,20 1,01	6300 6510 4950 3800	9,5 10,6 6,0 2,2	6,5 3,4 1,8 0,6
свинец	У3-2,9-С-Г У3-6,2-С-Г	гексоген	1	1,51 1,31	7700 7090	17,7 13,7	12,7 4,8
	УЗ-3,4-С-ГНДС УЗ-6,5-С-ГНДС	гндс	2,0±0,1	1,31 1,33	5030 5200	6,5 7,2	4,1 2,6

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ЗАТУХАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ УДАРНЫХ ВОЛН В ОБОЛОЧКАХ ДЕТОНИРУЮЩИХ УДЛИНЕННЫХ ЗАРЯДОВ

3. Систематического отклонения экспериментальных данных от единой кривой при испытаниях зарядов в оболочках из меди, алюминия и свинца не наблюдается. Это вполне согласуется с общими соображениями, вытекающими из теории ударных волн в плотных средах, в соответствии с которой волногасящие свойства материала тем выше, чем выше его импеданс (акустическая жесткость ρc_0 ; здесь ρ – плотность материала; c_0 – скорость звука в нем), а импедансы исследованных материалов близки.

Последний вывод подтверждается также результатами испытаний ДУЗ в оболочках из кварцевого стекла и полиметилметакрилата, снаряженных гексогеном. На рисунке 6 представлена зависимость $\frac{p_{\rm en}}{p_{\rm x}} \left(\frac{\delta}{r_0} \right)$ для таких зарядов. На графике сплошной

линией обозначена кривая закона затухания радиальной ударной волны в металлических оболочках. Из

рассмотрения рисунка 6 видно, что кривые $\frac{p_{\it вн}}{p_{\it x}} \left(\frac{\delta}{r_0} \right)$

для исследованных ДУЗ в неметаллических оболочках располагаются существенно выше кривой для зарядов в оболочках из меди, алюминия и свинца.

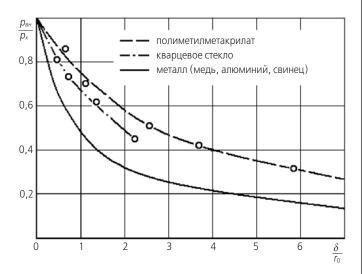


рисунок 6. Зависимость $\frac{p_{\it вн}}{p_{\it x}} \left(\frac{\mathcal{S}}{r_0} \right)$ для ДУЗ в оболочках из различных материалов

Как и для одномерного (плоского) случая (*Кузин Е.Н. и др.*, 2015), кривая, характеризующая закон затухания радиальной ударной волны в металлических оболочках в безразмерных координатах $p_{\rm gh}/p_x$, δ/r_0 , с достаточной степенью точности (с максимальной ошибкой, не превышающей $\pm 10\%$), может быть аппросимирована уравнением

$$\frac{p_{\scriptscriptstyle GH}}{p_{\scriptscriptstyle X}} = \exp\left[-a\left(\frac{\mathcal{S}}{r_0}\right)^{\rm b}\right],$$

причем а=0,665, b=0,615.

На рисунке 5 аппроксимирующая кривая обозначена пунктирной линией.

заключение

При современном уровне развития теории прочности трудно выбрать точную физико-математическую модель, на базе которой можно разработать инженерную методику проектирования зарядовтрансляторов детонационных команд в неразрушаемых при взрыве оболочках. Поэтому в основу выполненных исследований положен волновой принцип, сущность которого сводится к следующему. Для оценки критических условий сохранения сплошности оболочки рассчитываются параметры ударной волны, выходящей на ее внешнюю поверхность, которые затем сравниваются с некоторыми предельно допустимыми параметрами, определяемыми, как будет показано в следующих публикациях, по результатам специальных экспериментальных исследований. Таким образом, представленные в статье результаты являются основой для проектирования зарядов в неразрушаемых при взрыве однослойных оболочках.

список литературы

Котомин А.А., Широкова Н.П., Душенок С.А., Брешев Е.Н. и др. Давление детонации зарядов ВВ, применяемых в системах разделения космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина 2010. № 3. С. 27-35.

Кузин Е.Н., Загарских В.И., Ефанов В.В. Решение задачи затухания ударной волны в преграде при контактном взрыве заряда высокоэнергетического материала // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 14-18.

Одинцов В.А., Селиванов В.В., Чудов Л.А. Расширение идеально-пластической цилиндрической оболочки под действием продуктов детонации // ПМТФ. 1974. № 2. С. 152-156.

Oдинцов В.А., Чудов Л.А. Расширение и разрушение оболочек под действием продуктов детонации // Проблемы динамики упругопластических сред: сборник. М.: Мир, 1975. С. 85-154.

Покровский Г.И., Федоров И.С. Действие удара и взрыва в деформируемых средах. М.: Госстройиздат, 1957. 275 с.

Физика взрыва / Под ред. Л.П. Орленко. Изд. 3-е, перераб. В 2 т. Т. 1. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002. 832 с.

Статья поступила в редакцию 29.06.2015 г.

ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА ПОСТРОЕНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ И СХЕМЫ ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД»

SELECTION OF EFFICIENT OPTION OF THE COMBINED PROPULSION SYSTEM DESIGN AND THE FLIGHT PROFILE OF THE «INTERHELIO-ZOND» SPACECRAFT

The article is devoted to the peculiarities of the development of the perspective Russian

«INTERHELIO-ZOND» spacecraft using electric

or «chemical» propulsion system as a sustainer depending on the design. The scientific goal

of the mission is studies of the near-the-Sun

space from close distances (60–70 solar radii). The article describes the appearances of several

SC options depending on the propulsion system

selected. The main characteristics of the flight

profiles depending on the type

Key words: spacecraft;

и в космосе.

electric propulsion system;

of propulsion system are overviewed.



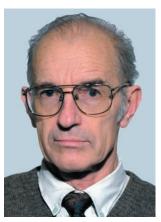
И.В. Платов 1 , кандидат технических наук, aia@laspace.ru;

I.V. Platov



A.B. Симонов¹, кандидат технических наук, alex.simonov@laspace.ru;

A.V. Simonov



M.C. Константинов², профессор, доктор технических наук, mkonst@bk.ru;
M.S. Konstantinov

Статья посвящена особенностям разработки перспективного российского космического аппарата «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД», на котором в качестве маршевой используется, в зависимости от варианта компоновки, электроракетная или «химическая» двигательная установка. Научной целью проекта является исследование околосолнечного пространства с близких расстояний (60–70 радиусов Солнца). В статье приведено описание нескольких вариантов облика КА в зависимости от оснащаемой двигательной установки. Также указаны основные характеристики схемы полёта в зависимости от типа двигателя.

Ключевые слова: космический аппарат; электроракетная двигательная установка; схема полёта; межпланетный перелет; Солнце.

введение

В физике Солнца и солнечно-земной физике остаются нерешенными целый ряд проблем, таких, как нагрев солнечной короны и ускорение солнечного ветра, триггерные механизмы наиболее мощных проявлений солнечной активности — вспышек и выбросов массы, механизмы генерации и распространения энергичных частиц на Солнце и в гелиосфере, механизм солнечного динамо и одиннадцатилетнего солнечного цикла, и др. Все эти и многие другие не-

flight profile; interplanetary transfer; the Sun.

решенные вопросы гелиофизики представляют общий астрофизический интерес, так как аналогичные процессы проходят на далеких звездах, а их детальное изучение возможно только на ближайшей к нам звезде — Солнце. Практический интерес изучаемых проблем связан с воздействием Солнца на Землю и влиянием факторов космической погоды на различные сферы человеческой деятельности на Земле

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

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

² ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия,

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

ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА ПОСТРОЕНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ И СХЕМЫ ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ИНТЕРГЕЛИО-3ОНД»

Действующие солнечные космические миссии («SOHO», «STEREO», «SDO», «HINODE» и др.) и миссии прошлых лет («YOHKOH», «КОРОНАС-Ф» и др.) много дали для понимания того, как устроено Солнце и как оно работает, а также для изучения солнечно-земных связей. Дальнейшее продвижение в изучении происходящих на Солнце и в гелиосфере явлений и процессов связано с новыми наблюдениями и измерениями, способными предоставить необходимые данные для изучения. Дистанционные наблюдения Солнца с близких расстояний с высоким пространственным разрешением наряду с локальными измерениями вблизи Солнца, а также внеэлиптические наблюдения и измерения являются следующим шагом в стремлении узнать больше о Солнце и околосолнечном пространстве.

При реализации перспективного российского проекта «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» предполагается, что космический аппарат (КА) сблизится с Солнцем до расстояний в 60–70 солнечных радиусов и будет постепенно наклонять плоскость своей орбиты к плоскости эклиптики, что позволит реализовать новые наблюдения и измерения, необходимые для решения научных задач и достижения основных целей миссии (Кузнецов В.Д., 2012).

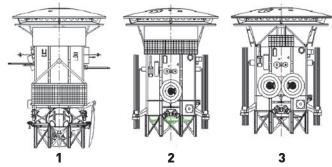
Проект должен быть разработан, исходя из запуска КА из Байконура с помощью ракеты-носителя «СОЮЗ-2» с разгонным блоком «ФРЕГАТ» (Асюшкин В.А. и др., 2014). Срок активного существования аппарата должен превышать пять лет, за это время должно быть достигнуто наклонение более 25°.

1. Варианты конструкции КА

Для реализации поставленных задач в рамках эскизного проектирования были разработаны варианты исполнения космических аппаратов, представленные на рисунке.

Вариант КА с двигательной установкой (ДУ) на двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), производства НИИМаш (г. Н. Салда), предполагал максимальное использование задела по ДУ перелетного модуля проектов «ФОБОС-ГРУНТ» и «ЛУНА-ГЛОБ» (Polishuk G.M. et al., 2011; Ефанов В.В. и др., 2012).

Конструкция ДУ на ЖРД (ЖРДУ) выполнена в виде моноблока, основой которого является блок баков, представляющий собой сварную конструкцию из четырех сферических топливных баков с цилиндрическими проставками между ними, элементами для установки панелей заправки и агрегатов, ложементами крепления двух баллонов высокого давления объемом 25·10-3 м³ (25 л). Топливные баки имеют объем внутренней полости (0,252±0,002) м³ [(252±2) л] каждый: два для хранения горючего – несимметричного диметилгидразина и два бака для окислителя – амилина.



- **1** КА с двигательной установкой на жидкостных ракетных двигателях;
- **2** KA с электроракетной двигательной установка на основе RIT-22:
- **3** КА с электроракетной двигательной установкой на основе СПД-140Д.

рисунок. Варианты исполнения КА

На каждом баке крепятся: магистральный клапан, проверочные клапаны, дискретный сигнализатор уровня, пироклапан, фильтр, датчик давления, температурные датчики, электронагреватель с тремя управляющими термодатчиками. Каждый бак имеет два установочных кронштейна, с помощью которых он крепится к восьмиугольному каркасу.

К цилиндрическим проставкам блока баков приварены кронштейны для крепления панелей блоков клапанов, штанг блоков двигателей малой тяги и ферма блоков двигателей коррекции.

Блоки двигателей малой тяги устанавливаются на четырех одинаковых штангах, выполненных из АМг6. На каждом кронштейне устанавливается по три двигателя малой тяги: два двигателя стабилизации 17Д58ЭФ и один двигатель 11Д457Ф.

Блок двигателей коррекции представляет собой сборку из четырех двигателей 11Д458Ф на круговой плите, которая фиксируется к остальной конструкции фермой из углепластика. Отвод тепла от работающих двигателей осуществляется тепловым аккумулятором с последующим сбросом через тепловую трубу на радиатор, закрепленный с помощью кронштейна на плите двигательного блока коррекции.

Монтаж топливных и газовых магистралей выполнен по внешней поверхности баков и элементов конструкции ДУ.

В соответствии с тактико-техническими требованиями также необходимо было рассмотреть применение вариантов электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) на основе стационарного плазменного двигателя СПД-140Д разработки ОКБ «Факел» и высокочастотного ионного двигателя RIT-22 разработки фирмы «Astrium» концерна «EADS».

Несущей конструкцией для монтажа ДУ на КА служит корпус в форме параллелепипеда в виде жесткой рамы, обшитой сотопанелями.

Конструктивно ЭРДУ состоит из блока хранения ксенона (БХК) и электроракетного двигательного модуля (ЭРДМ). БХК включает в себя два композитных бака для хранения рабочего тела, расположенных в нижней

части параллелепипеда. Баки имеют цилиндрическую форму и фиксируются к несущей конструкции кронштейнами. В качестве рабочего тела используется ксенон высокой чистоты (*Мартынов М.Б. и др.*, 2011).

В двигательном отсеке КА располагаются блоки клапанов, соединяющих ЭРДМ с БХК ЭРДУ, и блоки подачи ксенона. Двигательные блоки расположены на боковых стенках аппарата, свободных от приводов солнечных батарей.

Состояние параметров работоспособности ДУ оценивается при помощи датчиков температуры и давления. Блоки соединены кабелями и трубопроводами в соответствии с конструкторской документацией.

Активные участки предполагается осуществлять при помощи четырех стационарных плазменных двигателей СПД-140Д или двух высокочастотных ионных двигателей RIT-22. При этом работа ЭРДУ в маршевом режиме предусматривает одновременную работу пары двигателей СПД-140Д или одного RIT-22.

ЭРДМ на основе СПД-140Д включает в себя четыре двигателя с модулями газораспределения и механизм ориентации двигателя, который позволяет менять и корректировать вектор тяги двигателя.

ЭРДУ, независимо от исполнения, будет обеспечивать маршевый режим перемещения КА. Предусматривается также наличие однокомпонентной ДУ системы ориентации и стабилизации (СОиС), которая позволяет осуществлять управление угловым движением и коррекции траектории КА. Выбранная конструктивная схема имеет в качестве прототипа схему, представленную для ДУ «НАВИГАТОР», так как они близки по динамическим условиям и расходным характеристикам топливных систем. В состав ДУ входят следующие системы:

- система хранения и подачи газа наддува;
- система хранения и подачи рабочего тела (гидразин) к реактивным двигателям;
- двигатели коррекции;
- двигатели стабилизации;
- датчики давления и температуры (телеметрические и управляющие);
- элементы конструкции (кронштейны, трубопроводы и т.д.).

Двигатели коррекции и стабилизации задублированы. В каждом двигательном блоке имеется основной двигатель и резервный, который находится в «холодном резерве», если работает основной двигатель, и наоборот. Блоки сгруппированы на четырех кронштейнах, установленных на ребрах прямоугольного служебного отсека: два двигателя стабилизации К50-10.1 и один двигатель ТК5000М на каждом кронштейне. Данные двигатели, как и СПД-140Д, производятся ОКБ «Факел».

Таким образом, разработана комбинированная ДУ, которая в маршевом режиме реализует возможности ЭРДУ, при этом ориентацию, стабилизацию и разгрузку двигателей-маховиков, а также коррекции траектории КА осуществляет ДУ СОиС.

2. Показатели качества миссии

В соответствии с описанными выше научными задачами и вариантами КА для выбора оптимального варианта исполнения ДУ были определены наиболее важные показатели качества для разрабатываемой миссии:

- достигаемый радиус перигелия R_{π} ;
- максимальное достигаемое наклонение рабочей орбиты i;
- суммарная масса полезной нагрузки и резерва $m_{\Pi H}$;
- длительность миссии от старта до выхода на орбиту с максимальным наклонением T_{Σ} ;
- длительность работы ДУ $T_{\text{лу}}$.

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

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

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

$$F = k_r R_\pi + k_i i + k_m m_{\Pi H} + k_t T_\Sigma + k_e T_{\Pi Y}, \tag{1}$$

где k_r , k_i , k_m , k_t , k_e – весовые коэффициенты, отражающие приоритет каждого из показателей качества.

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

- для наклонения и массы полезной нагрузки (большие значения которых увеличивают эффективность миссии) как отношение значения для рассматриваемого варианта миссии к максимальному значению среди всех вариантов;
- для радиуса перигелия, суммарной продолжительности миссии и суммарной длительности работы ДУ (большие значения которых уменьшают эффективность миссии) – как отношение минимального значения среди всех вариантов к значению для рассматриваемого варианта.

Значения весовых коэффициентов, являясь выразителями частных показателей качества, не могут быть заданы точно и несут в себе оттенок субъективизма. Эти значения, как правило, выбираются согласно методу экспертных оценок таким образом, чтобы отражать приоритет каждого из показателей качества (Малышев В.В. и др., 2006). Наиболее важным критерием научной эффективности миссии считается наклонение орбиты. Далее идут радиус перигелия и масса комплекса научной аппаратуры. Продолжительность миссии и длительность работы ДУ влияют в основном на надёжность осуществления миссии,

ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА ПОСТРОЕНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ И СХЕМЫ ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ИНТЕРГЕЛИО-3ОНД»

а не на её научную ценность. Поэтому величины коэффициентов этих показателей должны быть ниже. В соответствии с изложенной логикой примем значения весовых коэффициентов равными: k_r =0,25, k_i =0,3, k_m =0,2, k_i =0,15, k_e =0,1.

3. Схемы полёта

Основная задача синтеза схемы полёта — определить гелиоцентрическую траекторию КА, минимальный радиус перигелия которой должен находиться на расстоянии 60—70 радиусов Солнца и должен быть достигнут за время, не превышающее проектный срок активного существования КА. Достигаемое наклонение орбиты при этом должно быть максимизировано. Ниже представлены варианты траектории при старте с Земли в 2016—2017 гг.

Гелиоцентрическая траектория формируется ДУ КА и гравитационными маневрами (ГМ) у планет земной группы. Схему полёта в общем случае можно разделить на две фазы - эклиптическую и внеэклиптическую. Основная задача эклиптической фазы состоит в увеличении асимптотической скорости подлёта к Венере с целью совершения последующих гравитационных маневров, изменяющих траекторию КА для достижения заданного радиуса перигелия и поэтапного повышения наклонения. Для такого разгона КА удобны схемы с возвратом к Земле, совершения ГМ у неё и дальнейшего полёта к Венере. Наклонение орбиты КА во время внеэклиптической фазы увеличивается за счет последовательно совершаемых облётов Венеры. Для этого аппарат выводится на гелиоцентрическую орбиту, находящуюся в орбитальном резонансе m/k с Венерой. На такой орбите KA совершает k оборотов вокруг Солнца за время, которое нужно Венере, чтобы совершить т оборотов вокруг Солнца. Для минимизации длительности формирования рабочей орбиты необходимо использовать орбитальные резонансы малого порядка, так как орбитальный период Венеры равен примерно 225 суткам. В процессе перелета отдельные гравитационные маневры могут использоваться для перевода КА из одного резонанса в другой с целью управления радиусом перигелия и наклонением орбиты КА (Лёб Х.В. и др., 2011; Петухов В.Г., 2012).

3.1. Схема полёта КА с ЖРДУ

Был рассмотрен вариант со следующей последовательностью гравитационных маневров у планет: Венера — Земля — Венера — Венера — Венера — Венера. Первый участок гелиоцентрической траектории, включающий первый ГМ у Венеры и оба ГМ у Земли, предназначен для увеличения асимптотической скорости последующего подлёта к Венере. На втором участке КА встречается только с Венерой, постепенно уменьшая радиус перигелия до заданного значения и увеличивая наклонение до максимально возможного за время активного существования.

Основные характеристики этого варианта схемы полета представлены в таблице 1, где используются следующие обозначения:

 ΔT – длительность этапа полета KA, сутки;

 ΔV – характеристическая скорость маневра, км/с;

 V_{∞}^- – подлетная асимптотическая скорость, км/с;

 γ – угол поворота гелиоцентрической скорости КА при ГМ, градусы;

 r_{π} – радиус перицентра планетоцентической орбиты при ГМ, км;

 V_{∞}^{+} – отлетная асимптотическая скорость, км/с;

 R_{π} — радиус перигелия сформированной орбиты КА, радиусы Солнца;

i – наклонение сформированной орбиты КА, градусы;

 $N_{\rm II}/N_{\rm KA}$ — отношение периода орбиты облетаемой планеты (Земли или Венеры) к сформированному периоду орбиты КА.

3.2. Схема полёта КА с RIT-22

ЭРДУ в схеме полёта для рассматриваемого варианта схемы полёта (*Константинов М.С. и др.*, 2012) используется только на начальном гелиоцентрическом участке перелета Земля – Земля для обеспечения условий выполнения первого гравитационного маневра. Это позволяет увеличить асимптотическую скорость относительно Земли с 2,9 км/с до более чем 8,0 км/с.

Первый гравитационный маневр осуществляется у Земли, в результате чего КА переводится на быструю траекторию перелета к Венере с временем перелета 53,5 суток. Второй гравитационный маневр обеспечивает перевод КА на гелиоцентрическую орбиту, находящуюся в орбитальном резонансе 4:3 с Вене-

таблица 1 – Характеристики этапов полета КА с ЖРДУ

=	1 1			r 1						
этап	дата	ΔT	ΔV	V_{∞}^{-}	γ	r_{π}	$V_{\infty}^{^{+}}$	R_{π}	i	$N_\Pi/N_{ m KA}$
старт	03.01.2017	112,0	3,663	_	_	_	3,132	_	_	_
ГМ1	25.04.2017	261,2	0,082	5,062	83,9	7179	4,697	154,8	1,5	_
ГМ2	11.01.2018	365,5	0	7,802	61,4	6571	7,802	194,8	13,8	1/1
ГМ3	12.01.2019	134,0	0,052	7,802	60,0	6753	7,633	106,3	3,1	_
ГМ4	26.05.2019	224,7	0	12,733	27,1	7180	12,733	109,3	10,6	1/1
ГМ5	05.01.2020	674,1	0	12,733	27,1	7180	12,733	90,6	16,3	3/4
ГМ6	09.11.2021	_	0	12,733	27,1	7180	12,733	65,0	17,0	3/5

рой (за четыре оборота КА вокруг Солнца Венера совершает три оборота). После этого гравитационного маневра обеспечивается требуемый радиус перигелия в диапазоне 60-70 радиусов Солнца. Перед следующим гравитационным маневром у Венеры КА совершает четыре пролета перигелия. Последующие гравитационные маневры производятся у Венеры и используются для увеличения наклонения гелиоцентрической орбиты КА, при этом радиус перигелия повышается до 88-114 радиусов Солнца. После пятого гравитационного маневра, который имеет место примерно через 4,5 года после старта, КА переводится на нерезонансную орбиту с максимальным наклонением (24,6-27,1°). Основные характеристики траектории представлены в таблице 2 (обозначения аналогичны таблице 1).

3.3. Схема полёта КА с СПД-140Д

Перелёт Земля – Земля с ЭРДУ на базе двух одновременно работающих СПД-40Д включает три активных и два пассивных участка. Полученная траектория обеспечивает попадание в окрестность Земли с асимптотической скоростью, равной 9143 м/с.

Весь последующий маршрут реализуется за счет использования трех гравитационных маневров у Венеры. Первый и второй гравитационный маневр у Венеры обеспечивают перевод КА на резонансные с Венерой орбиты. Порядок резонанса выбран равным 2:3, т.е. после первого и второго ГМ у Венеры гелиоцентрическая орбита КА имеет период, равный

2/3 периода орбиты Венеры, и следующий ГМ у неё выполняется через 450 суток. Последний (третий) гравитационный маневр у Венеры позволяет перейти КА на гелиоцентрическую орбиту с относительно большим наклонением (более 20 градусов).

Основные характеристики траектории представлены в таблице 3 (обозначения аналогичны таблице 1).

3.4. Вариант ЭРДУ и схема полёта, принятые для рабочего проектирования

По результатам эскизного проекта принято решение о создании на последующих этапах разработки КА «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» ДУ в комбинированном виде с применением двигателей производства ОКБ «Факел». Количество двигательных блоков с СПД-140Д сократилось до двух, и предполагается одновременная работа только одного двигателя. Также была пересчитана схема полёта на новую дату старта с учетом корректировки Федеральной космической программы России и изменена последовательность орбитальных резонансов с Венерой для достижения большего наклонения к плоскости эклиптики. Рассматривается возможность использования орбитальных резонансов 1:1 и 4:3 орбит КА и Венеры. Предполагается выполнить пять маневров у Венеры. В результате последнего её облёта аппарат переводится на нерезонансную гелиоцентрическую орбиту с максимально возможным наклонением. Основные характеристики траектории представлены в таблице 4 (обозначения аналогичны таблице 1).

таблица 2 – Основные характеристики траектории КА с RIT-22

этап	дата	ΔT	T	R_{π}	i	$N_\Pi/N_{ m KA}$
старт	01.05.2017	485	_	_	0,12	_
ГМ1	29.08.2018	53,5	149,8	81,547	4,01	_
ГМ2	22.10.2018	674,1	168,5	67,288	10,26	4/3
ГМ3	26.08.2020	224,7	224,7	97,419	14,97	1/1
ГМ4	08.04.2021	224,7	224,7	113,858	20,80	1/1
ГМ5	19.11.2021	_	189,4	112,126	24,65	_

таблица 3 – Основные характеристики траектории КА с СПД-140Д

этап	дата	ΔT	T	R_{π}	i	$N_\Pi / N_{ m KA}$
старт	09.07.2017	417,2	_	_	0,01	_
ГМ1	30.08.2018	49,5	_	_	4,01	_
ГМ2	19.10.2018	449,396	149,799	50,548	4,89	2/3
ГМ3	11.01.2020	449,396	149,799	55,792	14,45	2/3
ГМ4	05.04.2021	_	149,413	64,629	22,07	_

таблица 4 – Основные характеристики траектории КА с СПД-140Д

этап	дата	ΔT	T	R_{π}	i	$N_\Pi/N_{ m KA}$
старт	18.04.2022	428,8	_	_	0,05	_
ГМ1	21.06.2023	49,1	_	_	4,57	_
ГМ2	09.08.2023	674,094	224.697	83,660	12,24	1/1
ГМ3	13.06.2025	449,396	168,523	66,400	17,75	4/3
ГМ4	05.09.2026	224,698	224,697	96,710	21,43	1/1
ГМ5	18.04.2027	224,698	224,697	112,995	26,79	1/1
ГМ6	29.11.2027	_	189,255	110,197	30,53	_

ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА ПОСТРОЕНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ И СХЕМЫ ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ИНТЕРГЕЛИО-3ОНД»

4. Сравнение вариантов конструкции КА и схемы полёта

В таблице 5 приведены сравнительные характеристики рассмотренных вариантов облика КА и схемы его полёта

таблица 5 – Сравнительные характеристики вариантов КА

нараматр	КА	КА с ЭРДУ	
параметр	с ЖРДУ	СПД-140	RIT-22
номер варианта	1	2	3
наклонение рабочей орбиты, градус	17,0	30,5	24,7
время достижения наклонения, лет	4,85	5,04	4,55
перигелий рабочей орбиты, RS	65,0	66,4	67,3
время достижения перигелия, лет	4,85	1,93	1,48
длительность работы ДУ, ч	0,122	7434	9916
масса комплекса научной аппаратуры, кг	120	120	120
резерв, кг	105	188	280

В соответствии с величинами критериев качества миссии, указанными в таблице 5, были рассчитаны значения функционала (1) для рассмотренных вариантов облика КА; они приведены в таблице 6. Так как длительности работы ЖРДУ и ЭРДУ несопоставимы, значение показателя качества по длительности работы в варианте с использованием ЖРДУ принято равным 1.

таблица 6 – Значения показателей качества

номер		значе	значение			
варианта	R_p	i	$m_{\Pi \mathrm{H}}$	T_S	$T_{\rm ДУ}$	функционала
1	1	0,576	0,375	0,938	1	0,776
2	0,979	1	0,671	0,903	1	0,934
3	0,966	0,823	1	1	0,750	0,913

Данные, приведённые в таблице 6, свидетельствуют о том, что оптимальным является вариант КА с ЭРДУ на базе СПД-140Д; использование RIT-22 немного менее эффективно. Также видно, что применение ЖРДУ для выполнения данной миссии нецелесообразно из-за невыполнения требований ТЗ на КА по достижению угла наклонения 25–30 градусов к плоскости эклиптики в течение срока активного существования (5 лет).

заключение

- 1. В статье рассмотрены три варианта оснащения КА проекта «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» двигательными установками: один вариант с «химической» ДУ и два варианта с ЭРДУ на базе RIT-22 и СПД-140Д. Приведены описания вариантов конструкции.
- 2. Для этих вариантов разработаны схемы полёта, позволяющие доставить КА за время активного существования на гелиоцентрическую орбиту с радиусом перигелия 60–70 радиусов Солнца и наклонением 25–30 градусов к плоскости эклиптики. Представлены основные характеристики траекторий.

- 3. Определены критерии качества для разрабатываемой миссии, и проведен расчет функционала, определяющего эффективность миссии, в соответствии с предложенными вариантами двигательных установок и траекторий. Согласно расчётам оптимальным является вариант с ЭРДУ на базе СПД-140Д.
- 4. Комбинированная ДУ позволяет достичь заданного угла наклонения, при этом обеспечить штатную работу целевой аппаратуры, осуществляя коррекции, ориентации и стабилизации на однокомпонентной ДУ.
- 5. Представленная схема комбинированной ДУ с применением двигателей производства ОКБ «Факел» позволяет достичь заданных параметров орбиты Солнца и выполнить научную программу в течение заданного срока активного существования КА «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД».

список литературы

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

Eфанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. Космические роботы для научных исследований // Наука в России. 2012. № 1. С. 4-14.

Константинов М.С., Петухов В.Г., Лёб Х.В. Применение высокочастотного ионного двигателя RIT-22 в проекте «ИНТЕРГЕЛИО-ЗОНД» // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. № 60. 16 с.

Кузнецов В.Д. Научные задачи проекта «Интергелиозонд». Проект ИНТЕРГЕЛИОЗОНД. Труды рабочего совещания. М., 2012. С. 5-14.

Лёб Х.В., Петухов В.Г., Попов Г.А. Гелиоцентрические траектории космического аппарата с ионными двигателями для исследования Солнца // Электронный журнал «Труды МАИ». 2011. № 42. 22 с.

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

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

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

Петухов В.Г. Метод продолжения для оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 3. С. 258-270.

Polishuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B. Space modules of Phobos-Grunt complex prospective interplanetary stations // Solar System Research. 2011. V. 45, № 7. P. 589-592.

Статья поступила в редакцию 18.03.2015 г.

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ

LINEARIZATION METHOD FOR OPTIMIZATION OF LOW THRUST SPACECRAFT TRAJECTORIES. THEORETICAL ASPECTS



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

В работе рассматриваются теоретические аспекты модифицированного метода линеаризации (ММЛ), который позволяет решать довольно широкий класс нелинейных оптимизации траекторий КА с малой тягой (Ефанов В.В. и др., 2009; Хартов В.В. и др., 2010). Основные модификации метода линеаризации связаны с его доработкой для оптимизации составных динамических систем и проектных параметров КА.

Ключевые слова: малая тяга; нелинейная оптимизация; составная динамическая система.

введение

При математическом моделировании траекторию КА можно представить как последовательность различных этапов перелёта: выведение на опорную орбиту, выведение на межпланетную траекторию, межпланетный участок перелёта (участков может быть несколько при наличии промежуточных гравитационных или аэрогравитационных манёвров у планет), манёвры торможения у планеты назначения и т.д. Причём каждый такой участок может описываться различными математическими моделями, в зависимости от физики протекающих процессов, требуемой точности моделирования, состава учитываемых сил. Такие составные траектории (состоящие из нескольких участков) часто появляются в оптимизационных задачах для КА, оснащённых движителя-

The Article deals with theoretical aspects of the modified linearization method (MLM) which allows solving of wide class of nonlinear optimization tasks arising during optimization of low thrust spacecraft trajectories (Ефанов В.В. и др., 2009; Хартов В.В. и др., 2010). Main modifications of the linearization method are connected with its refinement aimed at optimization of compound dynamic systems and design parameters of a spacecraft.

Keywords: low thrust; nonlinear optimization; compound dynamic system.

ми малой тяги (Григорьев И.С., Заплетин М.П., 2009; Казмерчук П.В., 2006; Малышев В.В., 2007). Стыков-ка участков траектории является неоднозначной, варьируемой. Например, даты и параметры проведения гравитационных манёвров зависят от предшествующих участков и влияют самым существенным образом на последующие участки, а их выбор должен быть подчинён улучшению качества всей траектории в целом. «Сквозная» оптимизация таких составных траекторий (составных динамических систем) — задача нетривиальная. Наличие разрывов фазового вектора при переходе между участками, а также необходимость совместной оптимизации управления и проектных параметров КА еще больше усложняют задачу (Черноусько Ф.Л., Баничук В.П., 1973).

 $^{^{1}}$ ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ

Попытки использовать для оптимизации составных систем формализм принципа максимума приводят к появлению многоточечных краевых задач (Григорьев И.С., Григорьев К.Г., 2003; Григорьев И.С., Заплетин М.П., 2009), регулярных методов решения, которых не существует. Ввиду отмеченных сложностей на практике приходится проводить декомпозицию задачи. Каждый из этапов полёта стремятся рассматривать отдельно. С этой целью для этапов полёта вводят свои (локальные) показатели эффективности, зачастую связанные с конечной целью полёта лишь интуитивно.

В работе предлагается подход к оптимизации траекторий КА с малой тягой, основанный на модифицированном методе линеаризации (ММЛ), позволяющем проводить «сквозную» оптимизацию траектории, включая совместную оптимизацию управления и проектно-баллистических параметров при наличии разрывов «первого» рода фазового вектора и управления с учётом фазовых ограничений и ограничений на управление. Ограничения могут иметь вид равенств и неравенств.

1. Составная динамическая система

Пусть траектория движения КА в самом общем случае состоит из N участков, и пусть на каждом i-м участке движение описывается i-й динамической системой вида

$$\frac{d\mathbf{x}^{i}}{dt} = \mathbf{f}^{i} \left(\mathbf{x}^{i}, \mathbf{u}^{i}, \mathbf{p}^{i}, t^{i} \right), \quad i = 1...N,$$
(1)

где N – количество участков траектории; i – номер участка; $f^l - n^i$ -мерная функция правых частей дифференциальных уравнений, которая считается дифференцируемой по своим аргументам необходимое число раз; $\mathbf{x}^{i}(t^{i}) \in E_{n^{i}}$ – вектор фазовых переменных, характеризующий текущее состояние КА на i-м участке; $\mathbf{u}^{i}(t') \in \mathbf{U}^{i}(t') - r_{u}^{j}$ -мерная кусочно-непрерывная функция управления; $\mathbf{U}^{i}(t^{i}) \subset E_{r_{i}^{i}}$ – ограниченная замкнутая область допустимых управлений; $\mathbf{p}^i \in \mathbf{P}^i$ – r_n^i -мерный вектор варьируемых параметров, влияющих на і-й участок (например проектные параметры КА, даты и параметры гравиманевров и т.д.); $\mathbf{P}^i \subset E_{\downarrow i}$ – ограниченная замкнутая область допустимых параметров; t^{i} — независимая переменная. Начальные условия траектории составной динамической определяются следующими функциями:

$$t_0^1 = \tau^1(\mathbf{p}^0), \mathbf{x}^1(t_0^1) = \phi^1(\mathbf{p}^0, t_0^1),$$
 (2) где $\phi^I - n^I$ -мерная вектор-функция, обладающая не-

где $\phi^t - n^t$ -мерная вектор-функция, обладающая необходимой степенью гладкости; τ^t — скалярная функция необходимой гладкости.

Моменты времени t_k^i окончания i-го участка траектории определяются из условий

$$\mu^{i}[\mathbf{x}^{i}(t_{k}^{i}), \mathbf{p}^{i}, t_{k}^{i}] = 0; i = 1...N.$$
(3)

В самом общем случае в моменты времени t_k^i , i=1,...,N при переходе от одного участка к другому происходят преобразования (разрывы) независимой переменной и вектора фазового состояния

$$t_{0}^{i} = \tau^{i} \left[\mathbf{x}^{i-1} (t_{k}^{i-1}) \mathbf{p}^{i-1}, t_{k}^{i-1} \right] \quad i = 2...N,$$

$$\mathbf{x}^{i} (t_{0}^{i}) = \mathbf{\phi}^{i} \left[\mathbf{x}^{i-1} (t_{k}^{i-1}) \mathbf{p}^{i-1}, t_{k}^{i-1} \right], \quad i = 2...N,$$
(4)

где $\varphi^i - n^i$ -мерная вектор-функция, обладающая необходимой степенью гладкости; τ^i — скалярная функция необходимой гладкости.

Под управлением понимается комплекс параметров и функций

$$\mathbf{\alpha}(\cdot) \in \mathbf{A} \Leftrightarrow \begin{cases} \mathbf{\alpha}(\cdot) = \{\mathbf{\alpha}^{0}, \dots, \mathbf{\alpha}^{N}\}, & \mathbf{\alpha}^{0} = \mathbf{p}^{0}, \\ \mathbf{\alpha}^{i} = \{\mathbf{p}^{i}, \mathbf{u}^{i}(\cdot)\}, & i = 1 \dots N, \\ \mathbf{p}^{i} \in \mathbf{P}^{i}, & i = 0 \dots N, \\ \mathbf{u}^{i}(t^{i}) \in \mathbf{U}^{i}(t^{i}), & \forall t^{i} \in [t_{0}^{i}, t_{k}^{i}], & i = 1 \dots N. \end{cases}$$

$$(5)$$

1.1. Функционалы, определяемые на траектории составной динамической системы

С учётом разбиения траектории на участки критерий качества управления динамической системой и ограничения могут быть записаны в следующем виде:

$$J_{j}[\boldsymbol{\alpha}(\cdot)] = \sum_{i=1}^{n_{j}} \Phi_{j}^{i} \left[\mathbf{x}^{i}, \mathbf{u}^{i}, \mathbf{p}^{i}, t^{i} \right] dt + F_{j} \left[\mathbf{x}^{n_{j}} \left(t_{k}^{n_{j}} \right) \mathbf{p}^{n_{j}}, t_{k}^{n_{j}} \right] \quad j = 0, \dots, m,$$

$$(6)$$

где m – количество ограничений; функционал с индексом 0 – критерий; $n_j \le N$ – номер участка, на котором вычисляется терминальная часть функционала; Φ_j^i и F_j – гладкие скалярные функции.

1.2. Постановка задачи оптимизации составной динамической системы

Таким образом, может быть сформулирована следующая обобщенная оптимизационная задача с учётом разбиения траектории на ряд участков. Определить управление $\alpha(\cdot)$ вида (5) составной динамической системой (1)–(4), при котором функционал $J_{\theta}[\alpha(\cdot)]$ вида достигает минимума

$$\min_{\Omega} J_0[\alpha(\cdot)] \tag{7}$$

при выполнении следующих условий:

$$J_{j}[\mathbf{a}(\cdot)] = 0 \ (\leq 0), \ j = 1...m. \tag{8}$$

2. Модифицированный метод линеаризации

Задача (7), (8) представляет собой довольно общую и сложную задачу нелинейного программирования. Для её решения предлагается метод линеаризации, модифицированный для оптимизации составных ди-

намических систем и проектных параметров. ММЛ является одним из представителей методов спуска в пространстве управлений. Строится последовательность управлений, которая постепенно уменьшает критерий при выполнении требуемых ограничений. Способ построения такой последовательности управлений основывается на замене исходной задачи в некоторой малой окрестности линейной задачей и её решении, причём последняя задача является хорошо изученной, для её решения существуют надёжные и проверенные алгоритмы.

Основная итерация метода заключается в нахождении допустимой вариации управления $\delta a(\cdot)$, такой что:

- новое управление $\alpha(\cdot)$ + $\delta\alpha(\cdot)$ обеспечивает уменьшение (по возможности максимальное) критерия (7);
- при этом не нарушаются ограничения (5), (8);
- δα(·) должна принадлежать некоторой области допустимых вариаций управления, такой, что

$$\delta \boldsymbol{\alpha}(\cdot) \in \delta \mathbf{A} \Leftrightarrow \begin{cases} \delta \boldsymbol{\alpha}(\cdot) = \left\{\delta \boldsymbol{\alpha}^{0}, \dots, \delta \boldsymbol{\alpha}^{N}\right\}, \quad \delta \boldsymbol{\alpha}^{0} = \delta \mathbf{p}^{0}, \\ \delta \boldsymbol{\alpha}^{i} = \left\{\delta \mathbf{p}^{i}, \delta \mathbf{u}^{i}(\cdot)\right\}, \quad i = 1 \dots N, \\ \delta \mathbf{p}^{i} \in \delta \mathbf{P}^{i}, \quad i = 0 \dots N, \\ \delta \mathbf{u}^{i}(t^{i}) \in \delta \mathbf{U}^{i}(t^{i}), \quad \forall t^{i} \in [t_{0}^{i}, t_{k}^{i}], \quad i = 1 \dots N \end{cases}$$
(9)

Причём при построении $\delta {\bf A}$ должны быть учтены следующие требования:

- размер области δA должен быть достаточно мал, чтобы линейные модели приращения функционалов достаточно точно описывали их реальные приращения;
- размер области $\delta {\bf A}$ должен быть достаточно большим, чтобы обеспечивать высокую скорость сходимости;
- из $\delta\alpha(\cdot)$ ∈ δA должно следовать $\alpha(\cdot)$ + $\delta\alpha(\cdot)$ ∈A.

2.1. Сведение задачи условной оптимизации к задаче линейного программирования

В (*Казмерчук П.В.*, *Усачов В.Е.*, 2011) было показано, что в линейном приближении приращение функционала (6) при малой вариации управления может быть представлено в виде

$$\delta J \approx \sum_{i=0}^{n} \mathbf{\Pi}^{i} \delta \mathbf{p}^{i} + \sum_{i=1}^{n} \int_{t_{0}^{i}}^{t_{k}^{i}} \mathbf{\omega}^{i} (t^{i}) \delta \mathbf{u}^{i} dt,$$
 (10)

где Π^i , $\omega^i(t^i)$ — производные по управляемым параметрам и управлению, методика вычисления которых рассмотрена в (*Казмерчук П.В.*, *Усачов В.Е.*, 2011).

Производится конечномерная аппроксимация задачи путём замены кусочно-непрерывного управления $\mathbf{u}^{i}(t^{i})$ на близкую к нему (кусочно-постоянную, кусочно-линейную или др.) функцию. Для этого:

- каждый из участков траектории движения составной динамической системы — $\begin{bmatrix} t_0^i, t_k^i \end{bmatrix}$ разби-

- вается на достаточно большое число K^i-1 равных интервалов с узлами: $t_0^i=t_1^i< t_2^i< \ldots < t_{K^i}^i=t_k^i;$
- на каждом g-м интервале непрерывное управление (например, в случае кусочно-постоянной аппроксимации) считается равным значению

$$\mathbf{u}_{g}^{i} = \mathbf{u}^{i} \left[\frac{1}{2} (t_{g}^{i} + t_{g+1}^{i}) \right], \quad g = 1...K^{i} - 1.$$

Тогда выражение 10 примет вид

$$\delta J \approx \sum_{i=0}^{n} \mathbf{\Pi}^{i} \delta \mathbf{p}^{i} + \sum_{i=1}^{n} \sum_{g=1}^{K^{i}-1} \boldsymbol{\omega}_{g}^{i} \delta \mathbf{u}_{g}^{i}.$$
 (11)

Заметим, что в постановке задачи функционалов m+1 (критерий и m ограничений), следовательно, в выражении (11) необходимо добавить индекс, показывающий принадлежность производных конкретному функционалу:

$$\delta J_{j} \approx \sum_{i=0}^{n_{j}} \mathbf{\Pi}_{j}^{i} \delta \mathbf{p}^{i} + \sum_{i=1}^{n_{j}} \sum_{g=1}^{K^{i}-1} \boldsymbol{\omega}_{j,g}^{i} \delta \mathbf{u}_{g}^{i}, \quad j = 0...m.$$
 (12)

Теперь может быть сформулирована задача определения вариации управления $\delta \alpha(\cdot)$. Необходимо найти вариацию $\delta \alpha(\cdot)$ такую, что

$$\min_{\delta \boldsymbol{\alpha}(\cdot) \in \delta \mathbf{A}} \delta J_0 \left[\delta \boldsymbol{\alpha}(\cdot) \right] = \\
= \min_{\substack{\delta \mathbf{p}^i \in \delta \mathbf{P}^i \\ \delta \mathbf{u}_g^i \in \delta \mathbf{U}_g^i}} \sum_{i=0}^{N} \mathbf{\Pi}_0^i \delta \mathbf{p}^i + \sum_{i=1}^{N} \sum_{g=1}^{K^i - 1} \boldsymbol{\omega}_{0,g}^i \delta \mathbf{u}_g^i, \tag{13}$$

при выполнении следующих условий:

$$J_{j}[\boldsymbol{\alpha}(\cdot)] + \delta J_{j}[\delta \boldsymbol{\alpha}(\cdot)] = J_{j}[\boldsymbol{\alpha}(\cdot)] + \sum_{i=0}^{n_{j}} \boldsymbol{\Pi}_{j}^{i} \delta \boldsymbol{p}^{i} + \sum_{i=1}^{n_{j}} \sum_{g=1}^{K^{i}-1} \boldsymbol{\omega}_{j,g}^{i} \delta \boldsymbol{u}_{g}^{i} = 0 (\leq 0),$$

$$j = 1, \dots m;$$

$$(14)$$

$$\delta \mathbf{p}^{i} \in \delta \mathbf{P}^{i}, \quad i = 0...N;$$

$$\delta \mathbf{u}_{g}^{i} \in \delta \mathbf{U}_{g}^{i}, \quad g = 1...K^{i} - 1, \quad i = 1...N.$$
 (15)

В сформулированной задаче соотношения (13) обеспечивают максимальное уменьшение значения критерия, соотношения (14) — выполнение дополнительных условий (8) с точностью до второго порядка $O(\|\delta \mathbf{a}\|^2)$ и отсутствие накопления этих погрешностей, связанных с нелинейностью исходной задачи.

2.2. Учёт ограничений на управление

Следуя работе (Φ едоренко $P.\Pi$., 1978), множество допустимых вариаций управления $\delta \mathbf{A}$ задается с помощью выпуклой оболочки векторов, а именно

$$\delta \mathbf{\alpha}^{i} = \sum_{k=1}^{q_{\alpha}^{i}} s_{k}^{i} \mathbf{e}_{k}^{i}, \quad i = 1...N.$$
 (16)

Здесь число q_a^i – количество векторов \mathbf{e}_k^i , которое может, как совпадать, так и быть больше размерности вектора управления.

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ

$$\delta \mathbf{p}^{i} = \sum_{k=1}^{q_{p}^{i}} h_{k}^{i} \mathbf{v}_{k}^{i}, \quad i = 0...N,$$

$$\delta \mathbf{u}_{g}^{i} = \sum_{k=1}^{q_{u}^{i}} w_{g,k}^{i} \boldsymbol{\xi}_{g,k}^{i}, \quad g = 1...K^{i} - 1, \quad i = 1...N.$$
(17)

Для того, чтобы обеспечить невыход $\mathbf{\alpha}(\cdot)$ + $\delta\mathbf{\alpha}(\cdot)$ за пределы \mathbf{A} , на числа $\mathbf{h}_k^i, \mathbf{w}_{g,k}^i$ накладываются ограничения

$$Sh_k^{i,-} \le h_k^i \le Sh_k^{i,+},$$

 $Sw_{g,k}^{i,-} \le w_{g,k}^i \le Sw_{g,k}^{i,+},$
(18)

где числа $h_k^{i,-}, h_k^{i,+}, w_{g,k}^{i,-}, w_{g,k}^{i,+}$ задают область, в которой решается задача линейного программирования — область допустимых вариаций; S — множитель, контролирующий размер области допустимых вариаций (фактически шаг метода). Числа $h_k^i, w_{g,k}^i$ на каждой итерации определяются из решения задачи линейного программирования, окончательную формулировку которой приведём немного позднее. Наборы векторов $\mathbf{v}_k^i, \mathbf{\xi}_{g,k}^i$ на каждой итерации должны формироваться вновь исходя из геометрии области допустимых управлений \mathbf{A} и положения $\mathbf{a}(\cdot)$ в этой области на текущей итерации, и фактически они представляют собой допустимые направления движения в пространстве управлений.

2.3. Учёт фазовых ограничений

Рассматриваемую технику разбиения движения на участки можно использовать для приближенного решения задач с не дифференцируемыми по Фреше функционалами. Пусть, например, на траекторию наложено фазовое ограничение следующего вида:

$$J[\alpha(\cdot)]=\max G[\mathbf{x}(t)]\leq 0$$
,

где G — гладкая скалярная функция. Такой функционал можно аппроксимировать, введя сетку точек $\left\{t_k^i, i=1...n\right\}$ и рассматривая вместо исходного ограничения n ограничений:

$$G\left[\mathbf{x}\left(t_{k}^{i}\right)\right] \leq 0, i=1...n.$$

Уменьшая расстояние между точками, можно сколь угодно точно аппроксимировать исходное ограничение. Математически строгое доказательство этого факта в предположении ограниченности управления можно найти в (Федоренко Р.П., 1978). Указанный способ аппроксимации фазовых ограничений достаточно просто реализуем в рамках рассматриваемой составной динамической системы.

2.4. Окончательный вид задачи линейного программирования

Сформируем окончательный вид задачи линейного программирования, к решению которой сводится

нахождение допустимой вариации $\delta \pmb{\alpha}(\cdot)$ на каждой итерации ММЛ.

Подставим (17) в (12):

$$\delta J_{j} \approx \sum_{i=0}^{n_{j}} \sum_{k=1}^{q_{p}^{i}} h_{k}^{i} \left(\boldsymbol{\Pi}_{j}^{i}\right)^{T} \boldsymbol{v}_{k}^{i} +$$

$$+ \sum_{i=1}^{n_{j}} \sum_{g=1}^{K^{i}-1} \sum_{k=1}^{q_{u}^{i}} w_{g,k}^{i} \left(\boldsymbol{\omega}_{j,g}^{i}\right)^{T} \boldsymbol{\xi}_{g,k}^{i}, \quad j = 0 \dots m.$$

$$(19)$$

С учётом (19) задача может быть сформулирована следующим образом. Найти числа $\left\{h_k^i, w_{g,k}^i\right\}$ из условий

$$\min_{\substack{h_{k}^{i}, w_{g,k}^{i} \\ \\ b_{k}^{i} = 1}} \left(\sum_{i=0}^{N} \sum_{k=1}^{q_{p}^{i}} h_{k}^{i} \left(\mathbf{\Pi}_{0}^{i} \right)^{T} \mathbf{v}_{k}^{i} + + \sum_{i=1}^{N} \sum_{g=1}^{N} \sum_{k=1}^{K^{i}-1} w_{g,k}^{i} \left(\mathbf{\omega}_{0,g}^{i} \right)^{T} \boldsymbol{\xi}_{g,k}^{i} \right) \right) \tag{20}$$

$$J_{j} + \sum_{i=0}^{n_{j}} \sum_{k=1}^{q_{p}^{i}} h_{k}^{i} (\mathbf{\Pi}_{j}^{i})^{T} \mathbf{v}_{k}^{i} +$$

$$+ \sum_{i=1}^{n_{j}} \sum_{g=1}^{K^{i}-1} \sum_{k=1}^{q_{u}^{i}} w_{g,k}^{i} (\mathbf{o}_{j,g}^{i})^{T} \boldsymbol{\xi}_{g,k}^{i} = 0 (\leq 0), \quad j = 1, \dots m;$$
(21)

$$Sh_k^{i,-} \le h_k^i \le Sh_k^{i,+}, \quad i = 0...N,$$

 $Sw_{g,k}^{i,-} \le w_{g,k}^i \le Sw_{g,k}^{i,+}, \quad i = 1...N.$ (22)

2.5. Алгоритм ММЛ

Введем параметры, от которых будет зависеть процесс построения последовательности управлений. Число S>0 определяет размер области допустимых вариаций управления (фактически является шагом метода), числа ε_j — требуемая точность выполнения ограничений:

$$\begin{aligned}
|J_j| &\leq \varepsilon_j, \quad j = 1...m_1, \\
J_j &\leq \varepsilon_j, \quad j = m_1 + 1...m,
\end{aligned} \tag{23}$$

где m_1 — количество ограничений типа равенств; m-1 — общее количество ограничений.

- 1. Производится конечномерная аппроксимация задачи (это необходимо делать в начале каждой итерации, так как размер (продолжительность) участков траектории может быть включен в состав варьируемых параметров \mathbf{p}^i и меняться в процессе оптимизации).
- 2. Производится линеаризация исходной задачи. Для этого необходимо вычислить функциональные производные, как показано в (*Казмерчук П.В.*, *Усачов В.Е.*, 2011).
- 3. Формируется задача линейного программирования (20)÷(23).
- 4. Решается задача линейного программирования, например симплекс-методом.

- 5. Если задача линейного программирования не имеет решения, то используется приём регуляризации, описанный в п. 2.8. Размер области допустимых вариаций увеличивается с помощью увеличения параметра S. Например, $S=10\ S$. Переход к п. 3.
- 6. Если получено решение задачи линейного программирования и был использован приём регуляризации, полученное решение «усекается» (см. (28)), параметр S принимает своё значение, которое имел до регуляризации.
- 7. Из решения задачи линейного программирования и набора векторов $\boldsymbol{v}_{k}^{i}, \boldsymbol{\xi}_{g,k}^{i}$ восстанавливается вариация управления $\delta \boldsymbol{\alpha}(\cdot)$, например

$$\delta \mathbf{p}^0 = \sum_{k=1}^{q_p^0} h_k^0 \mathbf{v}_k^0.$$

- 8. По формулам (10) вычисляются вариации функционалов δJ_i , предсказанные линейной теорией.
- 9. Запоминаются текущие значения функционалов и текущее управление.
- 10. Составная динамическая система интегрируется с новым управлением $\alpha + \delta \alpha$, и вычисляются реальные приращения функционалов ΔJ_j .

- 11. Текущая итерация принимается (несмотря на возможное увеличение критерия), и запоминается новое управление $\alpha = \alpha + \delta \alpha$.
- 12. Проверяется условие окончания процесса оптимизации

$$\max\left[\left|\Delta J_0^{(i)}\right|, \max\left(\Delta \alpha_1^{(i)}, \dots, \Delta \alpha_n^{(i)}\right)\right] < \varepsilon, \tag{24}$$

где $\varDelta \alpha_j^{(i)} = \left| \alpha_j^{(i)} - \alpha_j^{(i-l)} \right|$. Верхний индекс в скобках — номер итерации.

13. Для каждого функционала вычисляется погрешность линеаризации по формуле

$$\eta_{j} = \left| \frac{\Delta J_{j} - \delta J_{j}}{\Delta J_{j}} \right|, j = 0...m.$$
(25)

14. Из m ограничений выбираются k активных (которые не выполнены на текущей итерации с точностью ε_j). Для критерия и активных ограничений вычисляется средняя погрешность линеаризации:

$$\eta = \frac{1}{k+1} \left(\eta_0 + \sum_k \eta_j \right). \tag{26}$$

15. Принимается решение об изменении шага метода. Если погрешность линеаризации слишком мала,

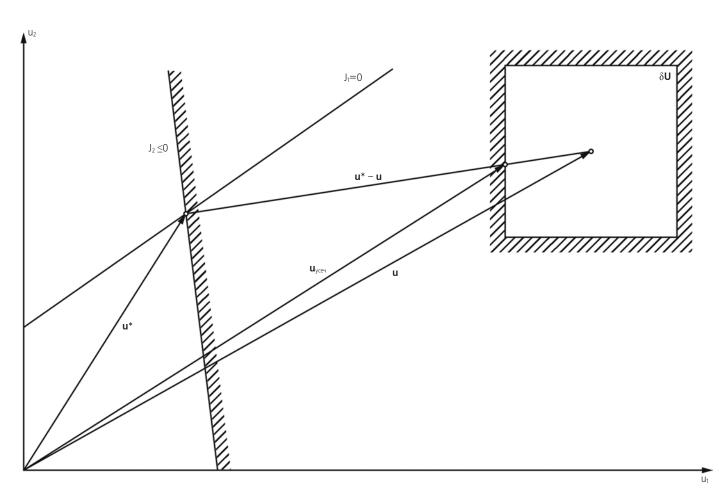


рисунок. Несовместные ограничения

МЕТОД ЛИНЕАРИЗАЦИИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ

шаг увеличивается, если слишком велика – уменьшается. Конкретные величины приведены ниже только для примера и могут выбираться в каждом случае индивидуально:

если
$$\eta$$
<0.2, то S =1.15 S ;
если η >0.6, то S =0.8 S . (27)

16. Переход к следующей итерации.

2.6. Регуляризация задачи линейного программирования

В начале процесса итерационного решения задачи оптимального управления могут возникать ситуации, когда не удается получить решение задачи линейного программирования. Как правило, это связано с «плохим» начальным приближением (начальная точка находится за пределами допустимой области) и слишком малым шагом (малым размером области допустимых вариаций управления) метода. Указанная ситуация иллюстрируется на рисунке, где в пространстве управляемых параметров (для наглядности взятого двумерным) показаны: приближение управления \mathbf{u} ; ограничения J_1 =0, J_2 <0 (запретная область заштрихована); область допустимых вариаций управления $\delta \mathbf{U}$.

Ограничения удовлетворяются в точке \mathbf{u}^* , однако эта точка лежит за пределами области $\delta \mathbf{U}$, т.е. ограничения являются несовместными.

В этой ситуации необходимо увеличивать размер области допустимых вариаций до тех пор, пока не будет получено решение задачи линейного программирования (найдена точка \mathbf{u}^*), а затем найти усеченное (по исходной области допустимых вариаций) решение \mathbf{u}_{yceu} , которое и считать решением на данной итерации.

$$\mathbf{u}_{yce^{\mathbf{u}}} = \mathbf{u} + \frac{1}{a}(\mathbf{u}^* - \mathbf{u});$$

$$a = 2\max_{k} \left| \frac{u_k^* - u_k}{u_k^* - u_k^-} \right|.$$
(28)

заключение

В работе представлены основные теоретические аспекты и алгоритм ММЛ, который позволяет:

- решать задачи оптимизации траекторий КА с малой тягой при наличии множественных участков;
- учитывать произвольное количество фазовых ограничений (типа равенств и неравенств), накладываемых на любые участки;
- учитывать ограничения на управление;
- проводить «сквозную» оптимизацию траектории;

- проводить оптимизацию величин и моментов разрывов (первого рода) фазового вектора и управления (например, дат и параметров гравитационных манёвров);
- проводить оптимизацию проектных параметров КА.

список литературы

Григорьев И.С., Григорьев К.Г. Об условиях принципа максимума в задачах оптимального управления совокупностью динамических систем и их применении к решению задач оптимального управления движением космических аппаратов // Космические исследования. 2003. № 3. С. 307-331.

Григорьев И.С., Заплетин М.П. Об одной задаче оптимизации траекторий посещения космическим аппаратом группы астероидов // Космические исследования. 2009. Т. 47, № 5. С. 460-470.

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.

Казмерчук П.В. Оптимизация траекторий с гравиманеврами КА, оснащённых солнечным парусом «роторного» типа // Труды МАИ: электронный журнал. 2006. № 24. URL: http://www.mai.ru/science/trudy/ (дата обращения: 07.08.2015).

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

Малышев В.В., Усачов В.Е., Казмерчук П.В. Методика оптимизации траекторий, включающих гравиманевры КА с солнечным парусом // Известия РАН. Теория и системы управления. 2007. № 1. С. 194-205.

Федоренко Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 488 с.

Хартов В.В., Зеленый Л.М., Мартынов М.Б., Лукьянчиков А.В. и др. Новые российские лунные автоматические космические комплексы (к 45- летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летию КА «ЛУНА-16» и КА «ЛУНА-17» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 5-12.

Черноусько Ф.Л., Баничук В.П. Вариационные задачи механики и управления. М.: Наука, 1973. 236 с.

Статья поступила в редакцию 07.08.2015 г.

ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ УСЛОВИЙ ВХОДА В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРИ РАКЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ



B.C. Финченко¹, доктор технических наук, finval@migmail.ru; V.S. Finchenko



A.A. Иванков¹, доктор технических наук, ival@laspace.ru; **A.A.** Ivankov

В статье представлены результаты расчета тепловых нагрузок на спускаемый аппарат с надувным тормозным устройством при движении в атмосфере Земли. Расчеты проведены для различных значений массы, угла и скорости входа аппарата в атмосферу. На основе полученных результатов разработан графоаналитический метод выбора параметров входа марсианского спускаемого аппарата в атмосферу Земли при проведении ракетных испытаний тепловой защиты.

Ключевые слова: спускаемый аппарат; атмосфера; тепловая нагрузка; тепловая защита; метод наименьших квадратов.

введение

Одним из перспективных проектов НПО имени С.А. Лавочкина является разработка системы «Марс-НЕТ», предназначенной для непрерывного и глобального мониторинга климата и сейсмической обстановки на Марсе (*Хартов В.В.*, 2011).

Эта система, состоящая из перелетного модуля и орбитального аппарата-ретранслятора, может включать до десяти малых (20–25 кг) посадочных зондов с научной аппаратурой. Каждый зонд выполнен в виде спускаемого аппарата (CA) с раскрываемым в

GRAPHIC-ANALYTICAL METHOD OF DEFINITION OF THE DESCENT MODULE PARAMETERS AT ENTRY INTO THE EARTH'S ATMOSPHERE DURING ROCKET THERMAL PROTECTION TESTING



C.H. Алексашкин¹, alexashkin@laspace.ru; S.N. Aleksashkin



Б.А. Острешко¹, borisaleks@yandex.ru; **B.A. Ostreshko**

The article presents the results of the calculation of thermal loads on the descent module with an inflatable braking device when moving in the Earth's atmosphere. Calculations were carried out for different values of mass, angle and velocity of the module during entry to the atmosphere. Based on these results, the graphic-analytical method of entry parameters' selection of the Martian descent module into Earth's atmosphere during rocket thermal protection testing

Key words: descent module; atmosphere; heat loads; thermal protection system; ordinary least squares.

космосе и в атмосфере надувным тормозным устройством (НТУ) (Финченко В.С. и др., 2013). Во время межпланетного перелета НТУ находится в сложенном состоянии и занимает на борту космического аппарата (КА) малый объем. Посадку СА с НТУ в различных районах поверхности Марса планируется обеспечить путем последовательного сброса с борта КА через определенные промежутки времени.

Для защиты от теплового разрушения таких аппаратов в НПО имени С.А. Лавочкина разработа-

 $^{^{1}}$ ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ УСЛОВИЙ ВХОДА В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРИ РАКЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ

на конструкция системы гибкой тепловой защиты (Финченко В.С. и др., 2010). Экспериментальную отработку функционирования зонда (раскрытие НТУ, подтверждение устойчивости формы СА, сброс НТУ с тепловой защитой и др.) и верификацию тепловой защиты конструкции целесообразно проводить при ракетных испытаниях в условиях входа в атмосферу Земли. Для этого необходимо выбрать такие условия входа, чтобы параметры тепловой нагрузки и унос массы тепловой защиты соответствовали нагрузкам и уносу массы при входе зонда в атмосферу Марса. Однако массы аппаратов для Марса и Земли будут отличаться вследствие адаптации системы наполнения НТУ к земной атмосфере, существенно более плотной по сравнению с атмосферой Марса.

Для сокращения времени проведения многочисленных и сложных расчетов в связи с многократно меняющейся при проектировании массой аппарата и изменением параметров входа аппарата в атмосферу планеты, потребовалась разработка простого и достаточно эффективного метода выбора условий входа СА в атмосферу Земли при ракетных испытаниях. В качестве такого метода выбран графоаналитический метод, который основан на результатах предварительно выполненных расчетов для различных уровней тепловой нагрузки на СА, при вариации ряда параметров, таких, как масса аппарата, скорость и угол входа в атмосферу.

1. Результаты расчета тепловых нагрузок при спуске CA с НТУ в атмосфере Марса и Земли

Исследуемый спускаемый аппарат, его форма и точки поверхности 1–4, в которых рассчитываются тепловые нагрузки и толщина уносимого слоя теплозащитного покрытия (ТЗП), представлены на рисунке 1.

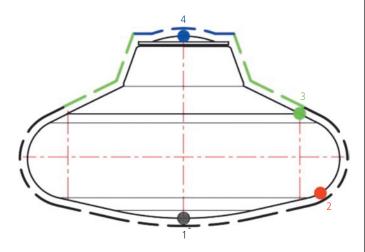


рисунок 1. Форма спускаемого аппарата с НТУ

Расчет характеристик поля течения возле СА проводился с использованием вычислительного алгоритма и программного обеспечения, представленных в работе (*Голомазов М.М. и др.*, 2012).

Расчеты тепловых нагрузок и уноса массы сублимирующего материала теплозащиты проведены с использованием разработанных в НПО им. С.А. Лавочкина методов (Иванков А.А., 2009; Иванков А.А., 2010). В расчетах используются начальные значения параметров входа в атмосферу Марса СА «Марс-НЕТ» массой 22.17 кг, которые составляют: высота H=120 км, скорость V=4830 м/с, угол θ = -13° . Расчетные значения максимальных удельных $q_{\rm max}$ и интегральных Q тепловых потоков, начальные значения толщины теплозащиты δ_0 , значения толщины уносимого слоя ТЗП $\delta_{\rm ун}$ для исследуемых точек 1–4 поверхности СА приведены в таблице 1.

таблица 1 – Тепловые нагрузки и параметры теплозащиты CA «Марс-НЕТ»

поромотр	номера точек поверхности НТУ						
параметр	1	2	3	4			
$q_{\rm max}, { m \kappa BT/M^2}$	207.2	296.5	53.3	22.4			
<i>Q</i> , МДж/м ²	9.9	12.7	2.3	1.6			
δ_0 , mm	1.5	1.5	0.4	4.0			
$\delta_{\scriptscriptstyle{ ext{ iny yh}}}$, мм	0.78	1.38	0	0			

Спускаемые аппараты для Марса и Земли идентичны по форме и размерам. Однако, вследствие необходимости дополнительного наддува оболочки второго каскада НТУ для земных услови й, масса аппарата возрастает. Поэтому при расчетах аэротермодинамики этого аппарата рассматривались три значения массы: m=20, 30 и 40 кг так, чтобы возможная масса соответствующего «земного» аппарата входила в этот диапазон.

Результаты расчета тепловых нагрузок для трёх значений массы аппарата m=20, 30 и 40 кг при разных скоростях V и углах входа θ CA с HTУ в атмосферу Земли приведены в таблицах 2, 3 и 4 (Алифанов О.М. и ∂p ., 2014).

таблица 2 — Тепловые нагрузки при входе СА со скоростью V=4500 м/с

№ варианта	<i>V</i> , м/с	т, кг	θ , град	$q_{\rm max}$, к ${ m BT/M^2}$	<i>Q</i> , МДж/м ²				
1			-2	196.3	7.7				
2		20	-6	209.4	7.2				
3		20	-10	230	6.5				
4			-14	251.6	6.0				
5		30	-2	239.7	9.5				
6	4500		-6	255.7	8.9				
7	4300		-10	279.5	8.1				
8				-14	305.7	7.4			
9			-2	276	11.0				
10		40	-6	294.6	10.3				
11		40	-10	321.5	9.5				
12			-14	351.0	8.6				

Искомые значения скорости и угла входа «земного» СА с НТУ определяются с использованием метода наименьших квадратов (МНК) (Дрейпер Н.Р. и др., 2007). Конкретный вид аппроксимирующего полинома определяется программным способом. Решением задачи являются функциональные зависимости скорости V и угла входа θ от тепловых параметров в точках, принадлежащих исследуемому диапазону входных данных: m=20—40 кг, V=4500—6500 м/с, $\theta=-(2$ —14°).

таблица 3 — Тепловые нагрузки при входе CA со скоростью V=5500 м/с

№ варианта	V, м/с	т, кг	θ , град	$q_{\rm max}$, $\kappa {\rm BT/M^2}$	<i>Q</i> , МДж/м ²	
13			-2	314.0	13.8	
14		20	-6	353.4	12.2	
15		20	-10	403.3	10.8	
16			-14	451.6	9.6	
17			-2	385.0	17.1	
18	5500	30	-6	430.0	15.1	
19	5500		30	30	-10	488.6
20			-14	545.0	12.0	
21			-2	443.4	19.9	
22	40	40	-6	493.6	17.4	
23		40	-10	559.6	15.4	
24			-14	626.2	13.9	

таблица 4 — Тепловые нагрузки при входе СА со скоростью V=6500 м/с

№ варианта	V, м/с	т, кг	θ , град	$q_{\rm max}$, к ${ m BT/M^2}$	Q , МДж/м 2	
25			-2	439.1	23.1	
26		20	-6	542.6	19.2	
27		20	-10	646.0	16.2	
28			-14	736.5	14.2	
29		30	-2	540.9	28.6	
30	6500		-6	658.2	23.9	
31	0300		30	30	-10	781.4
32			-14	890.7	17.8	
33			-2	625.4	33.4	
34		40	-6	754.5	27.9	
35			-10	893.6	23.7	
36			-14	1019.0	20.7	

Каждая из искомых зависимостей для скорости и угла входа рассматривается в виде функций

$$V=f_1(X_1,...,X_N), \theta=f_2(X_1,...,X_N).$$

Анализ графического представления данных таблиц 2—4 показал, что в качестве функции f_1 для скорости входа V следует рассмотреть аппроксимирующую функцию двух переменных (N=2) со следующими комбинированными аргументами:

$$X_1 = Q/m, X_2 = q_{\text{max}}.$$
 (1)

Использование аргументов в другом виде и/или увеличение размерности задачи ведет к увеличению погрешности и объема вычислений.

Определение функции f_2 для угла входа θ осуществляется сложнее, но и в этом случае размерность N аппроксимирующей функции полагается равной N=2.

2. Применение метода наименьших квадратов для решения поставленной залачи

Рассмотрим реализацию метода наименьших квадратов для отыскания неизвестных параметров и построения аппроксимирующих функций искомых моделей по представленным в таблицах 2—4 расчетным данным.

Принятая модель описывается соотношением

$$Y=f(X_1,\ldots,X_N,A_1,\ldots,A_M)+\varepsilon,$$

где Y — искомые значения, в исследуемом случае — скорость V или угол входа θ ; $f(X_1, ..., X_N, A_1, ..., A_M)$ — N-мерная модель (функция), описывающая поведение искомых значений в промежуточных точках исследуемого диапазона; $(X_1, ..., X_N)$ — аргументы модели; $(A_1, ..., A_M)$ — неизвестные постоянные коэффициенты модели, подлежащие определению; ε — абсолютная ошибка.

Запишем «предсказываемые» по модели параметры в виде функции \widehat{Y} , определяемой как

$$\hat{Y} = \hat{f}(X_1, ..., X_N, A_1, ..., A_M).$$
 (2)

Тогда для каждого *i*-го расчета из таблиц 2–4 отклонение рассчитанного значения от модели составит $\varepsilon_i = Y_i - \widehat{Y}_i$.

В соответствии с МНК сумма квадратов ошибок

$$U = \sum_{i=1}^{K} \varepsilon_i^2 = \sum_{i=1}^{K} (Y_i - \widehat{Y}_i)^2$$
(3)

должна принимать минимальное значение. Здесь K – общее число рассчитанных значений параметров K=36 (см. таблицы 2–4).

В случае линейной относительно неизвестных коэффициентов $(A_1,...,A_M)$ модели минимальное значение суммы квадратов ошибок (3) определяется из условия равенства нулю первых производных функции U по искомым коэффициентам A_i , i=1...M. В результате этой операции получается система M линейных уравнений относительно M неизвестных коэффициентов A_i :

$$\frac{\partial U}{\partial A_i} = \frac{\partial}{\partial A_i} \left[\sum_{i=1}^K (Y_i - \widehat{Y}_i)^2 \right] = 0.$$
 (4)

В качестве примера приведем последовательность определения неизвестных параметров — коэффициентов A_i , i=1-3 линейной двумерной модели второго порядка:

$$\widehat{Y} = A_1 + A_2 X + A_3 X^2. \tag{5}$$

ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ УСЛОВИЙ ВХОДА В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРИ РАКЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ

Выберем из таблицы 3 значения интегрального потока Q_i для CA с HTУ с тремя значениями массы m_i , i=1–3, входящего в атмосферу Земли со скоростью V=5500 м/с и углом входа θ =-6°. Будем иметь

$$m_i = X_i = \{20, 30, 40\} \text{ кг},$$

 $Q_i = Y_i = \{12.2, 15.1, 17.4\} \text{ МДж/м}^2.$ (6)

Тогда функция суммы квадратов ошибок для K=M=3 пар вычислений будет иметь вид

$$U = \sum_{i=1}^{3} \varepsilon_i^2 = \sum_{i=1}^{3} (Y_i - \widehat{Y}_i)^2 = \sum_{i=1}^{3} (Y_i - A_1 - A_2 \cdot X_i - A_3 \cdot X_i^2)^2.$$

Частные производные функции U по искомым коэффициентам A_i , i=1-3 имеют вид

$$\frac{\partial U}{\partial A_{j}} = \frac{\partial}{\partial A_{j}} \left[\sum_{i=1}^{3} (Y_{i} - \sum_{k=1}^{3} A_{k} \cdot X_{i}^{k-1})^{2} \right] =
= -2 \cdot \left[\sum_{i=1}^{3} (Y_{i} - \sum_{k=1}^{3} A_{k} \cdot X_{i}^{k-1}) \cdot X_{i}^{j-1} \right],
j = 1 - 3.$$
(7)

Условием достижения минимума функции U является равенство нулю частных производных первого порядка функции U по неизвестным коэффициентам A_1 , A_2 , A_3 . Таким образом, из системы (7) получаем систему трёх линейных алгебраических уравнений относительно значений A_1 , A_2 , A_3 :

$$\sum_{k=1}^{3} A_k \left(\sum_{k=1}^{3} X_i^{k+j-2} \right) = \left[\sum_{i=1}^{3} (Y_i \cdot X_i^{j-1}) \right]$$
 (8)

j = 1 - 3.

Представим (8) в матричной форме:

$$\alpha \cdot A = \beta,$$
 (9)

где $\alpha = \{\alpha_{kj}\}$; k, j=1-3 — матрица коэффициентов системы;

 $A = \{A_j\}$ — столбец неизвестных коэффициентов; $\beta = \{\beta_j\}$ — столбец свободных членов.

Матрица $\{\alpha_{kj}\}$ коэффициентов системы (9) и столбец свободных членов $\{\beta_j\}$ с учетом данных (6) именот вил

$$\alpha = \begin{bmatrix} 2.9 \cdot 10^3 & 9.9 \cdot 10^4 & 3.5 \cdot 10^6 \\ 90 & 2.9 \cdot 10^3 & 9.9 \cdot 10^4 \\ 3 & 90 & 2.9 \cdot 10^3 \end{bmatrix}, \beta = \begin{bmatrix} 4.5 \cdot 10^7 \\ 1.4 \cdot 10^9 \\ 4.6 \cdot 10^{10} \end{bmatrix}. (10)$$

Система (9) имеет единственное решение, поскольку определитель $det[\alpha]\neq 0$. Решение можно найти одним из известных методов, например, по правилу Крамера. В качестве решения системы (9) будем иметь

$$A = \begin{vmatrix} A_1 \\ A_2 \\ A_3 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 4.7 \cdot 10^6 \\ 4.4 \cdot 10^5 \\ -3.0 \cdot 10^3 \end{vmatrix}. \tag{11}$$

Положение исходных данных (6) и аппроксимирующей кривой (5) с коэффициентами (11) в координатах интегрального теплового потока Q и массы m CA с HTУ представлены на рисунке 2.

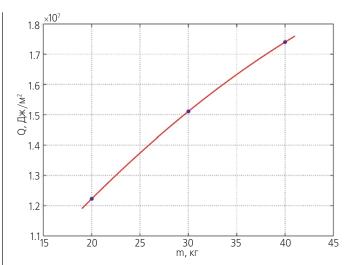


рисунок 2. Аппроксимирующая зависимость (5) в координатах интегрального теплового потока Q и массы m CA с HTУ

Аналогичный алгоритм определения коэффициентов двумерной модели второго порядка используется для решения задачи об определении угла входа «земного» СА с НТУ при ракетных испытаниях.

3. Разработка моделей для определения параметров входа CA с HTУ в атмосферу Земли

3.1. Модель для определения скорости входа

Построение аналитической и графической моделей для определения зависимости скорости входа в атмосферу Земли при ракетных испытаниях СА с НТУ, имеющего конструкцию тепловой защиты с параметрами, соответствующими тепловым нагрузкам при спуске в атмосфере Марса, основывается на результатах расчетов, приведенных в таблицах 2—4.

В качестве аргументов X_1 и X_2 для функции (2), описывающей зависимость скорости от тепловых параметров, используются выражения вида (1) $X_1 = Q/m$, $X_2 = q_{\text{max}}$.

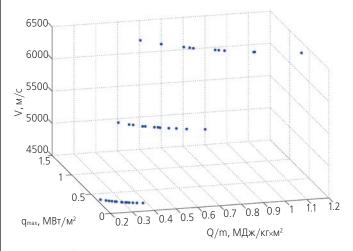


рисунок 3. Положения расчетных точек

На рисунке 3 показано пространственное распределение взятых из таблиц 2–4 расчетных значений удельного $q_{\rm max}$ и интегрального Q, отнесенного к массе m CA с HTУ, тепловых потоков. Эти значения лежат в трехмерном гиперпространстве на трёх уровнях, соответствующих трём значениям скорости входа аппарата в атмосферу Земли V=4500, 5500 и 6500 м/с.

В соответствии с (5) аналитическое выражение предсказываемого значения скорости входа СА в атмосферу Земли можно представить в виде модели второго порядка относительно двух аргументов, линейной относительно коэффициентов. Таким образом, искомая функция, содержащая расчетные точки таблиц 2–4, представляется в виде полинома второго порядка, а в трехмерном гиперпространстве — поверхностью. Функция имеет вид

$$\widehat{V} = A_1 + A_2 q_{\text{max}} + A_3 \frac{Q}{m} + A_4 q_{\text{max}} \frac{Q}{m} + A_5 q_{\text{max}}^2 + A_6 \left(\frac{Q}{m}\right)^2.$$
 (12)

Постоянные коэффициенты $A_1, ..., A_6$ в (12) определяются с использованием описанного выше МНК и рассчитанных значений параметров из таблиц 2–4. В процессе решения получаем следующие значения для коэффициентов аппроксимирующей функции (12):

$$A_1 = 2717.9; A_2 = 3781.2; A_3 = 3386.64;$$

 $A_4 = -237.48; A_5 = -1377.36; A_6 = -1064.9.$ (13)

Максимальное относительное отклонение предсказанных по приведенной модели значений от расчетных данных составляет

$$\varepsilon_V^{\text{max}} = \max(V_i - \widehat{V}_i) = 0.9\%.$$

Пространственный график зависимости (12) — скорости входа V в атмосферу Земли от параметров тепловой нагрузки Q/m и $q_{\rm max}$ совместно с данными таблиц 2—4 (желтые маркеры) представлен на рисунке 4.

Контурный график, пригодный для практического использования при проектировании теплозащиты СА с НТУ «Марс-НЕТ» для ракетных испытаний в земных условиях, приведен на рисунке 5. На этом графике, зная тепловые нагрузки q_{max} и Q при спуске аппарата в атмосфере Марса и массу m СА, предназначенного для испытаний в атмосфере Земли, можно определить необходимую скорость входа аппарата V в атмосферу Земли – на пересечении координатных линий q_{max} и Q/m с их заданными значениями.

Таким образом, при ракетных испытаниях эффективности тепловой защиты, выбранной для аппарата «Марс-НЕТ», возможны два способа определения скорости входа V «земного» СА с НТУ:

- с помощью аналитического выражения (12), с использованием коэффициентов (13);
- графически с помощью заранее рассчитанных кривых контурного графика на рисунке 5.

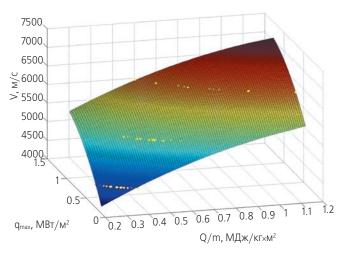


рисунок 4. Зависимость скорости входа СА в атмосферу Земли от параметров тепловой нагрузки

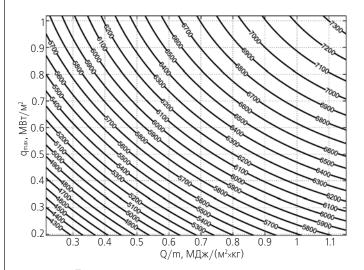


рисунок 5. Контурный график для определения скорости $V \, \mathrm{CA} \, \mathrm{c} \, \mathrm{HTY}$

3.2. Модель для определения угла входа

Модель для выбора угла входа q CA с HTУ в атмосферу Земли при ракетных испытаниях эффективности теплозащиты аппарата «Марс-НЕТ» отличается от модели для определения скорости входа.

На контурном графике рисунка 6 представлены линии уровня для различных скоростей входа СА в атмосферу Земли, причем красными значками обозначены три группы точек, построенных по дискретным данным таблиц 2-4. Каждая группа соответствует определенной скорости входа спускаемого аппарата в атмосферу Земли V=4500, 5500, 6500 м/с.

Каждая из трех групп точек на рисунке 6 аппроксимируется полиномом второго порядка, коэффициенты которого определяются с помощью алгоритма, описанного в разделе 2.

Погрешность аппроксимации двумерной моделью зависимости $q_{\text{max}}(Q/m)$ оценивается величиной ~2.3%, а погрешность аппроксимации кривыми – линиями уровня — величиной ~5.4%.

ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ УСЛОВИЙ ВХОДА В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРИ РАКЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ

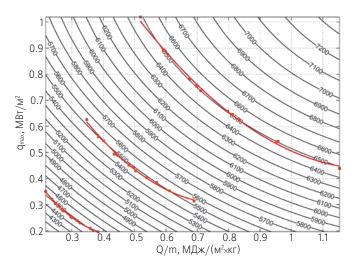


рисунок 6. Линии уровня для различных скоростей входа аппарата в атмосферу Земли

На рисунке 7 синим цветом отмечены кривые, соответствующие рисунку 6. Область кривых ограничена двумя красными линиями, которые соответствуют минимальным (m=20 кг, θ = -2° – нижняя кривая) и максимальным по абсолютной величине (m=40 кг и θ = -14° – верхняя кривая) значениям исследованного диапазона массы аппарата и угла входа θ СА в атмосферу Земли.

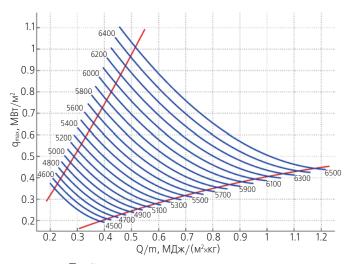


рисунок 7. Семейство кривых, соответствующих различным скоростям входа и ограниченных линиями θ = $-2^{\circ}(m$ =20 кг) и $-14^{\circ}(m$ =40 кг)

Если на любой из синих кривых скоростей на рисунке 7 выбрать какую-либо точку P, то положение этой точки на кривой будет определяться неявным образом (кроме значений координат q_{\max} и Q/m) конкретными значениями массы m и угла входа q. Угол θ можно определить, зная координаты q_{\max} и Q/m точки P, при известной массе CA.

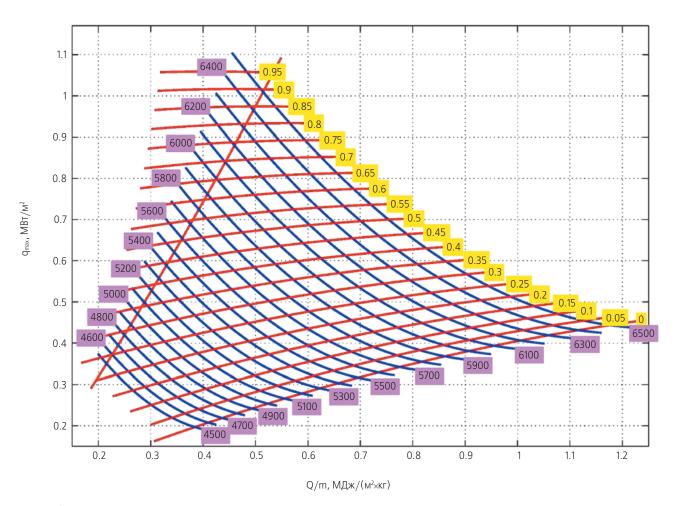


рисунок 8. Номограмма для определения длины дуги вдоль кривых скорости

Положение точки на кривой постоянной скорости рисунка 7 можно задать, если ввести какимлибо образом обобщенную координату S вдоль этой кривой. Удобно в качестве такой координаты S выбрать длину дуги кривой, отсчитываемой от точки пересечения этой кривой с нижней (граничной) красной линией, соответствующей минимальным значениям массы и угла (по абсолютному значению): m=20 кг, θ =-2° при входе CA в атмосферу Земли.

На рисунке 8 представлена рассчитанная сетка обобщенных координат S (желтая маркировка) вдоль кривых с заданным значением скорости входа V (розовая маркировка).

Длина дуги вычисляется с помощью определенного интеграла вида

$$S = \int_{X_0}^{X_S} (1 + f'(x))^{0.5} dx,$$
 (14)

где функция f(x) — явное задание кривой скорости в координатах рисунка 8.

Значения m и θ для каждой кривой, соответствующей конкретному значению скорости входа аппарата

в атмосферу Земли, определяются с помощью рисунка 9 следующим образом:

- по данным таблиц 2—4 строятся кривые, соответствующие определенным значениям m и θ , которые аппроксимируются полиномами второго порядка;
- определяются точки (закрашенные маркеры на рисунке 9) пересечения кривых скоростей и кривых параметров m и θ ;
- определяются длины участков кривых скоростей S до точек пересечения с кривыми, соответствующими определенным m и θ .

Для каждой из кривой скоростей при помощи МНК определяется зависимость вида

$$\widehat{\theta} = A_1 + A_2 S + A_3 m + A_4 m \cdot S + A_5 S^2 + A_6 m^2, \tag{15}$$

где $\hat{\theta}$ – «предсказанное» по модели значение угла входа;

S – длина участка кривой скорости.

Графическое представление (15) приведено на рисунке 10.

Соответствующий контурный график представлен на рисунке 11.

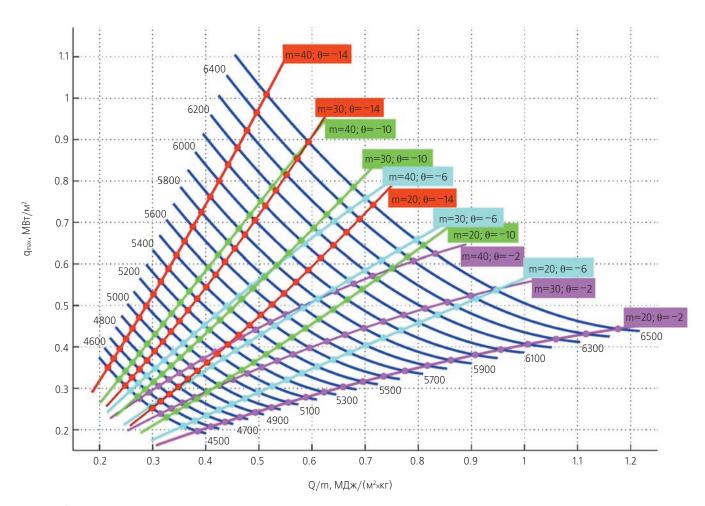


рисунок 9. Семейство кривых с различными значениями V, m и θ

ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ УСЛОВИЙ ВХОДА В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРИ РАКЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ

4. Пример расчета параметров входа СА с НТУ в атмосферу Земли при ракетных испытаниях теплозащиты аппарата «Марс-НЕТ»

В качестве примера расчета рассматривается определение с помощью разработанного метода параметров входа СА с НТУ в атмосферу Земли для проведения ракетных испытаний тепловой защиты аппарата «Марс-НЕТ», испытывающего при спуске в атмосфере Марса тепловые нагрузки, значения которых приведенны в таблице 1.

В таблице 5 для точки 2 поверхности СА, выбранной в качестве примера, представлены результаты непосредственных расчетов тепловой нагрузки, близко совпадающие с данными таблицы 1 для точки 2. Приведена также масса «земного» СА с НТУ и баллистические параметры входа в атмосферу Земли, определяющие тепловые нагрузки на СА.

таблица 5 — Расчетные значения основных параметров СА с НТУ для проведения ракетных испытаний теплозащиты аппарата «Марс-НЕТ»

параметр	значение
масса аппарата m , кг	22.17
скорость входа V , м/с	5250
угол входа $ heta$, град	-3
удельный тепловой поток $q_{ m max}$, ${ m MBt/m^2}$	0.303
интегральный тепловой поток Q , МДж/м ²	12.5

Целью проведенных расчетов является сравнение полученных с их помощью результатов (см. таблицу 5) с результатами разработанного графоаналитического метода определения скорости и угла входа СА с НТУ, необходимых для проведения ракетных испытаний теплозащиты аппарата «Марс-НЕТ» в атмосфере Земли.

Скорость входа аппарата определяется с помощью соотношения (12) и коэффициентов (13). Вычисления дают значение скорости, равное V=5268 м/с.

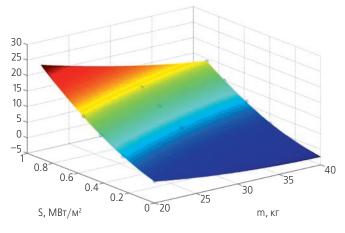


рисунок 10. Поверхность, содержащая значения углов входа θ от параметров S и m при скорости входа V=6500 м/с

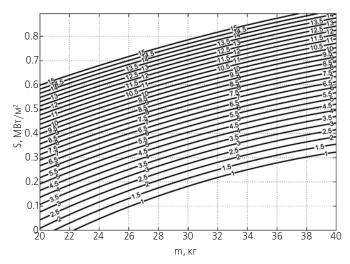


рисунок 11. Контурный график зависимости угла q от S и m при скорости V=6500 м/с

Оценка относительной погрешности определения скорости входа в атмосферу показывает величину, равную 0.34%.

На графике поверхности скоростей входа СА (см. рисунок 12) синим маркером обозначено положение рассчитанной точки.

Эта точка, также синим цветом, показана на контурном графике кривых скоростей, представленном на рисунке 13 в координатах максимального удельного q_{\max} и интегрального Q/m тепловых потоков.

Затем на участке контурного графика кривых скоростей (рисунок 14), построенных на плоскости $(q_{\text{max}}, Q/m)$ и ограниченном нижней $(m=20 \text{ кг, } \theta=-2^\circ)$ и верхней $(m=40 \text{ кг и } \theta=-14^\circ)$ граничными кривыми, строится график кривой синего цвета, соответствующий скорости V=5268 м/c.

На следующем шаге алгоритма определения угла входа — на кривой V=5268 м/с рисунка 14 устанавливается точка «В» с координатами $q_{\rm max}$ =0.303 МВт/м² и Q/m=0.56 МДж/(м²-кг), соответствующим данным таблины 5.

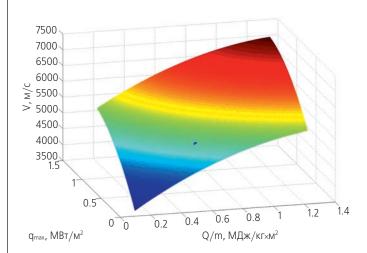


рисунок 12. График поверхности скоростей и точка, соответствующая расчетному случаю

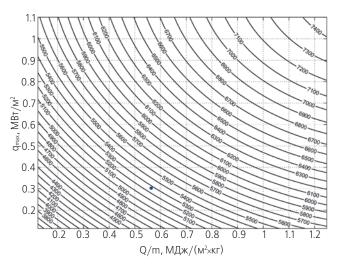


рисунок 13. Контурный график поверхности скоростей и точка, соответствующая расчетному случаю

Вычисленная с помощью соотношения (14) длина дуги «АВ» и соответствующая масса аппарата определяют угол входа его в атмосферу Земли.

Длина дуги «AB» S_{θ} соответствует величине $51.2 \cdot 10^{-3} \; \mathrm{MBT/M^2}.$

Коэффициенты аппроксимирующего полинома имеют значения:

 A_1 =21; A_2 =56; A_3 =-1.14; A_4 =-144.7·10⁻³; A_5 =20.2; A_6 =9.48·10⁻³.

Угол входа аппарата в атмосферу θ = -3.06° определяется с помощью полинома (15) с вычисленными значениями аргументов S_{θ} и m.

Относительная погрешность определения угла входа θ составляет примерно ~2%.

На рисунках 15 и 16 приведены трехмерный и контурный графики зависимости угла входа «земного» СА с НТУ от аргументов S_{θ} и m. Синяя точка на указанных рисунках соответствует найденному значению угла.

Представленный выше пример расчета в рамках разработанного графоаналитического метода показывает, каким образом, не проводя большого объема вариантных расчетов, определять значения скорости и угла входа СА в атмосфере Земли при ракетных испытаниях тепловой защиты аппарата, предназначенного для спуска в атмосфере Марса.

Метод основан на аппроксимации искомых зависимостей с помощью полиномов второй степени,

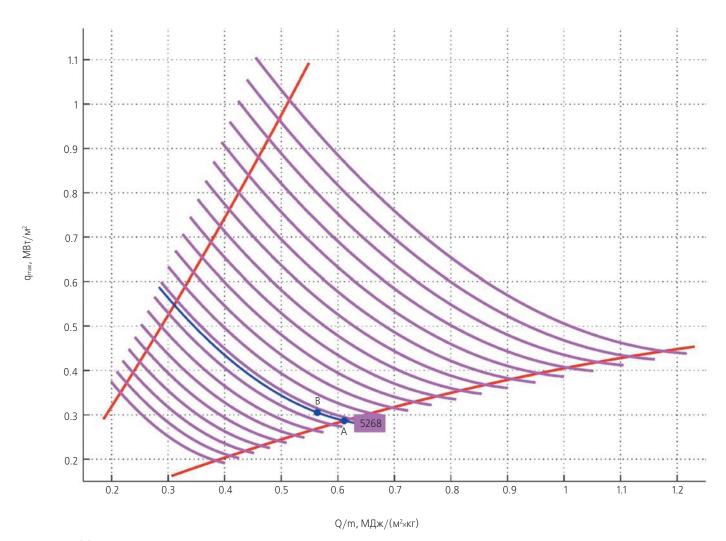


рисунок 14. Участок кривых скоростей с линией синего цвета, соответствующей скорости V=5268 м/c

ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ УСЛОВИЙ ВХОДА В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ПРИ РАКЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ

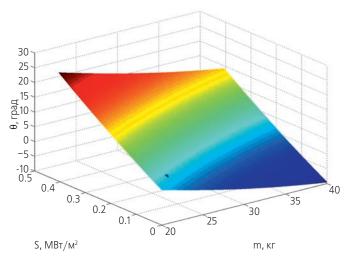


рисунок 15. Трехмерный график зависимости угла входа «земного» СА с НТУ от аргументов S_{θ} и m

зависящих от трех параметров — массы аппарата и максимальных значений удельного и интегрального тепловых потоков. Коэффициенты полиномов определяются с использованием метода наименьших квадратов. В качестве исходных данных используются массивы заранее рассчитанных тепловых нагрузок при спуске в атмосфере Земли аппарата, идентичного по форме «марсианскому», при вариации таких определяющих тепловой режим СА характеристик, как масса *m*, скорость *V* и угол входа *q*.

Проведена проверка точности определения скорости и угла входа в атмосферу Земли путем сравнения результатов, полученных с помощью разработанного метода и прямого численного метода определения тепловой нагрузки при спуске аппарата массой 22.17 кг.

Анализ сравнения показал, что в исследуемом случае относительное расхождение результатов не превышало 2%. Это указывает на возможность использования разработанного метода для оперативного определения параметров входа (без применения трудоемких численных методов) спускаемого аппарата в атмосферу Земли при планировании ракетных испытаний с целью верификации тепловой защиты СА, предназначенного для спуска в атмосфере Марса.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки России в ходе реализации комплексного проекта (шифр 2012-218-03-62).

список литературы

Алифанов О.М., Иванков А.А., Нетелев А.В., Финченко В.С. Применение аэроупругих устройств с гибкой тепловой защитой для торможения аппаратов в атмосфере планеты // Тепловые процессы в технике. 2014. Т. 6, № 7. С. 301-307.

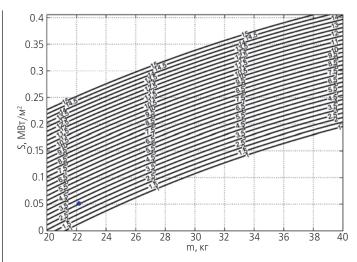


рисунок 16. Контурный график зависимости угла входа «земного» СА с НТУ от аргументов S_{θ} и m

Голомазов М.М., Иванков А.А. О постановке граничных условий на ударной волне при обтекании гиперзвуковым потоком газа спускаемых на поверхности планет аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1 (12). С. 38-45.

Дрейпер Н.Р., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ. Киев: Диалектика, 2007. 912 с.

Иванков А.А. Расчетное определение тепломассообмена при проектировании космических спускаемых аппаратов: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2009614632 РФ / ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (RU). Заявка: № 2009613552; заявл. 09.07.2009; зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ: 31.08.2009.

Иванков А.А. Метод расчета параметров гибкой многослойной теплозащиты спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством // Тепловые процессы в технике. 2010. Т. 2, № 7. С. 320-328.

Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Алексашкин С.Н., Поляков А.Б. Гибкая система тепловой защиты спускаемого космического аппарата // Патент РФ № 2383476. Приоритет 25.12.2008. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений РФ 10.03.2010. Бюл. № 7.

Финченко В.С., Пичхадзе К.М. Основы проектирования надувных космических конструкций // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов, И.Л. Шевалев; Под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе. В 3 т. Т. 1. 2-е изд., перераб. М: Издво МАИ-ПРИНТ, 2013. С. 430-489.

Хартов В.В. Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 3-10.

Статья поступила в редакцию 22.07.2015 г.

УДК 629.78 **4.2015**

МЕТОД ПРОГНОЗНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОДИФИКАЦИЙ КА ПРИ КОМПЛЕКСНОЙ ЗАМЕНЕ ПОДСИСТЕМ

METHOD OF PREDICTIVE RESEARCHES OF SPACECRAFT MODIFICATIONS EFFECTIVENESS AT INTEGRATED REPLACEMENT OF SUBSYSTEMS



Ю.А. Матвеев¹, профессор, доктор технических наук, matveev_ya@mail.ru; **Yu.A. Matveey**



В.А. Ламзин¹, доцент, кандидат технических наук, 8465836@mail.ru; **V.A.** Lamzin



В.В. Ламзин¹, доцент, доктор технических наук, 8465836@mail.ru; **V.V.** Lamzin

В статье рассматриваются особенности применения метода двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификаций космических аппаратов при комплексной замене подсистем. Представлен алгоритм решения такой задачи. Показано, что в случае реализации равновесной двухуровневой схемы оптимизационного поиска обеспечивается согласование проектных решений для модификации космических аппаратов при комплексной замене подсистем. Приводятся проектные модели решения задачи оптимизации параметров модификации космических аппаратов при комплексной замене подсистем модуля целевой аппаратуры и унифицированной космической платформы.

Ключевые слова:

метод двухуровневой согласованной оптимизации; прогнозные исследования эффективности; модификация космического аппарата; комплексная замена подсистем; проектные технико-экономические модели модуля целевой аппаратуры и космического аппарата.

The article reviews application peculiarities of the method of bi-level coordinated optimization of spacecraft modification parameters during integrated subsystems replacement.

The algorithm of task solving is presented in the article. It is shown that in case of implementation of balanced bi-level schematic of optimization search, the agreement of project solutions for spacecraft modification is provided at integrated subsystems replacement.

Design models are shown for task solutions on spacecraft modification parameters optimization at integrated replacement of subsystems of payload equipment module and unified space platform.

Key words:

bi-level coordinated optimization method; predictive researches of effectiveness; spacecraft modification; integrated subsystems replacement; project technical-and-economic models of payload equipment and spacecraft module.

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

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

МЕТОД ПРОГНОЗНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОДИФИКАЦИЙ КА ПРИ КОМПЛЕКСНОЙ ЗАМЕНЕ ПОДСИСТЕМ

введение

Программа развития средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) Российской Федерации на период до 2020 года и далее определена Федеральной целевой программой. Она предусматривает, наряду с развитием перспективных средств ДЗЗ, поддержание созданных группировок космических систем (КС), эффективную модернизацию их комплексов и создание модификаций космических аппаратов (КА). Модернизация комплексов, создание и введение в строй модификаций КА ДЗЗ дает возможность при ограниченных затратах продлить срок эффективного применения техники, рационально использовать созданную техническую и технологическую базу, вести отработку ключевых технологий в обеспечение новых проектов.

В НПО имени С.А. Лавочкина реализован ряд проектов создания КА ДЗЗ (*Ефанов В.В. и др.*, 2009; *Darnopykh V.V. et al.*, 2010). Рассматриваются вопросы улучшения характеристик, повышения эффективности перспективной техники. При создании модификаций КА ДЗЗ реализуются принципы унификации базовых элементов (например, унифицированная космическая платформа – УКП, эффективное совершенствование модуля целевой аппаратуры – МЦА).

В случае модернизации КС ДЗЗ одновременно с созданием модификаций КА проводится доработка (модернизация) средств наземного комплекса приема, обработки и распространения информации (НКПОР) и наземного комплекса управления (НКУ). Принимаемые конкретные проектные решения обусловлены обычно целым рядом условий и ограничений технического, технологического и экономического характера.

В плане анализа перспектив развития космических средств ДЗЗ интерес представляют прогнозные исследования направлений совершенствования КА ДЗЗ и космических комплексов с учётом динамики функциональных связей и ограничений. Такие прогнозные исследования модификаций КА ДЗЗ при комплексной замене подсистем позволяют более обоснованно подходить к определению рациональных характеристик техники и технологии средств ДЗЗ, целенаправленно вести работу по развитию технологической базы и производства. Одновременно позволяют планировать работу по совершенствованию организации исполнителей, кооперации и оптимизации состава, структуры участников работ. Такие прогнозные исследования также необходимы при формировании перспективных программ развития средств ДЗЗ.

Эффективным средством исследования модификаций КА является метод двухуровневой согласованной оптимизации при статистическом учёте функциональных связей (*Матвеев Ю.А. и др.*, 2009;

Ламзин В.В., 2009; Ламзин В.В. и др., 2010; Ламзин В.В. и др., 2011). В статье рассматриваются особенности применения такого метода для прогнозных исследований модификаций КА при комплексной замене подсистем, что обусловлено необходимостью учёта функциональных связей, как горизонтальных, так и вертикальных.

Показано, что в случае реализации равновесной двухуровневой схемы согласованного оптимизационного поиска при направленной адаптации модели верхнего уровня для объекта в целом (модификации КА) обеспечивается согласование проектных решений для модификации КА при комплексной замене подсистем. В статье в качестве примера рассматривается задача оптимизации параметров модификации КА при комплексной замене подсистем МЦА и УКП.

1. Постановка задачи оптимизации параметров модификации КА. Основные соотношения проектных моделей (*i*–1-й уровень управления разработкой)

На рисунке 1 приведена структура КС ДЗЗ при детализации проекта на i-х уровнях управления разработкой, в состав которой входят: НКУ, НКПОР, КА ДЗЗ и ракетно-космический комплекс (РКК*) с выделением из его состава КА.

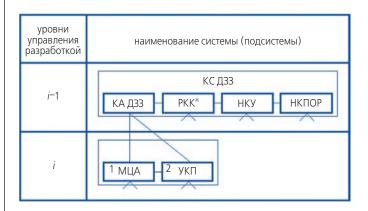


рисунок 1. Структура КС ДЗЗ при детализации проекта на *i*-х уровнях управления разработкой

С учётом такой структуры задача оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ при комплексной замене подсистем на i-1-м уровне управления разработкой может быть записана следующим образом:

$$C_{KA}^{M}\left(\Pi_{1}^{1}, m_{1}, \Pi_{2}^{1}, m_{2}, \Pi^{E}, \beta(t_{np})\right) \rightarrow \min;$$

$$m_{KA}^{M}\left(\Pi_{1}^{1}, m_{1}, \Pi_{2}^{1}, m_{2}, \beta(t_{np})\right) \leq m_{KA}^{M^{3A}};$$

$$P_{KA}^{M}\left(\Pi_{1}^{1}, m_{1}, \Pi_{2}^{1}, m_{2}\right) \geq P_{KA}^{M^{3A}};$$

$$W_{KA}^{M}\left(I_{\Pi P KA}(\cdot), \Pi^{E}(\cdot), \beta(t_{np})\right) \geq W_{KA}^{M^{3A}};$$

$$\Pi^{E}\left(\Pi_{1}^{1E}, m_{1}^{E}, \Pi_{2}^{1E}, m_{2}^{E}\right) \leq \Pi^{E^{3A}};$$
(1)

$$t_{\text{np}} \in T$$
:
$$T = T^{3A}$$
:

$$\Pi_{PKK^*}(\cdot) = \Pi_{PKK^*}^{3A};$$

$$\Pi_{\rm HKY}(\cdot) = \Pi_{\rm HKY}^{_{\rm 3,I}};$$

$$\Pi_{\text{HK\PiOP}}(\cdot) = \Pi_{\text{HK\PiOP}}^{_{3A}},$$

где $C_{\text{KA}}^{\text{M}}(\cdot)$ — функция, определяющая суммарные затраты на разработку и создание модификации КА ДЗЗ;

 $m_{\kappa_{\Lambda}}^{M}(\cdot)$ – масса модификации КА ДЗЗ;

 $P_{\mathrm{KA}}^{\mathrm{M}}(\cdot)$ — надёжность функционирования модификации КА ДЗЗ;

 $W_{\mathrm{KA}}^{\mathrm{M}}(\cdot)$ — функция, определяющая целевую эффективность применения модификации КА ДЗЗ;

 $I_{\text{ПРКA}}(\cdot)$ — информационная производительность модификации КА ДЗЗ;

 $\Pi^{\text{Б}}(\cdot)$ – вектор, определяющий баллистические параметры существования модификации КА ДЗЗ;

 $eta(t_{
m np})$ — вектор статистических коэффициентов проектной модели (вектор так называемых определяющих параметров), которые зависят от времени реализации проекта $t_{
m np}$): $eta(t_{
m np}) = eta(t_{
m np}, \Pi_1^1, \Pi_2^1,);$

T — период функционального применения модификации КА ДЗЗ;

 Π_1^1 и Π_2^1 – соответственно векторы параметров, определяющих структуру, состав основных подсистем КА: МЦА (индекс 1), УКП (индекс 2);

 m_1 и m_2 — соответственно массы основных подсистем КА (при заданных значениях Π^1_1 и Π^1_2 изменение (выбор) m_1 и m_2 интегрально определяет параметры основных подсистем МЦА и УКП);

зд – индекс, характеризующий заданное (требуемое) значение функции (параметра).

Таким образом, задача проектирования модификации КА ДЗЗ в общем случае сводится к определению $\Pi_1^1,\ m_1,\ \Pi_2^1$ и m_2 , при которых обеспечивается выполнение целевой задачи $W_{\rm KA}^{\rm M}(\cdot) \geq W_{\rm KA}^{\rm M\,^{3,3}},\ P_{\rm KA}^{\rm M}(\cdot) \geq P_{\rm KA}^{\rm M\,^{3,4}},$ $m_{\rm KA}^{\rm M}(\cdot) \leq m_{\rm KA}^{\rm M\,^{3,4}}$ в течение планируемого времени и затраты средств $C_{\rm KA}^{\rm M}(\cdot)$ на разработку и создание модификации КА ДЗЗ минимальны.

1.1. Особенности задачи

Задача (1) является многокритериальной. При записи многокритериальной задачи используется метод ограничений. Критерием — основным показателем эффективности принимаемого проектного решения — являются затраты на разработку и создание модификации КА. На другие показатели эффективности наложены ограничения типа неравенств. Такой подход дает возможность учесть влияние новых требований m_{KA}^{M} , $W_{\text{KA}}^{\text{M}^{3,\text{A}}}$ и $P_{\text{KA}}^{\text{M}^{3,\text{A}}}$ на выбор проектных решений модификации КА ДЗЗ.

При оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ в составе космической системы на i-1-м уровне управления разработкой полагается, что параметры РКК*, НКПОР и НКУ заданы.

В случае создания модификации КА ДЗЗ проводится комплексная замена подсистем на новые, с тем чтобы повысить эффективность всей космической системы. Выбираемыми параметрами являются Π_1^1 , m_1 , Π_2^1 и m_2 .

Таким образом, задача (1) является многопараметрической, причём часть выбираемых (варьируемых) параметров имеет целочисленный характер.

Так как при решении задачи (1) используются опытные данные, статистика по образцам-прототипам, то определяющие параметры – статистические коэффициенты – являются случайными величинами и задачу (1) надо рассматривать как стохастическую проектную задачу. При решении такой задачи в чистых стратегиях выбирают проектные параметры из допустимой области таким образом, чтобы математическое ожидание затрат на разработку и создание модификации КА ДЗЗ было минимально.

Ниже при формировании алгоритма и проектной модели задача (1) рассматривается в детерминированной постановке (как показано выше).

На рисунке 2 приведена блок-схема алгоритма решения задачи (1). Как видно из рисунка, используется расчлененная оптимизация целочисленных параметров (Π_1^1 и Π_2^1) и непрерывных параметров (m_1 и m_2).

Оптимизация непрерывных параметров – внутренняя задача. Решение её имеет самостоятельный интерес и ниже рассматривается подробнее.

1.2. Основные соотношения проектной модели

Проектная модель, которая используется при решении задачи (1), включает зависимость для определения затрат на разработку и создание модификации КА ДЗЗ, а также зависимости для определения надёжности и функциональной эффективности.

1. Соотношения для определения затрат на проект разработки и создания модификации КА ДЗЗ

$$C_{\text{KA}}^{\text{M}} = C_{1}^{\text{M}}(\cdot) + C_{2}^{\text{M}}(\cdot) + C_{\text{выв}}(m_{\text{KA}}, \Pi^{\text{B}});$$
 (2)

$$C_1^{\mathrm{M}}(\cdot) = C_{\mathrm{P}}^{\mathrm{M}}(\cdot) + C_{\mathrm{C}}^{\mathrm{M}}(\cdot);$$
 (3)

$$C_{\mathrm{P}}^{\mathrm{M}}(\cdot) = K_{1} \cdot C_{\mathrm{C}}^{\mathrm{M}}(\cdot); \tag{4}$$

$$C_{C_1}^{M}(\cdot) = C_{C_1}^{M}(\Pi_1^1, m_1^1).$$
 (5)

Если при создании модификации КА ДЗЗ проводится замена подсистем УКП, то

$$C_2^{\rm M}(\cdot) = C_{\rm P \ 2}^{\rm M}(\cdot) + C_{\rm C \ 2}^{\rm M}(\cdot);$$
 (6)

$$C_{P_2}^{M}(\cdot) = K_2 \cdot C_{C_2}^{M}(\cdot); \tag{7}$$

$$C_{C_2}^{M}(\cdot) = C_{C_2}^{M}(\Pi_2^1, m_2).$$
 (8)

МЕТОД ПРОГНОЗНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОДИФИКАЦИЙ КА ПРИ КОМПЛЕКСНОЙ ЗАМЕНЕ ПОДСИСТЕМ

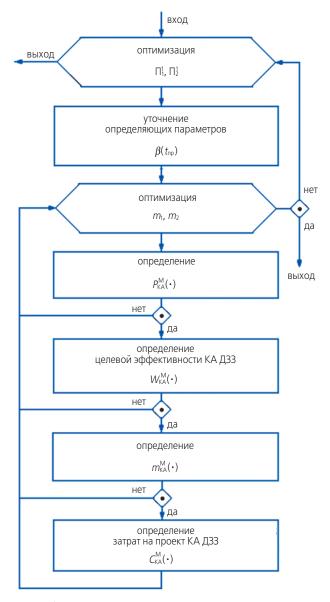


рисунок 2. Блок-схема алгоритма решения задачи (1)

В случае

$$\Pi_1^1 = \Pi_1^{13\mu} \ \mu \ \Pi_2^1 = \Pi_2^{13\mu} \tag{9}$$

используются соотношения

$$C_{C_1}^{M}(\cdot) = a_1 + b_1 \cdot m_1;$$
 (10)

$$C_{C_2}^{\mathrm{M}}(\cdot) = a_2 + b_2 \cdot m_2.$$
 (11)

Соотношения (2)-(8), (10) и (11) дают оценку затрат на разработку и создание МЦА и УКП модификации КА ДЗЗ ($C_1^{\rm M}(\cdot)$ и $C_2^{\rm M}(\cdot)$). Коэффициенты K_1, K_2 , a_1, a_2, b_1 и b_2 – статистические коэффициенты, которые определяются на основе опытных данных.

2. При определении массы модификации КА, при выполнении условия (9), используется выражение

 $m_{\text{KA}}(m_1, m_2) = m_1 + m_2.$

3. При оценке надёжности модификации КА используются соотношения

$$P_{\mathrm{KA}}(\cdot) = P(m_1) \cdot P(m_2);$$

$$P_1(\cdot) = \overline{p}_1 + p_1 \cdot m_1;$$

$$P_2(\cdot) = \overline{p}_2 + \overline{p}_2 \cdot m_1,$$

 $P_2(\cdot) = p_2 + p_2 \cdot m_1,$ где $p_1, p_2, p_2, p_2 = p_2$ статистические коэффициенты.

То есть в данном случае при выполнении условия (9) используется известная из опыта связь надёжности МЦА и УКП с массой этих подсистем. Причём используется линейная зависимость $P_1 = P_1(m_1)$ и $P_2 = P_2(m_2)$, что может быть справедливо при небольшом изменении m_1 и m_2 .

4. Функциональная эффективность модификации КА ДЗЗ в составе космической системы определяется объёмом информации (информационной производительностью), получаемой за время существования КА

$$^{i-1}W_{KA} = ^{i-1}W_1(\cdot)^{i-1}W_2(P_{KA}, \Pi^E),$$

где $^{i-1}W_1(\cdot)$ — информационная производительность МЦА в определенный период времени существования КА ДЗЗ;

 $^{i-1}W_{2}(P_{\mathrm{KA}},\Pi^{\mathrm{B}})$ — длительность надёжного функционирования КА ДЗЗ.

Для определения $^{i-1}W_1(\cdot)$ используется выражение вида

$$^{i-1}W_1(\cdot)=^{i-1}W_1(m_1,\Pi^{\mathrm{E}})=\overline{W}\cdot m_1^{\alpha},$$

где W и α – статистические коэффициенты.

Для прогнозных исследований характеристик модификации КА при комплексной замене подсистем используется двухуровневая схема оптимизации параметров аппарата и заменяемых подсистем, двухуровневая модель КА. Остановимся ниже на особенностях реализации такой схемы.

В случае двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ при комплексной замене подсистем на нижнем і-м уровне управления разработкой) рассматривается задача оптимизации параметров заменяемых подсистем и проводится согласованная двухуровневая оптимизация параметров модификации КА ДЗЗ и заменяемых подсистем.

2. Постановка задачи оптимизации параметров заменяемых подсистем модификации КА. Основные соотношения проектных моделей (*i*-й уровень управления разработкой)

Пусть при создании модификации КА ДЗЗ проводится комплексная замена двух основных подсистем (целевой съемочной системы (ЦСС) и системы сбора и передачи информации (ССПИ)) в модуле МЦА (рисунок 3).

Задача оптимизации параметров заменяемых подсистем может быть представлена в виде

$${}^{i}C_{1}(\Pi_{11}^{1}, m_{11}, \Pi_{12}^{1}, m_{12}, {}^{i}\beta(t_{np})) \rightarrow \min;$$

$${}^{i}m_{1}(\Pi_{11}^{1}, m_{11}, \Pi_{12}^{1}, m_{12}, {}^{i}\beta(t_{np})) \leq {}^{i-1}m_{1}^{3,\pi};$$

$$(12)$$

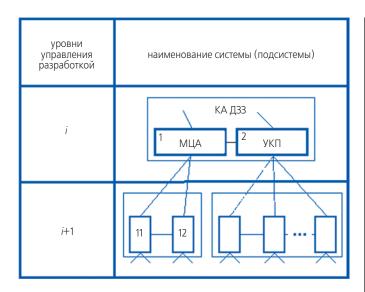


рисунок 3. Структура КА ДЗЗ при детализации на уровне управления разработкой: 11 – ЦСС, 12 – ССПИ

$$^{i}P_{1}(\Pi_{11}^{1},m_{11},\Pi_{12}^{1},m_{12})\geq^{i-1}P_{1}^{3\pi};$$

$${}^{i}W_{1}(I_{\Pi P1}, \beta(t_{\Pi P})) \geq {}^{i-1}W_{1}^{3A};$$

$$\Pi_{11}^1, m_{11}, \Pi_{12}^1, m_{12} \in G(^{i-1}\Pi),$$

где ${}^{i}C_{1}(\cdot)$ — функция, определяющая затраты на разработку и создание МЦА;

 Π_{11}^1 , m_{11} , Π_{12}^1 и m_{12} – параметры подсистем (11 – ЦСС, 12 – ССПИ), определяемые на i-м уровне управления разработкой;

 ${}^{i}m_{1}(\cdot), {}^{i}P_{1}(\cdot)$ и ${}^{i}W_{1}(\cdot)$ – соответственно соотношения, определяющие массу, надёжность и функциональную эффективность МЦА на i-м уровне управления разработкой.

Выбираемые параметры Π_{11}^1 , m_{11} , Π_{12}^1 и m_{12} задают структуру, состав и массу подсистем ЦСС и ССПИ.

Задача проектирования МЦА на i-м уровне управления разработкой (12) так же, как и задача (1), многокритериальная, многопараметрическая. Важно подчеркнуть, что ограничения ${}^{i-1}m_1^{33}$, ${}^{i-1}P_1^{33}$, ${}^{i-1}W_1^{33}$ и определяются на верхнем i-1-м уровне управления разработкой при решении задачи (1).

Алгоритм решения проектной задачи (12) строится аналогично алгоритму решения задачи (1) (см. рисунок 2).

2.1. Основные соотношения проектной модели на *i*-м уровне управления разработкой

Для определения затрат на разработку и создание подсистем МЦА (11 – ЦСС, 12 – ССПИ) используются зависимости

$${}^{i}C_{1}(\cdot)={}^{i}C_{P}^{1}(\cdot)+{}^{i}C_{C}^{1}(\cdot);$$

$${}^{i}C_{p}^{1}(\cdot)={}^{i}K_{1}\cdot{}^{i}C_{c}^{1}(\cdot);$$

$${}^{i}C_{C}^{1}(\cdot) = C_{11}(\Pi_{11}, m_{11}) + C_{12}(\Pi_{12}, m_{12}).$$

Если параметры Π_{11}^1 и Π_{12}^1 заданы, то

$$C_{11}(\cdot) = \alpha_1 + \beta_1 \cdot m_{11};$$

$$C_{12}(\cdot) = \alpha_1 + \beta_1 \cdot m_{11}.$$

Здесь ${}^{i}K_{1}$, α_{1} , α_{2} , β_{1} и β_{1} — статистические коэффициенты, которые определяются на основе опытных данных.

В этом случае масса МЦА определяется в виде

$$^{i}m_{1}(m_{11},m_{12})=m_{11}+m_{12}.$$

Для определения надёжности используются соотношения

$$^{i}P_{1}(\cdot) = P_{11}(m_{11}) \cdot P_{12}(m_{12});$$

$$P_{11}(m_{11}) = \overline{p}_{11} + \overline{p}_{11} \cdot m_{11};$$

$$P_{12}(m_{12}) = \overline{p}_{12} + \overline{p}_{12} \cdot m_{12},$$

где \overline{p}_{11} , \overline{p}_{11} , \overline{p}_{12} и \overline{p}_{12} – статистические коэффициенты.

Приведенные модели для оценки надёжности могут быть использованы при небольшом изменении массы.

3. Задача двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ при комплексной замене подсистем

В основу предложенных методических разработок и исследований положена схема двухуровневой организации проектных исследований. При поиске рационального решения используется метод двухуровневой оптимизации при статистическом учёте функциональных связей.

В этом случае задача двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ при комплексной замене подсистем (1 – МЦА, 2 – УКП) записывается в следующем виде:

определить $\Pi_1^1, m_1, \Pi_2^1, m_2 \in {}^{i-1}G(\cdot)$ и $\Pi_{11}^1, m_{11}, \Pi_{12}^1, m_{12} \in {}^iG(\cdot)$ такие, что

$$C_{KA}^{M}(^{i-1}C_{1}(\Pi_{1}^{1},m_{1})+^{i-1}C_{2}(\Pi_{2}^{1},m_{2})+$$

$$+C_{\text{\tiny BbIB}}(m_{\text{KA}}) = (C_{\text{KA}}^{\text{M}})_{\text{min}}; \tag{13}$$

$${}^{i}C_{1}(\Pi_{11}^{1}, m_{11}, \Pi_{12}^{1}, m_{12}) = ({}^{i}C_{1})_{\min};$$
 (14)

$${}^{i}C_{2}(\Pi_{21}, m_{21}) = ({}^{i}C_{2})_{\min};$$
 (15)

$$\left| {}^{i}C_{1}(\cdot) - {}^{i-1}C_{1}(\cdot) \right| \le \Delta C^{*}; \tag{16}$$

$$\left| {}^{i}C_{2}(\cdot) - {}^{i-1}C_{2}(\cdot) \right| \le \Delta C^{*}; \tag{17}$$

$$\left| {}^{i}C_{\mathrm{KA}}^{\mathrm{M}}(\cdot)_{(k)} - {}^{i-1}C_{\mathrm{KA}}^{\mathrm{M}}(\cdot)_{(k-1)} \right| \le \Delta C; \tag{18}$$

$$^{i-1}G(\cdot) = \begin{cases} \Pi_{1}^{1}, m_{1}, \Pi_{2}^{1}, m_{2} : m_{KA}(\cdot) \leq m_{KA}^{M^{3A}}; \\ P_{KA}(\cdot) \leq P_{KA}^{M^{3A}}; W_{KA}(\cdot) \leq W_{KA}^{M^{3A}} \end{cases};$$

$${}^{i}G(\cdot) = \begin{cases} \Pi_{11}, m_{11}, \Pi_{12}, m_{12} : \\ {}^{i}m_{1}(\cdot) \leq {}^{i-1}m_{1}^{3\pi}; {}^{i}m_{2}(\cdot) \leq {}^{i-1}m_{2}^{3\pi}; \\ {}^{i}P_{1}(\cdot) \leq {}^{i-1}P_{1}^{3\pi}; {}^{i}P_{2}(\cdot) \leq {}^{i-1}P_{2}^{3\pi}; \\ {}^{i}W_{1}(\cdot) \leq {}^{i-1}W_{1}^{3\pi}; {}^{i}W_{2}(\cdot) \leq {}^{i-1}W_{2}^{3\pi} \end{cases} \right\},$$

где k — номер шага итерационного процесса.

МЕТОД ПРОГНОЗНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОДИФИКАЦИЙ КА ПРИ КОМПЛЕКСНОЙ ЗАМЕНЕ ПОДСИСТЕМ

Важно заметить, что при комплексной замене двух подсистем при согласованной оптимизации оцениваются два условия согласования: (16) и (17). Области допустимых решений ${}^{i}G_{1}(\cdot)$ и ${}^{i-1}G_{1}(\cdot)$ уточняются в процессе согласованного оптимизационного поиска. Неравенство (17) определяет сходимость итерационного поиска решения задачи (12) оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ при комплексной замене полсистем.

Ниже приводится алгоритм решения такой задачи при условии, что $\Pi_2^1 = \Pi_2^{13,1}$ и $m_2 = m_2^{3,1}$.

Алгоритм согласованной оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ при комплексной замене подсистем и обеспечении требований к надёжности приведен на рисунке 4.

Алгоритм включает решение трёх основных задач. Задачи 1 и 2 рассмотрены выше. Задача 3 — задача направленной адаптации проектной модели верхнего уровня управления разработкой (проектной модели, используемой при решении задачи (1)). На рисунке 4 также приведены статистические зависимости, уточнение которых проводится при итерационном поиске.

При решении задачи (12) на нижнем уровне управления разработкой необходимые данные получаются при проведении имитационного моделирования, когда для любых значений m_1 на заданном множестве $\left\{m_1 \in U_\delta m_{1(k)}\right\}$ определяются рациональные параметры Π^1_{11} , m_{11} , Π^1_{12} и m_{12} заменяемых подсистем и значения ${}^iC_1(\cdot)$, ${}^iP_1(\cdot)$, ${}^iW_1(\cdot)$. На основе этих данных $\left\{m_{1l}, {}^iC_1(\cdot)_l, {}^iP(\cdot)_l, {}^iW(\cdot)_l\right\}$, где $l=\overline{1,L}$; L – количество испытаний (количество имитационных расчетов), находятся коэффициенты зависимостей

$$C^{1}(\cdot) = a_{1} + b_{1} \cdot m_{1};$$

$$P_{1}(\cdot) = \overline{p}_{1} + \overline{p}_{1} \cdot m_{1};$$

$$W_{1}(\cdot) = \overline{W} \cdot m_{1}^{\alpha}.$$

Анализ показывает, что при направленной адаптации (13)—(18) обеспечивается решение задачи при ограниченном числе операций.

Основные особенности решения задачи (12):

- 1. Проводится направленная адаптация проектной модели *i*–1-го уровня, а не одной целевой функции затрат на проект. В процессе согласованной оптимизации меняется (уточняется) целевая функция и область решения, что влияет на поиск рационального решения (если решение на границе допустимой области).
- 2. При заданных требованиях к надёжности модификации КА ДЗЗ и комплексной замене подсистем необходимо решать вопросы нормирования

надёжности заменяемых подсистем. При реализации алгоритма согласованного оптимизационного поиска при статистическом учёте функциональных связей вопросы нормирования надёжности подсистем решаются одновременно с решением вопросов согласования проектных решений при учёте дополнительных связей (по массе, функциональной эффективности).

заключение

Разработаны модели и алгоритмы прогнозных исследований эффективности модификаций КА ДЗЗ при комплексной замене подсистем.

Представлен алгоритм согласованной двухуровневой оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ и заменяемых подсистем. Обсуждаются особенности обеспечения согласования и сходимости решений при реализации метода двухуровневой согласованной оптимизации при статистическом учёте функциональных связей.

Показано, что в случае реализации равновесной двухуровневой схемы согласованного оптимизационного поиска при направленной адаптации модели верхнего уровня для объекта в целом (модификации КА) обеспечивается согласование проектных решений для модификации КА при комплексной замене подсистем.

Если двухуровневая модель не является равновесной (т.е. имеются недоопределенные или переопределенные функциональные связи), то это влияет на результаты исследования. При недоопределенной модели возможна потеря оптимального решения для объекта в целом из-за неполноты определения связей (ограничений) для подсистем и, соответственно, необоснованного выбора их проектных решений. Формирование равновесной схемы двухуровневой комплексной оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ обычно проводится итерационно.

С целью прогнозных исследований эффективности модификаций КА ДЗЗ при комплексной замене подсистем рассматривается задача оптимизации параметров КА при замене подсистем с учётом требований к надёжности аппарата. Разработаны соотношения проектной модели *i*-го уровня управления разработкой. Рассматривается задача выбора параметров комплекса новых подсистем МЦА, устанавливаемых при создании модификации КА ДЗЗ. Анализируются вопросы согласования проектных решений для модификации КА ДЗЗ (*i*-1-го уровня управления разработкой) и для комплекса за-

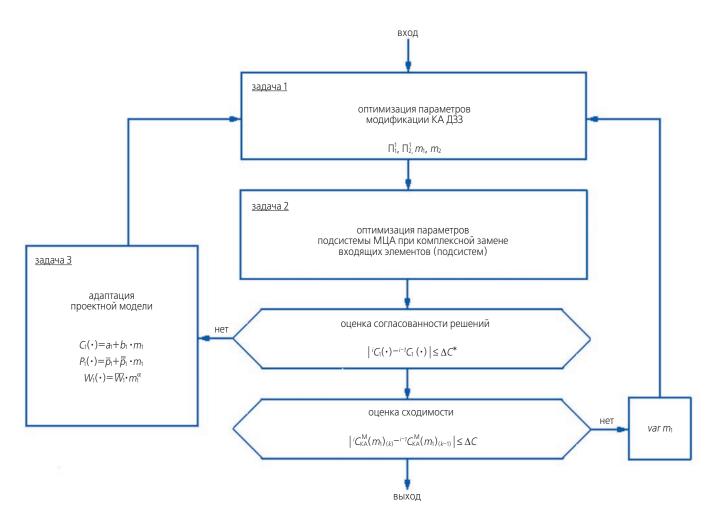


рисунок 4. Алгоритм согласованной оптимизации параметров модификации КА ДЗЗ при комплексной замене подсистем и обеспечении требований к надёжности

меняемых подсистем (на нижнем i-м уровне управления разработкой).

Применение разработанного методического аппарата позволяет провести детальный анализ эффективности модификаций КА и перспективных КС ДЗЗ.

список литературы

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.

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 мо-

дернизации космической системы Д33 // Полёт. 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 (61). С. 48-59.

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

Darnopykh V.V., Efanov V.V., Zanin K.A., Malyshev V.V. Synthesis of an Information Channel in Planning Goal Functioning of Space Remote Sensing Systems According to Quality Creteria // Journal of Computer and System Sciences International. 2010. V. 49, № 4. P. 607-614.

Статья поступила в редакцию 07.07.2015 г.

ВЕРИФИКАЦИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРОГРАММЫ FLOWVISION МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЯ КРИОГЕННОГО КИСЛОРОДА В КАНАЛЕ С ИСКУССТВЕННОЙ ШЕРОХОВАТОСТЬЮ



H.Ф. Бибарсов¹, acпирант, nail.bibarsov@rsce.ru; **N.F. Bibarsov**

В работе рассмотрены аспекты математического моделирования процесса течения несжимаемой и сжимаемой жидкости по каналу с искусственной неровностью типа «порог» при помощи программного комплекса FlowVision. Результаты моделирования несжимаемой жидкости с достаточной точностью совпадают с данными, опубликованными ранее. Представлены результаты моделирования сжимаемой жидкости, проведено сравнение с несжимаемой жидкостью, предложено объяснение различий зависимостей длины турбулентной зоны после шероховатости в зависимости от степени загромождения.

Ключевые слова: интенсификация теплообмена; искусственная шероховатость; жидкий кислород; FlowVision.

Совершенствование теплообменных аппаратов в настоящее время неразрывно связано с разработкой и внедрением различных методов интенсификации теплообмена (Дрейцер Г.А. и др., 2005; Леонтьев А.И. и др., 2011; Митрофанова О.В., 2010). Использование поверхностей с периодически расположенными выступами (искусственной шероховатостью) позволяет повысить коэффициент теплоотдачи от поверхности

VERIFICATION OF FLOWVISION SIMULATION SYSTEM CAPABILITIES IN MODELING OF CRYOGENIC OXYGEN FLOW IN CHANNEL WITH DIMPLED SURFACE



П.П. Стриженко¹, pavel.strizhenko@rsce.ru; P.P. Strizhenko

Mathematical modeling of noncompressible and compressible fluid flowing in channel with dimpled surface of box-shape protrusions, performed in Flowvision simulation system, is considered. Results of incompressible fluid flow modeling are in compliance with results published earlier with sufficient accuracy. Results of compressible fluid flow modeling in Flowvision and its comparison with incompressible liquid modeling are presented. Explanation of dependence of the turbulent zone length after dimple depending on channel clutter is proposed.

Key words: heat transfer intensification; artificial roughness; liquid oxygen; FlowVision.

к рабочему телу за счет дополнительной турбулизации потока и периодического срыва пограничного слоя. Увеличение теплового потока от стенки теплообменника к рабочему телу позволяет повысить его эффективность, уменьшить размеры и массу (Клюева $O.\Gamma.$, 2008).

Различным аспектам теории, моделирования, экспериментальных исследований и практического при-

¹ ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева, Россия, Московская область, г. Королев.

OAO RSC «Energia» S.P. Korolev, Russia, Moscow region, Korolev.

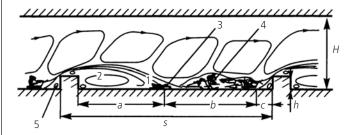
менения закрученных потоков идеальных жидкостей (ИЖ) и газов посвящено большое количество работ. В частности, в монографии (Митрофанова О.В., 2010) приведено обобщение результатов исследований многих авторов по этой тематике; детальные исследования структуры вихревых потоков идеального газа в канале с турбулизаторами представлены в работе (Лобанов И.Е., 2012). Однако, как указано в работе (Митрофанова О.В., 2010), результаты большинства проведенных ранее исследований носят ограниченный характер и имеют вид обобщающих эмпирических зависимостей, описывающих отдельные типы каналов, завихрителей и режимы течения. Наиболее широко в литературе исследовано течение в канале с искусственной шероховатостью, имеющей «луночный» или «траншейный» рельеф (*Леон*тьев А.И. и др., 2011; Клюева О.Г., 2008).

В настоящее время в ОАО РКК «Энергия» разрабатывается жидкостной ракетный двигатель с охлаждением камеры жидким кислородом (Аверин И.Н. и др., 2014; Катков Р.Э. и др., 2013; Лупяк Д.С. и др., 2011). Для интенсификации теплообмена от стенки камеры к охладителю используется искусственная шероховатость с прямоугольными выступами. Типичная картина вихревой структуры турбулентного потока, соответствующая обтеканию таких выступов, представлена на рисунке 1. При прохождении в тракте охлаждения жидкий кислород нагревается и переходит через область критической температуры. Анализ печатных работ показывает, что течение охладителя, находящегося в околокритическом и сверхкритическом состоянии, исследовано недостаточно. Вместе с тем в ряде работ указывается, что процессы теплообмена стенки и рабочего тела в транскритической зоне могут значительно отличаться от расчётных (*Urbano A. et al.*, 2009).

Таким образом, требуется исследовать особенности поведения жидкого кислорода, находящегося в транс- и сверхкритическом состоянии, в канале тракта охлаждения с прямоугольными выступами искусственной шероховатости при наличии высоких тепловых потоков в стенку камеры сгорания ЖРД. Поскольку постановка прямого эксперимента по определению характеристик теплообмена на натурном рабочем теле, реальной геометрии и конструкции канала является не просто сложной научнотехнической задачей, а практически невозможной, моделирование течения в канале может проводиться при помощи конечно-объемного метода моделирования в современных пакетах CFD (FlowVision, ANSYS Fluent и т.д.). Для этого в первую очередь необходимо подтвердить корректность картины течения рабочего тела с характеристиками ИЖ, рассчитанной в пакете CFD, и сравнить её с имеющимися опытными и расчетными данными.

На первом этапе решаются следующие задачи:

- анализ влияния неидеальности кислорода;
- определение расположения областей отрывного течения.



а, **c** – длина областей отрывного течения; **b** – область присоединения и развития пограничного слоя; **1** – сдвиговый слой; **2** – зона рециркуляции потока; **3** – зона присоединения сдвигового слоя к поверхности; **4** – зона релаксации; **5** – вторичное рециркуляционное течение; **5** – шаг расположения выступов; **h** – высота выступа; **H** – ширина канала

рисунок 1. Структура турбулентного потока при обтекании двумерных выступов (*Митрофанова О.В.*, 2010)

В тракт охлаждения проектируемого ЖРД подается жидкий кислород под давлением \approx 200 кгс/см² при температуре \approx 110 К. При нагреве температура кислорода проходит через критическую точку $T_{\rm kp.O2}$ =154,6 К и может локально повышаться до 400 К, таким образом, кислород находится в транскритической области при давлении значительно выше критического ($p_{\rm kp.O2}$ =5,043 МПа). В программных пакетах CFD (в частности, в пакете FlowVision) свойства рабочего тела задаются обычно в области нормальных условий. Таким образом, для обеспечения точности расчёта требуется ввести в базу данных программы таблицу стандартных свойств кислорода (Bаргафтик H.E., 1972) в широком диапазоне давлений и температур с требуемой точностью.

К основным факторам, влияющим на вихревую (турбулентную) структуру потока, гидравлическое сопротивление и теплообмен в канале с искусственной шероховатостью, относятся:

- скорость течения рабочего тела и степень турбулентности потока;
- форма завихрителей (шероховатостей);
- загромождение канала ($\varepsilon = h/H$);
- шаг расположения завихрителей.

Основной рассматриваемой характеристикой турбулентного течения в данной задаче является длина зон отрывного течения (зоны «а», «с» на рисунке 1). Этот параметр существенно влияет на турбулизацию пристеночного слоя и на величину теплосъема.

Длина зоны отрывного течения может быть оценена как экспериментально, так и с помощью численного моделирования. Так, в работе (Гольдитик M.A., 1981) приводится теоретическая зависимость дли-

ВЕРИФИКАЦИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРОГРАММЫ FLOWVISION MATEMATИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЯ КРИОГЕННОГО КИСЛОРОДА В КАНАЛЕ С ИСКУССТВЕННОЙ ШЕРОХОВАТОСТЬЮ

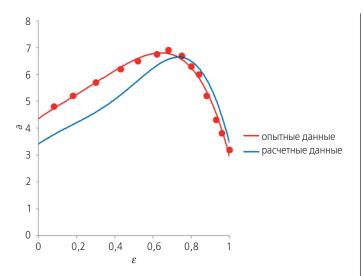


рисунок 2. График зависимости длины зоны отрывного течения от степени загромождения канала (Гольдштик M.A., 1981)

ны зоны отрыва a от степени загромождения канала $\varepsilon = h/H$, а также ее сравнение с обобщенными экспериментальными данными. Графики этих зависимостей представлены на рисунке 2.

Канал тракта охлаждения камеры проектируемого ЖРД выполнен с переменной высотой ребра, степень загромождения сечения изменяется от 0,067 до 0,087, относительный шаг между выступами в соответствии с рекомендациями (Калинин Э.К. и др., 1981)

S/h=13. В критическом сечении камеры, где реализуются максимальные тепловые потоки, ε =0,087, в соответствии с расчетом (Γ ольдитик M.A., 1981) длина зоны отрыва a составляет 4h.

Для выполнения поставленной задачи в пакете FlowVision была создана простая прямая модель канала тракта охлаждения (рисунок 3), аналогичная по геометрии каналу проектируемого ЖРД с ε =0,087. Расчетная область была разбита на конечные объемы с помощью прямоугольной адаптивной сетки с локальным измельчением (рисунок 4).

Заданная начальная равномерная сетка сгущена в области шероховатостей и предположительного места образования крупномасштабного вихря. Также произведена адаптация по поверхности уступов расчетной области.

Общее количество ячеек составляет ~725 тыс.

Картина течения в ямке искусственной шероховатости приведена на рисунке 5. В целом картина течения согласуется с приведенной в работах (*Митрофанова О.В.*, 2010; *Калинин Э.К. и др.*, 1981). За выступом наблюдается крупномасштабный вихрь.

Результаты расчёта показали, что длина области отрывного течения a составила порядка 4h, как и в работе (Гольдитик М.А., 1981). Следует отметить, что длина области a колеблется с амплитудой порядка 0,5h, это согласуется с результатами исследования, проведенного в работе ($Eaton\ J.K.\ et\ al.$, 1980).

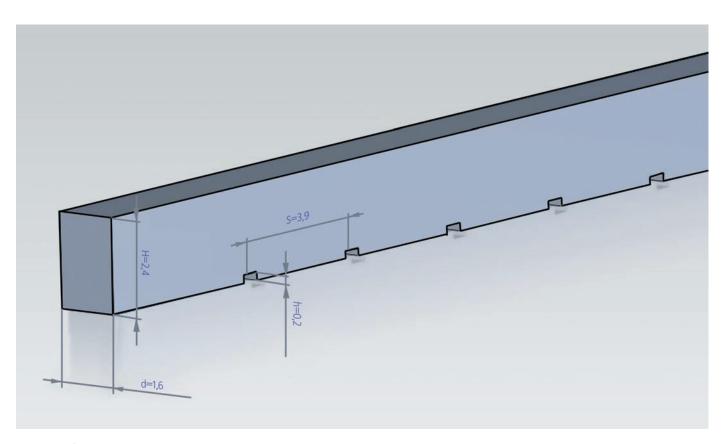


рисунок 3. Геометрия канала

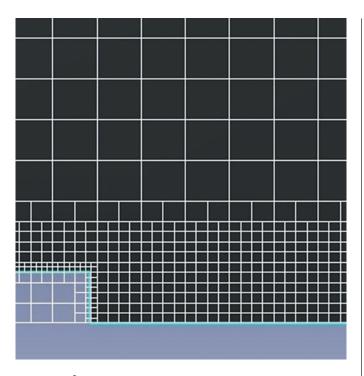


рисунок 4. Расчётная сетка

Было исследовано влияние степени загромождения канала на длину отрывного течения. Результаты представлены на рисунке 6.

Видно, что при увеличении степени загромождения канала увеличивается длина области отрывного течения, однако согласно рисунку 2 зависимость длины зоны отрыва от загромождения канала имеет сложный характер с максимумом при ε =0,68, что может являться предметом дальнейшего исследования характера течения и длины зоны отрыва с учетом изменения степени загромождения в большем диапазоне.

Проведенное моделирование течения кислорода в околокритическом состоянии в канале со степенью

загромождения до 0,4 показало, что параметры турбулентного течения качественно совпадают с результатами моделирования идеальной жидкости. Однако за счет сжимаемости кислорода, а также отличных теплофизических свойств угол наклона кривой для кислорода меньше.

По графику, приведенному на рисунке 6, видно, что при малых ε длина отрывного течения кислорода больше, чем у ИЖ, но с ростом ε картина меняется: длина отрывного течения ИЖ растет быстрее, чем у кислорода. В результате при ε >0,2 размер области завихрения ИЖ становится больше, чем у кислорода.

Такое изменение длины отрывного течения объясняется соответствующим поведением скорости течения жидкости вблизи шероховатости. С одной стороны, несжимаемая идеальная жидкость вблизи шероховатости вынуждена ускоряться сильнее, чем сжимаемый кислород, поскольку сжимаемое вещество компенсирует локальный рост скорости потока увеличением плотности. С другой стороны, при одинаковом є гидравлическое сопротивление тракта охлаждения для кислорода меньше, чем для идеальной жидкости, в результате чего средняя скорость течения кислорода оказывается выше.

Указанные эффекты подтверждаются графиком, приведенным на рисунке 7.

На графике приведены полученные в результате расчета зависимости $V_{\rm B}/V_{\rm H}(\varepsilon)$ для кислорода и идеальной жидкости, где $V_{\rm B}$ — скорость возмущенного потока вблизи шероховатости; $V_{\rm H}$ — скорость невозмущенного потока рабочего тела. Заметим, что при ε <0,2 количественно преобладает второй из приведенных выше эффектов, а при ε >0,2 — первый.

Проведенные исследования показали, что программный комплекс FlowVision позволяет моделировать течение по каналам тракта охлаждения ЖРД как

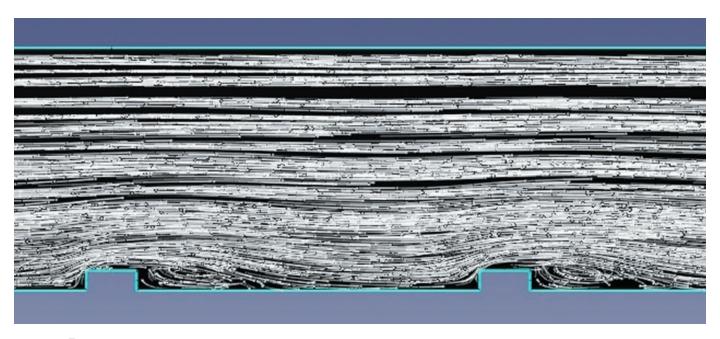


рисунок 5. Структура потока

ВЕРИФИКАЦИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРОГРАММЫ FLOWVISION MATEMATИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЯ КРИОГЕННОГО КИСЛОРОДА В КАНАЛЕ С ИСКУССТВЕННОЙ ШЕРОХОВАТОСТЬЮ

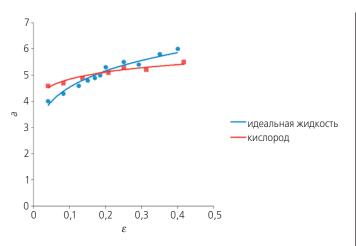


рисунок 6. График зависимости длины зоны отрывного течения от степени загромождения канала

рабочего тела с характеристиками ИЖ, так и криогенного кислорода. Результаты моделирования течения ИЖ совпали с полученными другими авторами расчетными и экспериментальными данными.

Результаты моделирования течения криогенного кислорода показывают, что характер течения сжимаемого и несжимаемого рабочего тела качественно схож, но обладает количественными различиями. Была произведена оценка этих различий и предложено обоснование характера изменения длины отрывного течения после шероховатости.

В дальнейшем необходимо продолжить исследования характеристик течения криогенного кислорода по каналам тракта охлаждения ЖРД, для чего потребуется провести дополнительное моделирование параметров течения, в том числе в более широком диапазоне исходных данных.

Результаты моделирования течения рабочего тела могут быть использованы для последующего исследования влияния турбулизации потока на величину теплосъема.

список литературы

Аверин И.Н., Егоров А.М., Тупицын Н.Н. Особенности построения, экспериментальной отработки и эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-SL комплекса «Морской старт» и пути её дальнейшего совершенствования // Космическая техника и технологии. 2014. № 2. С. 25-45.

Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М: Наука, 1972. 720 с.

Гольдштик М.А. Вихревые потоки. Новосибирск: Наука, 1981. 365 с.

Дрейцер Г.А., Исаев С.А., Лобанов И.Е. Расчёт конвективного теплообмена в трубе с периодическими выступами // Теплофизика высоких температур. 2005. Т. 43, № 2. С. 223-230.

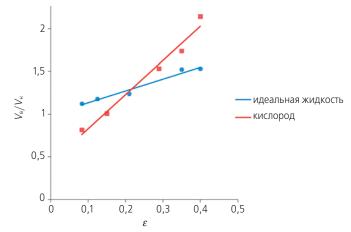


рисунок 7. График зависимости отношения скорости возмущенного потока к скорости невозмущенного потока от степени загромождения канала

Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Ярхо С.А. Интенсификация теплообмена в каналах. М.: Машиностроение, 1981. 205 с.

Катков Р.Э., Лозино-Лозинская И.Г., Мосолов С.В., Смоленцев А.А. и ∂p . Результаты огневых испытаний экспериментальных камер сгорания ЖРД с кислородным охлаждением // Известия РАН. Сер. Энергетика. 2013. № 1. С. 34-43.

Клюева О.Г. Разработка унифицированных компактных пластинчато-ребристых теплообменных аппаратов для жидкостных ракетных двигателей: дис. ... канд. техн. наук. Химки, 2008. 167 с.

Леонтьев А.И., Олимпиев В.В. Теплофизика и теплотехника перспективных интенсификаторов теплообмена // Известия РАН. Сер. Энергетика. 2011. № 1. С. 14-24.

Лупяк Д.С., Лакеев В.Н. Исследования по созданию разгонного блока с повышенными энергомассовыми характеристиками // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 26-29.

Лобанов И.Е. Структура вихревых зон между периодическими поверхностнорасположенными турбулизаторами потока прямоугольного поперечного сечения // Электронный научный журнал «Исследования технических наук». 2012. Т. 2, вып. 4. С. 18-23.

Митрофанова О.В. Гидродинамика и теплообмен закрученных потоков в каналах ядерно-энергетических установок. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. 288 с.

Eaton J.K., Jonston J.P. Turbulent Flow Reattachment: An Experimental Study of the Flow and Structuire Behind a Back-Facing Step / Report MD-39// Dep. of Mechanical Engineering. Stanford Univ. 1980. P. 478-482.

Urbano A., Pizzarelli M., Nasuti F. Numerical analysis of transcritical fluids heating in liquid rocket engine cooling channels // Aerotecnica. 2009. V. 88, № 1/2. P. 54-57.

Статья поступила в редакцию 15.05.2014 г.

УДК 629.785 **4.2015**

НОВАЯ АНТИБЛИКОВАЯ ЭКРАННО-ВАКУУМНАЯ ТЕПЛОВАЯ ИЗОЛЯЦИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

NEW ANTI-GLARE SCREEN-VACUUM THERMAL INSULATION FOR SPACECRAFT

С.В. Алексеев¹,

кандидат технических наук,

nio27@laspace.ru;

S.V. Alekseev

E.K. Иванова¹, *nio27@laspace.ru;*

E.K. Ivanova

И.В. Аксенова¹,

кандидат технических наук,

inter-88@ya.ru;

I.V. Aksenova

E.M. Колесникова¹, *nio27@,laspace.ru;*

E.M. Kolesnikova

B.B. Белокрылова¹, nio27@laspace.ru; V.V. Belokrylova

Е.В. Харитонова¹, *nio27@laspace.ru;*

E.V. Kharitonova

Статья посвящена комплексному исследованию свойств экранно-вакуумной тепловой изоляции (ЭВТИ), изготовленной с применением в качестве облицовочного слоя пленки полиимидной терморегулирующей с электропроводящим покрытием марки ПМТА. Отработана технология изготовления матов ЭВТИ с облицовочным материалом марки ПМТА и применением ленты с липким электропроводящим слоем марки ПМТА-ЛЭ. Подтверждена механическая прочность крепления матов ЭВТИ между собой и к изделиям с помощью текстильной застежки с липким слоем марки НИИКАМ-ТЗЛ. Определено влияние факторов космического пространства и хранения на материалы ПМТА и ПМТА-ЛЭ.

Ключевые слова:

экранно-вакуумная тепловая изоляция; антибликовое покрытие.

Обеспечение эффективной работы космических аппаратов (КА) предъявляет жесткие требования к свойствам материалов, используемых в их конструкции. Критическими элементами, во многом определяющими эффективность работы таких элементов КА, как телескопы и приборы, служащие для регистрации и анализа сконцентрированного телескопами излучения, являются оптические свойства поверхности экранно-вакуумной тепловой изоляции (ЭВТИ), которая является одним из наиболее распространенных и надежных средств пассивного терморегулирования в системе обеспечения теплового режима КА (Сачков М.Е., 2013). ЭВТИ, в свою очередь, состоит из набора экранов (пленочных материалов с высокой отражательной способностью), разделенных прокладками из материалов с низкой теплопроводностью, и облицовочных слоев на внешней и внутренней поверхности. В качестве материалов Key words:

screen-vacuum thermal insulation; anti-glare facing.

наружного облицовочного слоя применяются полиимидные пленки или аримидные и стеклянные ткани (OCT 92-1380-83, 1985). Данные материалы обладают достаточной стойкостью к условиям хранения и эксплуатации, однако не обладают антибликовыми свойствами, обеспечивающими эффективную работу телескопов КА, проводящих дистанционные исследования (Полищук Г.М. и др., 2009; Polishchuk G.M. et al., 2011). Для предотвращения попадания переотраженного солнечного света на звездные датчики и внутрь бленды телескопов, входящих в состав научной аппаратуры КА, необходимо применение в качестве облицовочного слоя матов ЭВТИ материала, удовлетворяющего требованиям, предъявляемым к антибликовым покрытиям по оптическим коэффициентам: поглощательная способность солнечной радиации A_s (не менее 0,9) и полная нормальная степень черноты ε (не менее 0,82). Такие требова-

The article is devoted to the complex study of the properties of the screen-vacuum thermal insulation (SVTI) manufactured using a temperature-control polyimide film with a conductive coating of PMTA type as a facing layer. The technology for the manufacture of mats SVTI with facing material of PMTA type and using a tape with adhesive conductive layer of PMTA-LE type is tested. The mechanical strength of mats SVTI fixation to each other and to the machine by means of textile fastener with adhesive layer of NIICAM-TZL type is confirmed. The influence of space environment and storage factors on materials PMTA and PMTA-LE was defined.

 $^{^1}$ ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

НОВАЯ АНТИБЛИКОВАЯ ЭКРАННО-ВАКУУМНАЯ ТЕПЛОВАЯ ИЗОЛЯЦИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ния по оптическим коэффициентам выдвинуты, например, к поверхности ЭВТИ одного из телескопов КА «СПЕКТР-РГ», который является совместным российско-германским проектом для изучения крупномасштабной структуры Вселенной, а также изучения космологической эволюции сверхмассивных черных дыр во Вселенной в гамма- и рентгеновских спектральных диапазонах (http://hea.iki.rssi.ru/SRG/en/index.php).

Для обеспечения работоспособности телескопов в качестве облицовочного слоя ЭВТИ КА предлагается использовать новый терморегулирующий электропроводящий материал марки ПМТА черного цвета. Этот материал представляет собой полиимидную плёнку с нанесенным на лицевую сторону терморегулирующим электропроводящим покрытием, состоящим из технического углерода и полиимидного связующего, и с алюминиевым слоем A, нанесенным на обратную сторону (A_s на лицевой стороне не менее 0.9; ϵ на лицевой стороне не менее 0.82; ϵ на обратной стороне не более 0.06).

Целью данной работы является отработка технологии изготовления и проведение испытаний по оценке работоспособности в условиях хранения и эксплуатации ЭВТИ, изготовленной с применением новых материалов: пленки ПМТА и ленты с липким электропроводящим слоем ПМТА-ЛЭ.

Оценка и подтверждение работоспособности ЭВТИ проводится по ряду критериев, включающему в себя переходное электрическое сопротивление $R_{\text{пер}}$ через соединительные швы, которое обуславливается устойчивыми электропроводящими связями составных частей ЭВТИ (ОСТ 92-1381-83, 1985). С целью определения влияния способа соединения облицовочного материала, состоящего из нескольких частей, на величину удельного переходного сопротивления были проведены испытания образцов полиимидной пленки марки ПМТА, состоящих из двух частей. Соединение отдельных частей материала проводилось двумя способами.

- 1. Сложение с перехлестом с последующей сшивкой двойной машинной строчкой нитью СВМ-118Т.
- 2. Сложение с перехлестом с последующей ультразвуковой (УЗ) сваркой. Для обеспечения электрического контакта между составными частями соединительные швы проклеивались полиимидной термостойкой лентой с липким электропроводящим слоем марки ПМТА-ЛЭ шириной 50 мм.

Полученные в результате испытаний данные, представленные в таблице 1, показывают, что значения удельного переходного электрического сопротивления частей, скрепленных по обоим предложенным способам с последующей проклейкой швов лентой ПМТА-ЛЭ, на порядок меньше значений для анало-

таблица 1 – Значения удельного переходного электрического сопротивления соединительных швов, полученных различ-
ными методами соединения

наименование показателя		я машинная строчка ейными нитками CBM-118T	У3-сварка с про ПІ		
	без накладки	с накладкой сверху на шов полиимидной липкой ленты ПМТА-ЛЭ	без накладки	с накладкой сверху на шов полиимидной липкой ленты ПМТА-ЛЭ	норма по ТУ
удельное переходное электрическое сопротивление, КОм/□	41,9	6,1	799,9	5,0	не более 1000

таблица 2 – Значения удельного поверхностного электрического сопротивления образцов пленки ПМТА и липкой ленты ПМТА-ЛЭ до и после механического воздействия

	удельное поверхностное электрическое сопротивление, КОм/□		
наименование показателя	полиимидная пленка ПМТА	полиимидная липкая лента ПМТА-ЛЭ	
значение для исходного образца	3,1	18,8	
проводка ребром ластика, 20 раз	3,6	13,7	
сминание материалов с изгибанием, 20 раз	2,4	9,6	
острые перегибы-стрелки, 10 раз	3,6	14,9	
норма по ТУ	не более 1000		

гичных по способу скрепления швов без накладки в виде ленты (испытания проводились согласно требованиям ТУ на ленту марки ПМТА-ЛЭ).

Полученные значения удельного переходного электрического сопротивления не превышают допустимую величину, составляющую $1\cdot10^6$ Ом, что подтверждает возможность применения в качестве способа соединения частей облицовочного материала марки ПМТА как сшивки машинной строчкой, так и УЗ-сварки, однако в любом случае рекомендуется последующая проклейка шва липкой лентой марки ПМТА-ЛЭ.

Причиной возрастания значения поверхностного электрического сопротивления $R_{\text{пов}}$ ЭВТИ, величина которого также нормируется, может быть сам процесс изготовления матов в цехе. Для оценки влияния механического воздействия на поверхностное электрическое сопротивление были проведены испытания образцов новых материалов, подверженных следующим способам воздействия: проводка ребром ластика, сминание материалов с изгибанием и острые перегибы-стрелки.

Полученные в результате испытаний данные, представленные в таблице 2, говорят о том, что материалы марок ПМТА и ПМТА-ЛЭ хорошо сохраняют свои свойства после активных механических воздействий, имитирующих процесс изготовления матов в цехе − величина поверхностного электрического сопротивления подверженных испытаниям образцов не превышает требуемое значение 1000 КОм/□.

Известно, что перед разработчиками материалов ставится задача обеспечения не только требуемых исходных характеристик ЭВТИ, но и сохранение их значений в процессе хранения и эксплуатации. Во время пребывания КА в наземных условиях на него

оказывают действие климатические факторы: влажность окружающей среды, температура и давление атмосферы. Для определения стойкости матов ЭВТИ, изготовленных с применением в качестве облицовочного слоя пленки ПМТА, к воздействию данных факторов были проведены ускоренные климатические испытания (УКИ).

УКИ, имитирующие 3 года и 8 лет хранения, проводились на образцах матов размером 400×400 мм, включающих в себя следующие слои:

- внешний облицовочный слой: пленка полиимидная терморегулирующая марки ПТМА ТУ 2255-009-18420369-2009;
- пленочные экраны (30 слоев): беспылевой материал ЭБК-2M-5 ТУ 2245-012-18420369-2012;
- внутренний облицовочный слой: материал ПМ-1ЭУ-ДА-20 ТУ 2255-21680878-002-2009.

Соединение составных частей облицовочного слоя и проклейка периметра матов осуществлялись с помощью липкой ленты марки ПМТА-ЛЭ.

УКИ проводились в камере влажности по режиму, соответствующему одному году хранения (ГОСТ РВ 20.57.304):

- 1 этап: температура 70°C, влажность не контролируется, выдержка 9 суток;
- 2 этап: температура 30°C, влажность 98%, выдержка 3 суток.

В процессе испытаний отслеживалась динамика воздействия климатических факторов посредством промежуточного контроля образцов по значениям поверхностного и переходного электрического сопротивления и оптических коэффициентов через 36 суток (соответствует трем годам хранения) и через 96 суток (соответствует восьми годам хранения).

таблица 3 — Значения поверхностного и переходного электрического сопротивления и оптических коэффициентов образцов матов в исходном состоянии и после проведения УКИ: образец № 1 — сложение частей облицовочного слоя с перехлестом с последующей УЗ-сваркой и проклейкой липкой лентой; образец № 2 — сложение частей облицовочного слоя с перехлестом и проклейкой липкой лентой

	исходное состояние		через 3 года хранения		через 8 лет хранения		
	образец № 1	образец № 2	образец № 1	образец № 2	образец № 1	образец № 2	норма
R _{пов} по поверхности, КОм	1,7	3,4	1,7	2	3,3	3,5	не более 1000
R _{пер} через клеевой шов, КОм	1,6	3,5	2	3,5	2,9	4,3	не более 1000
A_s	0,95	0,95	0,96	0,96	0,94	0,94	не менее 0,90
3	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	не менее 0,82

НОВАЯ АНТИБЛИКОВАЯ ЭКРАННО-ВАКУУМНАЯ ТЕПЛОВАЯ ИЗОЛЯЦИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Из данных, представленных в таблице 3, можно сделать вывод о том, что применение в качестве облицовочного слоя материалов марок ПМТА и ПМТА-ЛЭ позволяет получить маты ЭВТИ, сохраняющие нормируемые характеристики $R_{\text{пер}}$, A_s и ϵ в пределах заданных интервалов значений после воздействия факторов окружающей среды. При визуальном контроле испытанных образцов отслоений липкой ленты марки ПМТА-ЛЭ по клеевому шву и периметру матов и изменений состояния поверхности матов обнаружено не было. Полученный результат свидетельствует о том, что предложенная клеевая технология изготовления матов с применением пленки ПМТА с помощью липкой ленты ПМТА-ЛЭ позволяет получить ЭВТИ, обладающую стойкостью к воздействию факторов хранения.

Целью проведения вибрационных испытаний была проверка прочности крепления фрагментов матов ЭВТИ, изготовленных с применением новых материалов, к изделию и между собой с помощью текстильной застежки марки НИИКАМ-ТЗЛ при воздействии вибродинамических нагрузок. Испытания образцов матов ЭВТИ проводились согласно программе, разработанной для КА «СПЕКТР-РГ», и соответствовали основным расчетным случаям эксплуатации данного КА. Так как в состав научной аппаратуры КА «СПЕКТР-РГ» включено два зеркальных рентгеновских телескопа: немецкий телескоп eROSITA (основной инструмент миссии, работает в диапазоне энергий 0,5-10 кэВ) и телескоп российского производства ART-XC (дополняет немецкий инструмент в более жестком диапазоне энергий 6–30 кэВ), программа испытаний включала в себя проверку крепления образцов к имитаторам каждого из телескопов (http://hea.iki.rssi.ru/kazan2012/TeX/book.pdf). Образцы матов были установлены на цилиндрическую поверхность имитатора телескопа еROSITA, изготовленного из материала АМГ-6, и на коническую углепластиковую поверхность имитатора телескопа АРТ-ХС. Между собой и к изделию образцы матов крепились с помощью текстильной застежки с липким слоем НИИКАМ-ТЗЛ, снаружи края матов проклеивались липкой лентой марки ПМТА-ЛЭ.

Опытная сборка подвергалась следующим видам испытаний:

- воздействие динамических кратковременных нагрузок (случай «Авиапосадка»);
- воздействие эксплуатационных динамических нагрузок (случай «max nxI»);
- воздействие вибрационных нагрузок по оси Z;
- воздействие вибрационных нагрузок по оси У;
- воздействие вибрационных нагрузок по оси Х.

Визуальный контроль образцов после испытаний показал отсутствие каких-либо нарушений крепления матов к изделию и между собой, целостности матов ЭВТИ, отслоений текстильной застежки от изделия и отслоений ленты марки ПМТА-ЛЭ при креплении матов между собой. Полученный результат подтверждает работоспособность предложенного метода крепления матов ЭВТИ, изготовленных с применением новых материалов, к изделию и между собой.

В процессе функционирования КА подвергается воздействию внешних факторов космической сре-

таблица 4 – Характеристики образцов клеевых соединений пленки ПМТА с лентой ПМТА-ЛЭ до и после термовакуумного и радиационного воздействия

	V. C	облучение, Мрад		термовакуумное	
показатель	исходный образец	500	800	воздействие	норма
прочность шва на сдвиг, кгс/см	2,50	2,67	2,70	1,80	_
прочность шва на расслаивание, кгс/см	0,21	0,04	0,06	0,06	_
A_{s}	0,92	0,94	0,94	0,94	не менее 0,9
3	0,82	0,86	0,84	0,85	не менее 0,82
R _{nep,} Om/□	23	314	158	280	не более 50000

таблица 5 – Характеристики образцов материала марки ПМТА до и после комплексного воздействия

	исходный образец	комплексное воздействие	норма
A_{s}	0,956	0,951	не менее 0,9
3	0,83	0,82	не менее 0,82

ды. В связи с тем, что космический вакуум и ионизирующие излучения могут вызвать необратимые изменения, приводящие к изменению радиационно-оптических характеристик свойств поверхностных слоев ЭВТИ, было определено влияние термовакуумного и радиационного воздействия на свойства образцов клеевых соединений, выполненных из пленки ПМТА и ленты ПМТА-ЛЭ.

Радиационное облучение образцов проводилось на источнике гамма-излучения ⁶⁰Со К-1200000 НИФХИ им. Л.Я. Карпова гамма-квантами со средней энергией квантов 1,25 МэВ при мощности поглощенной дозы 1,0 Мрад/час. Образцы помещали в стабилизационную камеру, после чего производили их предварительную подготовку к испытаниям, включающую откачку камеры, напуск инертного газа и термостабилизацию при 30°С. Поглощенная доза облучения образцов составляла 500 и 800 Мрад.

Термовакуумные испытания проводились в вакуумной камере ($P \ge 5 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст.) при температурах $+150(\pm 2)^{\circ}$ С и $-150(\pm 2)^{\circ}$ С, продолжительность -10 циклов. Цикл включал в себя охлаждение образца до температуры $-150(\pm 2)^{\circ}$ С с выдержкой 10 минут и нагрев до температуры $+150(\pm 2)^{\circ}$ С с выдержкой 10 минут.

Помимо оценки влияния радиационного и термовакуумного воздействия на основные параметры исследуемых материалов (оптические коэффициенты A_s и ϵ и удельное переходное электрическое сопротивление $R_{\text{пер}}$), определялось также изменение прочности клеевых швов на сдвиг и на расслаивание в результате облучения.

В таблице 4 приведены характеристики серии исходных и подверженных радиационному и термовакуумному воздействию образцов клеевых соединений материалов ПМТА с ПМТА-ЛЭ.

Характеристики образцов, подверженных воздействию внешних факторов космического пространства (таблица 4), свидетельствуют о высокой устойчивости контролируемых свойств материалов марок ПМТА и ПМТА-ЛЭ ($R_{\text{пер}}$, A_{s} , ϵ) как к термовакуумному воздействию, так и к радиационному облучению.

С целью оценки влияния комплексного воздействия факторов хранения и факторов космического пространства на оптические характеристики материала марки ПМТА были проведены испытания образцов данного материала по следующему режиму:

 ускоренные климатические испытания, имитирующие 5 лет хранения в условиях отапливаемого помещения;

- термоциклирование при температуре –170°C... +20°C, 20 циклов;
- совместное воздействие электронного и протонного облучения для орбиты эксплуатации КА «СПЕКТР-РГ».

Значения оптических коэффициентов A_s и ϵ после комплексного воздействия остаются в пределах заданных норм (таблица 5), что подтверждает возможность применения материала ПМТА в качестве облицовочного слоя ЭВТИ КА.

заключение

В результате проделанной работы получены экспериментальные данные, подтверждающие работоспособность матов ЭВТИ, облицовочным слоем которой является полиимидная пленка марки ПМТА. Оптические и электрические параметры материалов марок ПМТА и ПМТА-ЛЭ после различного рода испытаний соответствуют предъявляемым к ним требованиям. На основании полученных результатов можно рекомендовать данные материалы в качестве облицовочного слоя ЭВТИ элементов КА, поверхность которых должна соответствовать требованиям, предъявляемым к антибликовым покрытиям.

список литературы

Сачков М.Е. Ультрафиолетовые обсерватории будущего // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3 (19) С. 16-20.

OCT 92-1380-83 Изоляция тепловая экранновакуумная. Марки и технические условия, введен 01.01.1985 г.

ОСТ 92-1381-83 Изоляция тепловая экранновакуумная. Типовые технологические процессы, введен 01.01.1985 г.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические модули комплекса «ФОБОС-ГРУНТ» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-7.

Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., Efanov V.V., Martynov M.B. Space modules of PHOBOS-GRUNT complex for prospective interplanetary stations // Solar System Research. 2011. Vol. 45, № 7. P. 589-592.

URL: http://hea.iki.rssi.ru/SRG/en/index.php (дата обращения: 20.11.2014).

URL: http://hea.iki.rssi.ru/kazan2012/TeX/book.pdf (дата обращения: 20.11.2014).

Статья поступила в редакцию 10.03.2015 г.

КВАЗИОПТИМАЛЬНЫЕ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА К ЮПИТЕРУ С ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬЮ ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ У ЗЕМЛИ

QUASIOPTIMAL FLIGHT TRAJECTORIES TO JUPITER WITH THE SEQUENCE OF NEAR-THE-EARTH GRAVITY-ASSIST MANEUVERS



M.C. Константинов¹, профессор, доктор технических наук, mkonst@bk.ru;
M.S. Konstantinov



Мин Тейн¹, докторант, кандидат технических наук, minnntheino@gmail.com; **Min Thein**

Рассматривается использование электроракетной двигательной установки с последовательностью гравитационных маневров у Земли для увеличения массы космического аппарата, доставляемого в окрестность Юпитера. Задача оптимизации траектории перелета космического аппарата формализуется с помощью принципа максимума Понтрягина. Решение полученной краевой задачи представляет наибольшую сложность. Предложен подход для преодоления этой сложности, связанный с введением вспомогательной задачи и отказом от сквозной оптимизации траектории полета космического аппарата.

Ключевые слова: космический аппарат; электроракетная двигательная установка; Юпитер; оптимизация траектории полета; гравитационный маневр; условия трансверсальности.

The use of electric propulsion with the sequence of near-the-Earth gravity-assist maneuvers is overviewed in order to increase the spacecraft mass delivered into the vicinity of Jupiter. The spacecraft flight trajectory optimization is formulated by using the Pontryagin's maximum principle. The main difficulty is to solve this boundary value problem. An approach is proposed to overcome this difficulty by introducing the auxiliary problem and by refusing from the end to end optimization of the spacecraft flight trajectory.

Key words: spacecraft; electric propulsion; Jupiter; fight trajectory optimization; gravity-assist maneuver; transversality conditions.

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

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

введение

Реализация полета космического аппарата (КА) к Юпитеру является энергетически трудной проблемой. Характеристическая скорость такого маневра велика (Константинов М.С., Мин Тейн. Оптимизация..., 2013), при этом даже использование многоступенчатых разгонных блоков не дает возможности доставлять к Юпитеру космический аппарат достаточно большой массы. В данной работе анализируется возможность использования электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) и двух гравитационных маневров у Земли на траектории перелета для увеличения массы КА, доставляемого в окрестность Юпитера.

Задача оптимизации траектории перелета КА с ЭРДУ при использовании двух гравитационных маневров у Земли формулируется с помощью принципа максимума Понтрягина. При этом задача оптимального управления сводится к четырехточечной краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Решение этой краевой задачи представляет наибольшую сложность, в данной работе предлагается подход для ее преодоления.

Анализируется транспортная космическая система, которая базируется на ракете-носителе «Ангара А5», химическом разгонном блоке (ХРБ) «КВТК» (Официальный сайт ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева») и ЭРДУ с входной электрической мощностью 50 кВт. Приводятся характеристики траектории оптимизируемого маршрута.

1. Общая схема полета

Предполагается, что ракета-носитель «Ангара А5» выводит орбитальный блок в составе XPБ «КВТК» и КА на низкую околоземную орбиту с космодрома Плесецк. Химический разгонный блок «КВТК» обеспечивает старт КА с этой орбиты и выход на гиперболическую траекторию отлета от Земли. После выхода на гиперболическую траекторию отлета от Земли ХРБ отделяется от КА. На всех гелиоцентрических участках траектории ЭРДУ используется как маршевая двигательная установка КА. Таких участков в анализируемом случае три: Земля – Земля; Земля – Земля и Земля – Юпитер. На первом и втором гелиоцентрических участках ЭРДУ обеспечивает попадание КА в окрестность Земли с достаточно большой величиной гиперболического избытка скорости для осуществления двух гравитационных маневров у Земли. На третьем гелиоцентрическом участке ЭРДУ обеспечивает «нулевую стыковку» КА с Юпитером (уравнивает гелиоцентрические скорости КА и Юпитера). Таким образом, реализуется маршрут: Земля – Земля – Земля – Юпитер.

2. Математическая модель для анализа траектории перелета КА с ЭРДУ

Математическая модель, описывающая движение КА с ЭРДУ, использует следующие основные допущения: величина тяги и удельного импульса ЭРДУ постоянны на всех участках работы ЭРДУ; на направление вектора тяги ЭРДУ ограничений не накладывается; используются допущения метода точечных сфер действия; гравитационные поля Солнца и планет считаются центральными ньютоновскими. Уравнения движения КА с ЭРДУ в гравитационном поле Солнца имеют вид

$$\dot{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} \mathbf{V} \\ -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + \frac{\delta T}{m} \mathbf{u} \\ -\frac{\delta T}{w} \end{bmatrix}.$$
 (1)

В уравнении (1)
$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \mathbf{r} & \mathbf{V} & m \end{bmatrix}^T$$
, $\mathbf{r} = \begin{bmatrix} x & y & z \end{bmatrix}^T$, $\mathbf{V} = \begin{bmatrix} v_x & v_y & v_z \end{bmatrix}^T$,

где Х – вектор фазового состояния КА;

 μ – гравитационный параметр Солнца;

T – величина тяги ЭРДУ;

m – масса KA;

w – скорость истечения ЭРДУ;

 \mathbf{u} – орт вектора тяги ЭРДУ;

r – радиус-вектор KA;

V – вектор гелиоцентрической скорости КА;

 δ – функция включения-выключения двигателя.

На траектории перелета КА с ЭРДУ используются два пассивных гравитационных маневра у Земли. Предполагается, что движение КА в сфере действия Земли при гравитационном маневре происходит с выключенной ЭРДУ. В рамках метода грависфер нулевой протяженности (Константинов М.С. и др., 1989) в результате пассивного гравитационного маневра происходит мгновенное изменение вектора гелиоцентрической скорости КА, эквивалентное развороту вектора гиперболического избытка скорости на некоторый угол, ограниченный сверху минимально допустимой высотой пролета планеты. Схема поворота вектора гиперболического избытка скорости при пассивном гравитационном маневре представлена на рисунке 1.

Угол между векторами подлетного \mathbf{V}_{∞}^- и отлетного \mathbf{V}_{∞}^+ гиперболического избытка скорости при гравитационном маневре определяется соотношением

$$\beta = 2 \arcsin \frac{1}{1 + \frac{r_p V_{\infty}^2}{\mu_{pl}}},$$

КВАЗИОПТИМАЛЬНЫЕ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА К ЮПИТЕРУ С ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬЮ ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ У ЗЕМЛИ

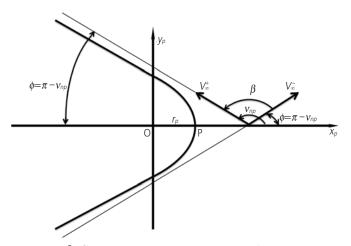


рисунок 1. Схема поворота вектора гиперболического избытка скорости при пассивном гравитационном маневре

где r_p – радиус перицентра пролетной планетоцен-

 $V_{\infty} = \left| \mathbf{V}_{\infty}^{-} \right| = \left| \mathbf{V}_{\infty}^{+} \right|$ — величина гиперболического избытка скорости;

 μ_{pl} – гравитационный параметр планеты.

Так как радиус пролета Земли ограничен некоторым минимально допустимым значением r_{pmin} , то угол поворота вектора гиперболического избытка скорости не может быть больше некоторого β_{max} . В данной работе рассматривается гравитационный маневр с пролетом Земли на минимальном удалении r_{pmin}

3. Формулировка задачи оптимизации траектории КА с ЭРДУ при использовании двух гравитационных маневров у Земли

Задача оптимизации траектории перелета КА с ЭРДУ к Юпитеру при использовании двух гравитационных маневров у Земли формулируется с помощью принципа максимума Понтрягина. Гамильтониан задачи оптимального управления имеет вид

$$H = \lambda_r^T \mathbf{V} + \lambda_V^T \left[-\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + \frac{\delta T}{m} \mathbf{u} \right] - \lambda_m \frac{\delta T}{w}, \tag{2}$$

где $\lambda_r = [\lambda_x \ \lambda_y \ \lambda_z]$ – вектор сопряженных переменных к радиусу вектору КА;

 $\lambda_{V} = [\lambda_{vx} \ \lambda_{vy} \ \lambda_{vz}]$ – вектор сопряженных переменных к вектору скорости (ниже будем использовать термин «базис-вектор»);

 λ_{m} — сопряженная переменная к массе КА. Индекс «Т» используется для обозначения операции транспонирования.

Из условия максимума гамильтониана можно утверждать, что частная производная гамильтониана по вектору управления направлением тяги равняется нулю. При этом орт вектора тяги

$$\mathbf{u} = \frac{\lambda_V}{\lambda_V}.\tag{3}$$

Используя (3), перепишем гамильтониан в следуюшем виде:

$$H = \lambda_r^T \mathbf{V} + \lambda_V^T \left[-\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} \right] + \delta ST.$$
 (4)

В уравнении (4) $S = \frac{\lambda_V}{m} - \frac{\lambda_m}{w}$ — функция переключения двигателя. Дифференциальные уравнения оптимального движения КА имеют вид

$$\dot{\mathbf{X}} = \frac{\partial H}{\partial \lambda}; \dot{\lambda} = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{X}}.$$

В качестве критерия оптимальности рассматривается масса КА, доставляемая в окрестность Юпитера. Вектор начальных условий для анализа гелиоцентрической траектории полета

$$\mathbf{X}(to) = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_{E}(to) \\ \mathbf{V}_{E}(to) + \mathbf{V}_{\infty o}^{+} \frac{\lambda_{vo}}{\lambda_{vo}} \\ m_{o} \end{bmatrix},$$

где $\mathbf{r}_{E}(to)$ и $\mathbf{V}_{E}(to)$ – радиус-вектор и вектор скорости Земли в момент старта КА;

 $\mathbf{V}_{\scriptscriptstyle{\infty}0}^{^{+}}$ – гиперболический избыток скорости при старте;

 $rac{\pmb{\lambda}_{vo}}{\pmb{\lambda}_{vo}}$ — орт базис-вектора в начальный момент времени;

 m_o – масса КА после отделения ХРБ.

На рисунке 2 представлена схема изменения базисвектора при гравитационном маневре при минимальной высоте пролета планеты. Базис-вектор рассматривается в виде суммы двух компонент. Одна компонента направлена вдоль вектора гиперболического избытка скорости (назовем её коллинеарной компонентой $\lambda_{V}^{"}$), вторая перпендикулярна вектору гиперболического избытка скорости (назовем её перпендикулярной компонентой λ_V^{\perp}). Условия оптимальности гравитационного маневра дают соотношения, связывающие компоненты базис-вектора до и после гравитационного маневра. Оказывается, что перпендикулярная компонента базис-вектора не меняет свою величину и всегда направлена в сторону гравитационного центра: $\lambda_{V-}^{\perp} = \lambda_{V+}^{\perp}$.

Величина коллинеарной компоненты базис-вектора при гравитационном маневре изменяется. Справедливо следующее равенство:

$$\lambda_{V+}^{\prime\prime} = \lambda_{V-}^{\prime\prime} + 2A\lambda_{V-}^{\perp},$$

где
$$A = \frac{2}{\mathrm{tg}\varphi} \frac{{V_{_{\infty}}^{^{-2}}}}{v_{_{p}}^{^{2}} + {V_{_{\infty}}^{^{-2}}}}; \mathrm{tg}\varphi = \frac{\sqrt{1 - \mathrm{cos}^{2}\varphi}}{\mathrm{cos}\,\varphi}; \mathrm{cos}\,\varphi = \frac{v_{_{p}}^{^{2}}}{v_{_{p}}^{^{2}} + {V_{_{\infty}}^{^{-2}}}}$$

и
$$v_p^2 = \frac{\mu_{pl}}{r_{p\min}}$$
.

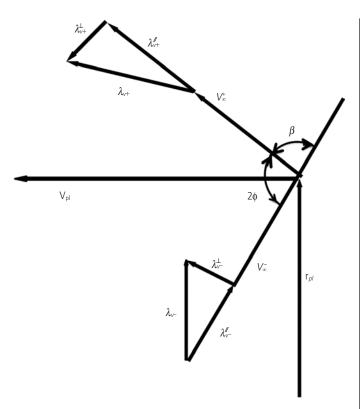


рисунок 2. Схема изменения базис-вектора при гравитационном маневре с минимальной высотой пролета

Так как при гравитационном маневре масса КА не меняется, сопряженная к массе переменная также не изменяет своей величины. Краевые условия для анализируемой проблемы включают условия в точках гравитационных маневров и в конечной точке траектории перелета. В качестве краевых условий в точках гравитационных маневров рассматриваются следующие (Петухов В.Г., 2013; Casalino L. et al. Optimization of $\Delta V..., 1998$; Casalino L. et al. Optimization Procedure..., 1998; Константинов М.С., Орлов А.А., 2013):

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}_{Ei} - \mathbf{r}_{sci} \\ V_{\infty i}^{-} - V_{\infty i}^{+} \\ \beta_{\max i} - \beta_{i} \\ \boldsymbol{\lambda}_{Vi-}^{T} \begin{bmatrix} \mathbf{V}_{\infty i}^{-} \times \mathbf{V}_{\infty i}^{+} \\ \mathbf{V}_{\infty i}^{-} \times \mathbf{V}_{\infty i}^{+} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{\lambda}_{Vi-}^{\perp} - \lambda_{Vi-}^{\perp} - \lambda_{Vi-}^{\perp} \\ \boldsymbol{\lambda}_{Vi-}^{\parallel} - \lambda_{Vi-}^{\parallel} - 2A_{i}\lambda_{Vi-}^{\perp} \\ \boldsymbol{\lambda}_{Vi-}^{T} - \mathbf{V}_{\infty i}^{-} - \boldsymbol{\lambda}_{ri-}^{T} \mathbf{V}_{\infty i}^{-} \end{bmatrix} = 0.$$
 (5)

В уравнении (5) индекс і принимает значения 1 и 2 (он соответствует номеру гравитационного маневра). Векторное произведение обозначено квадратными скобками и крестом. Коллинеарные компоненты подлетного (λ''_{Vi-} с индексом «—») и отлетного (λ''_{Vi+} с индексом «+») базис-вектора, перпендикулярные компоненты базис-вектора λ_{Vi-}^{\perp} , λ_{Vi+}^{\perp} можно найти так

$$\begin{split} & \boldsymbol{\lambda}_{Vi+}^{\perp} = \boldsymbol{\lambda}_{Vi\pm} \mathbf{e}_{\pm}^{\perp}, \ \, \boldsymbol{\lambda}_{Vi+}^{\prime\prime} = \boldsymbol{\lambda}_{Vi\pm} \mathbf{e}_{\pm}^{\prime\prime}, \\ \text{где } & \mathbf{e}_{\pm}^{\prime\prime} = \frac{\mathbf{V}_{\infty i}^{\pm}}{\left|\mathbf{V}_{\infty i}^{\pm}\right|}, \quad \mathbf{e}^{b} = \frac{\mathbf{V}_{\infty i}^{-} \times \mathbf{V}_{\infty i}^{+}}{\left|\mathbf{V}_{\infty i}^{-} \times \mathbf{V}_{\infty i}^{+}\right|}, \quad \mathbf{e}_{\pm}^{\perp} = \frac{\mathbf{e}^{b} \times \mathbf{V}_{\infty i}^{+}}{\left|\mathbf{e}^{b} \times \mathbf{V}_{\infty i}^{+}\right|}. \end{split}$$

Двадцать скалярных равенств, входящих в (5), следует рассматривать как двадцать краевых условий в точках гравитационных маневров у Земли.

При подлете к планете назначения необходимо удовлетворить условия нулевой стыковки КА с Юпитером. Масса КА при подлете к Юпитеру (конечная масса) максимизируется. Из условий оптимальности следует, что сопряженная к массе переменная в конечной точке должна быть неотрицательна. Учитывая однородность сопряженной системы, примем её равной единице (Marec J.P., 1979). При этом краевые условия в конечной точке траектории можно представить в виде

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}_{sc}(Tf) - \mathbf{r}_{j}(Tf) \\ \mathbf{V}_{sc}(Tf) - \mathbf{V}_{j}(Tf) \\ \lambda_{m}(Tf) - 1 \end{bmatrix} = 0,$$
 (6)

где $\mathbf{r}_{sc}(Tf)$ – радиус-вектор KA в момент подлета KA к Юпитеру;

 $\mathbf{r}_i(Tf)$ – радиус-вектор Юпитера;

 $\mathbf{V}_{sc}(\mathit{Tf})$ – вектор гелиоцентрической скорости КА;

 $\mathbf{V}_{i}(Tf)$ – вектор скорости Юпитера в этот же момент времени.

Таким образом, полный набор краевых условий рассматриваемой задачи есть совокупность векторных равенств (5) и (6). Они содержат 27 скалярных условий типа равенства. Неизвестными выбираемыми параметрами краевой задачи можно рассматривать следующие 27 параметров: сопряженные переменные в начальной точке гелиоцентрического перелета λ_{r0} , λ_{V0} , λ_{m0} даты выполнения гравитационных маневров, сопряженные переменные и векторы гиперболического избытка скорости после гравитационного маневра t_{pi} , λ_{ri+} , λ_{Vi+} , $\mathbf{V}_{\infty i}^+$ (i=1, 2).

Трудоемкость (сложность) поиска решения сформулированной четырехточечной краевой задачи обусловлена следующими обстоятельствами:

- высокой размерностью краевой задачи (её порядок равен 27);
- разнородностью существа выбираемых 27 параметров;
- существованием большого числа локальных решений (многоэкстремальностью).

Перечисленные трудности заставили нас отказаться от решения сформулированной проблемы сквозной оптимизации. В настоящей работе предлагается пренебречь некоторыми из сформулированных условий оптимальности. Имея это в виду, мы назвали получаемое нами решение квазиоптимальным, что нашло отражение в названии работы. Из перечисленных условий оптимальности откажемся:

КВАЗИОПТИМАЛЬНЫЕ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА К ЮПИТЕРУ С ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬЮ ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ У ЗЕМЛИ

- от условий оптимальности даты гравитационных маневров (эти даты находятся из решения описанной ниже вспомогательной задачи);
- от условий связи компонент базис-вектора при гравитационном маневре. Базис-вектор после гравитационного маневра будем рассматривать как независимый выбираемый параметр для анализа и оптимизации следующего гелиоцентрического перелета.

Кроме дат гравитационных маневров, будем фиксировать векторы гиперболического избытка скоростей после каждого гравитационного маневра (они тоже будут находиться из решения вспомогательной задачи).

4. Вспомогательная задача. Оптимизация импульсного перелета Земля – Земля – Юпитер

Рассматривается вспомогательная задача оптимизации импульсного перелета по маршруту Земля — Земля — Юпитер. В задаче не анализируется участок гелиоцентрической траектории от старта КА от Земли до первого гравитационного маневра. Исследуется только заключительная часть маршрута КА: Земля (первый гравитационный маневр) — Земля (второй гравитационный маневр) — Юпитер. Рассматривается возможность использования на перелете дополнительных импульсов скорости на гелиоцентрических участках перелета (импульсы в «глубоком космосе» — deep space maneuver) и импульса скорости при втором гравитационном маневре у Земли.

На рисунке 3 показана схема полета, рассматриваемая во вспомогательной задаче. Здесь: T_1 , T_2 , T_f — даты первого и второго гравитационных маневров и дата подлета КА к Юпитеру; t_{dsm1} , t_{dsm2} — даты импульсов скорости в «глубоком космосе».

В верхней строке рисунка показаны векторы гиперболических избытков скорости при отлете от Земли после гравитационных маневров $\mathbf{V}_{\infty 1}^+$, $\mathbf{V}_{\infty 2}^+$ (они являются выбираемыми характеристиками вспомогательной задачи, как и перечисленные выше даты); $\Delta \mathbf{V}_{dsm1}, \Delta \mathbf{V}_{dsm2}$ – векторы импульсов скорости в глубоком космосе.

В качестве критерия оптимальности рассматривается сумма величин (Константинов М.С., Мин Тейн. Анализ..., 2013): гиперболического избытка скорости при отлете от Земли (после первого гравитационного маневра); гиперболического избытка скорости при подлете к Юпитеру; импульсов скорости в глубоком космосе; импульса скорости при гравитационном маневре у Земли

$$f(\mathbf{Y}) = \left| \mathbf{V}_{\infty 1}^{+} \right| + \left| \Delta \mathbf{V}_{dsml} \right| + \Delta V_{gr} + \left| \Delta \mathbf{V}_{dsml} \right| + \left| \mathbf{V}_{\infty}^{-} \right|.$$

Выбираемые характеристики \mathbf{Y} : дата подлета к Юпитеру; время перелета между планетами в рассматриваемом маршруте; даты осуществления импульсов скорости в глубоком космосе и компоненты обоих векторов гиперболических избытков скорости отлета от Земли $\mathbf{V}_{\infty 1}^+, \mathbf{V}_{\infty 2}^+$.

Отметим, что в дальнейшем мы будем использовать только те решения вспомогательной задачи, в которых импульс скорости при втором гравитационном маневре у Земли практически равен нулю.

Рассматриваемая задача сводится к задаче безусловной минимизации. Единственной сложностью этой задачи является существование множества локальных экстремумов. В таблице 1 приведены полученные при решении вспомогательной задачи основные характеристики самой лучшей по выбранному критерию траектории перелета Земля — Земля — Юпитер.

На рисунке 4 представлена полученная траектория перелета Земля — Земля — Юпитер в пространстве.

5. Оптимизация траектории перелета КА с ЭРДУ

Из полученного решения вспомогательной задачи используем даты обоих гравитационных маневров и векторы гиперболических избытков скорости после гравитационных маневров. Оптимизация каждого из трех гелиоцентрических участков рассматриваемого маршрута Земля — Земля — Юпитер проводится отдельно. Формулировки задач оптимизации траектории несколько различны для разных участков.

Для первого участка величина гиперболического избытка скорости при старте от Земли оптимизиру-

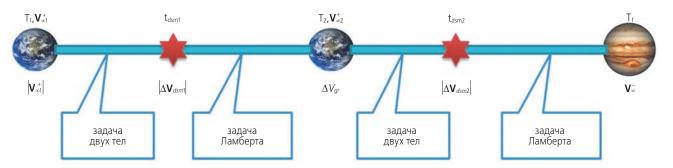


рисунок 3. Иллюстрация к формулировке вспомогательной задачи оптимизации траектории перелета Земля – Земля – Юпитер

таблица 1 — Основные характеристики траектории перелета Земля — Земля — Юпитер для вспомогательной задачи

	1	
дата старта		21.07.2020
модуль вектора гиперболического избытка скорости при старте от Земли	м/с	5159.318
вектор гиперболического избытка скорости при старте от Земли	м/с	4520.31 2487.02 3.56
дата выполнения первого дополнительного импульса		18.08.2021
модуль вектора первого дополнительного импульса	м/с	564.98
вектор первого дополнительного импульса	м/с	443.05 350.59 1.20
время перелета Земля – Земля	сутки	680.197
дата подлета к Земле для гравитационного маневра		03.06.2022
модуль вектора гиперболического избытка скорости после гравитационного маневра у Земли	м/с	9068.14
вектор гиперболического избытка скорости после гравитационного маневра у Земли	м/с	9037.79 -420.45 610.54
дата выполнения второго дополнительного импульса		28.06.2024
модуль вектора второго дополнительного импульса	м/с	895.65
вектор второго дополнительного импульса	м/с	-0.803.29 358.55 -168.39
время перелета Земля – Юпитер	сутки	996.24
дата подлета к Юпитеру		24.02.2025
вектора гиперболического избытка скорости при подлете к Юпитеру	м/с	4789.30 -1.065.59 -0.561.54
модуль вектора гиперболического избытка скорости при подлете к Юпитеру	м/с	4938.44
суммарное время перелета	сутки	1678.54

ются перебором, а время перелета до первого гравитационного маневра выбрано равным 1 году. Направление гиперболического избытка скорости, как и закон управления движением на первом гелиоцентрическом перелете Земля — Земля, оптимизируется. При этом условия подлета к Земле для первого гравитационного маневра выбираются так, чтобы за счет гравитационного маневра можно было обеспечить вектор гиперболического избытка скорости при отлете от Земли, найденный во вспомогательной задаче.

Для обоих участков гелиоцентрической траектории Земля — Земля в конце траектории рассматриваются следующие краевые условия:

- положение КА совпадает с положением Земли;
- модуль вектора гиперболического избытка скорости при подлете к Земле равен модулю вектора гиперболического избытка скорости после пролета Земли;
- базис-вектор при подлете к Земле принадлежит плоскости гиперболы пролета;

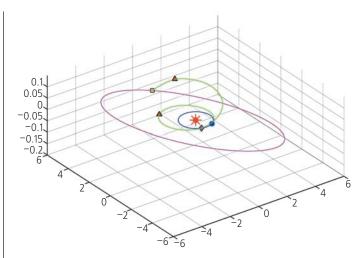


рисунок 4. Траектория перелета Земля – Земля – Юпитер

 угол между асимптотами гиперболы равен максимально допустимому углу между асимптотами гиперболы.

При выборе гелиоцентрической траектории Земля — Юпитер обеспечивается «нулевая стыковка», при этом время перелета перебирается.

Исходные данные для оптимизации рассматриваемых схем перелёта:

- масса орбитального блока в составе XPБ «КВТК» и КА на базовой околоземной орбите – 24235 кг;
- высота базовой околоземной круговой орбиты 180 км;
- конечная масса XPБ «КВТК» 3330 кг;
- удельный импульс двигательной установки XPБ «КВТК» – 470 с;
- удельный импульс маршевой ЭРДУ 50 км/с;
- тяга маршевой ЭРДУ КА 1.6 Н (такая тяга обеспечивается входной электрической мощностью 50 кВт при КПД ЭРДУ 0.8);
- минимальная высота пролёта Земли при гравитационном маневре 400 км.

В таблице 2 приведены полученные массовые характеристики траектории перелета Земля — Земля — Земля — Опитер КА с ЭРДУ. Из таблицы видно, что оптимальное значение гиперболического избытка скорости примерно равно 1 км/с. Максимальная масса КА при подлете к Юпитеру составляет 7121 кг.

Полученная квазиоптимальная траектория показана на рисунке 5. Дата старта 22 июля 2019 года (положение Земли в этот момент показано синим кружком). На первом гелиоцентрическом участке траектории Земля — Земля есть четыре активных участка (показаны красным), разделенных тремя пассивными участками. КА встречается с Землей для первого гравитационного маневра 22 июля 2020 года. На гелиоцентрическом перелете между гравитационными маневрами у Земли существует только один активный участок, расположенный примерно в середине этого перелета. КА снова встречается с Землей для второго

КВАЗИОПТИМАЛЬНЫЕ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА К ЮПИТЕРУ С ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬЮ ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ У ЗЕМЛИ

таблица 2 – Массовые характеристики траектории перелета Земля – Земля – Земля – Юпитер с ЭРДУ

гиперболический избыток скорости при отлете от Земли, м/с	800	900	1000	1100	1200
масса КА в начале гелиоцентрической траектории, кг	8617.36	8597.44	8575.26	8550.81	8524.11
требуемая масса топлива на первом участке Земля – Земля, кг	533.65	506.27	480.67	456.62	433.9
требуемая масса топлива на втором участке Земля – Земля, кг	92	92.09	92.13	92.13	91.38
требуемая масса топлива на участке Земля – Юпитер, кг	880.12	880.94	881.31	881.27	880.91
доставляемая масса КА в окрестность Юпитера, кг	7111.55	7118.14	7121.14	7120.09	7117.91

гравитационного маневра 3 июня 2022 года (положение Земли в этот момент обозначено синим треугольником). После второго гравитационного маневра у Земли КА перелетает к Юпитеру. На гелиоцентрическом участке Земля — Юпитер существует только один активный участок в конце траектории перелета. Он обеспечивает «нулевую стыковку» с Юпитером. КА встречается с Юпитером 5 июля 2025 года (положение Юпитера в этот момент обозначено фиолетовым кружком). Масса КА в этот момент 7121 кг. Суммарное время выполнения всего маршрута полета к Юпитеру составляет 2175 суток (5.95 года).

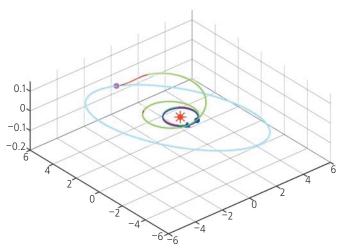


рисунок 5. Гелиоцентрическая траектория Земля — Земля — Юпитер

заключение

Предложен подход, позволяющий преодолеть сложность решения четырехточечной краевой задачи при оптимизации траектории перелета КА с ЭРДУ к Юпитеру при использовании двух гравитационных маневров у Земли. Подход основан на использовании решения вспомогательной задачи импульсного перелета, отказе от сквозной оптимизации, от выполнения некоторых условий оптимальности. Полученное решение названо квазиоптимальным.

Показано, что при использовании транспортной космической системы на базе РН «Ангара А5», ХРБ «КВТК» и ЭРДУ с входной электрической мощностью 50 кВт при выполнении двух гравитационных маневров у Земли в окрестность Юпитера можно доставить КА массой 7121 кг. Такая большая масса по-

зволяет надеяться, что полученное решение близко к оптимальному.

Представлены результаты анализа характеристик квазиоптимальной траектории полета к Юпитеру для КА с ЭРДУ при использовании двух гравитационных маневров у Земли при полном времени реализации маршрута, равном 5.95 года.

список литературы

Константинов М.С., Каменков Е.Ф., Перелыгин Б.П., Безвербый В.К. Механика космического полета / Под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1989. 407 с.

Константинов М.С., Мин Тейн. Анализ сложных схем полета к Юпитеру с использованием гравитационных маневров и импульсов скорости в глубоком космосе // Тезисы докладов 10-й Международной конференции «Авиация и Космонавтика — 2013». М., 2013. С. 256-258.

Константинов М.С., Мин Тейн. Оптимизация прямых полетов к Юпитеру с ядерной электроракетной двигательной установкой // Вестник МАИ. 2013. Т. 20, № 5. С. 22-32.

Константинов М.С., Орлов А.А. Оптимизация траектории перелёта космического аппарата с малой тягой для исследования Юпитера с использованием гравитационного манёвра у Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5 (21). С. 42-46.

Oфициальный сайт ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева». URL: http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44 (дата обращения: 03.12.2014).

Петухов В.Г. Оптимизация траекторий космических аппаратов с электроракетными двигательными установками методом продолжения: дис. ... докт. техн. наук: 05.07.09. Защищена 24.10.2013: утв. 14.04.2014. М.: МАИ, 2013. 221 с.

Casalino L., Colasurdo G., Pastrone D. Optimization of ΔV Earth-Gravity- Assists trajectories // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. November–December 1998. V. 21, № 6. P. 991-995.

Casalino L., Colasurdo G., Pastrone D. Optimization Procedure for Preliminary Design of Opposition-Class Mars Missions // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. January–February 1998. V. 21, № 1. P. 134-140.

Marec J.P. Optimal space trajectories. S.l.: Elsevier scientific publishing company, 1979. 329 p.

Статья поступила в редакцию 05.03.2015 г.

УДК 629.78 4.2015

НЕБЕСНО-МЕХАНИЧЕСКАЯ ИНТЕРПРЕТАЦИЯ ЗАПРОСНЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ РАДИАЛЬНОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАУЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

CELESTIAL-MECHANICAL INTERPRETATION OF THE TWO-WAY RADIO **MEASUREMENTS OF RADIAL VELOCITY OF SPACECRAFT** FOR SCIENTIFIC APPLICATIONS

С.В. Комовкин¹,

komovkin@laspace.ru;

С.М. Лавренов²,

А.Г. Тучин³,

аспирант,

профессор, кандидат технических наук, slavrenov@hse.ru;

доктор физико-математических наук, tag@kiam1.rssi.ru;

S.V. Komovkin

S.M. Lavrenov

A.G. Tuchin

Д.А. Тучин³,

кандидат физико-математических наук, den@kiam1.rssi.ru;

D.A. Tuchin

В.С. Ярошевский³, кандидат физико-математических наук,

yarosh@keldysh.ru;

V.S. Yaroshevsky

В статье рассмотрена модель запросных измерений радиальной скорости на основе эффекта Доплера. Приведены соотношения для мгновенного значения приращения дальности на момент измерения и радиальной скорости на середину мерного интервала. Рассмотрена компенсация методической ошибки интерпретации запросных доплеровских измерений.

Ключевые слова: радиотехнические измерения; эффект Доплера; небесно-механическая интерпретация;

запросные доплеровские измерения.

The article describes a model of the two-way of measurements of radial velocity based on the Doppler effect. The relations are presented for the instantaneous value of the increment range at the time of measurement and the radial velocity of mid-dimensional interval. The compensation of methodological errors of interpretation of the two-way Doppler measurements is considered.

Key words:

radio measurements;

Doppler effect:

celestial-mechanical interpretation;

two-way Doppler measurements.

введение

Обработка траекторных измерений орбиты космического аппарата (КА) состоит из нескольких этапов: получение первичных измерений, отбраковка аномальных измерений, небесно-механическая интерпретация измерений, вычисление кинематического вектора состояния КА на основе серии измерений, а также определение других параметров (Тучин А.Г. $u \partial p., 2013$).

Основой небесно-механической интерпретации траекторных измерений являются функции, которые связывают параметры движения КА с измеряемыми радиотехническими параметрами. Такие функции принято называть расчётными аналогами. Основное требование при разработке расчётных аналогов состоит в сохранении исходной точности измерений. Особенно это важно для космических аппаратов научного назначения (Авдеев В.Ю. и др., 2012; Комовкин С.В. и ∂p ., 2014). При пересчёте измеренных параметров в величину, соответствующую расчётному аналогу, учитываются задержки и преобразования частот в наземных и бортовых радиокомплексах, а также поправки, компенсирующие искажения, вносимые тропосферой и ионосферой Земли. Задача определения орбиты использует механику Ньютона с поправками, учитывающими релятивистские эффекты.

Предметом статьи является небесно-механическая интерпретация измерений радиальной скорости.

¹ ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

² НИУ «Высшая школа экономики», Россия, г. Москва. National Research University Higher School of Economics, Russia, Moscow.

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

НЕБЕСНО-МЕХАНИЧЕСКАЯ ИНТЕРПРЕТАЦИЯ ЗАПРОСНЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ РАДИАЛЬНОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАУЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

1. Измерения на основе эффекта Доплера

С наземного измерительного пункта (ИП) излучается сигнал с частотой $f_{\rm прд}$ и принимается KA с частотой $f_{\rm прд} + \Delta f_{\rm И\Pi}^{\rm KA}$, где $\Delta f_{\rm И\Pi}^{\rm KA}$ — доплеровский сдвиг частоты на трассе ИП — KA. Принятый сигнал ретранслируется бортовой аппаратурой КА с частотой, умноженной на фиксированный коэффициент ξ для исключения интерференции (Бакитько Р.В. и др., 1993). Этот сигнал поступает на приёмную антенну с частотой $f_{\rm прм} = \xi \Big(f_{\rm прд} + \Delta f_{\rm И\Pi}^{\rm KA} \Big) + \Delta f_{\rm KA}^{\rm И\Pi} \,,$ где $\Delta f_{\rm KA}^{\rm U\Pi} -$ доплеровский сдвиг частоты на трассе КА – ИП. Принятый сигнал преобразуется в сигнал промежуточной частоты $f_{\text{пром}} = f_{\text{прм}} - f_{\text{г}}$, где $f_{\text{г}} - \text{сум}$ марная частота всех гетеродинов. Она выбирается так, чтобы при всех возможных доплеровских сдвигах частота $f_{\text{пром}}$ была больше нуля. При нулевом доплеровском сдвиге $f_{\text{пром}}$ равна номинальному значению $f_{\text{пром}}^{\text{ном}}$, например 70 МГц. Для известных $f_{\scriptscriptstyle{\mathrm{пром}}}$ и $f_{\scriptscriptstyle{\mathrm{пром}}}^{\scriptscriptstyle{\mathrm{ном}}}$ можно найти суммарный доплеровский сдвиг $\xi \Delta f_{\rm и\Pi}^{\rm KA} + \Delta f_{\rm KA}^{\rm И\Pi} = f_{\rm пром} - f_{\rm пром}^{\rm ном}$. На основе суммарного доплеровского сдвига вычисляется радиальная

Существует два способа измерения промежуточной частоты: измерение её мгновенного значения и измерение набега нециклической, т.е. не ограниченной значением 2π , фазы сигнала промежуточной частоты. Более точный второй способ, при котором среднеквадратическая ошибка измерений меньше. В современных радиотехнических системах (*Наземный комплекс...*, 2012) измеряют полный набег фазы сигнала доплеровского сдвига

$$\varphi(t_{\rm H},t_{\rm K}) = \int_{t_{\rm H}}^{t_{\rm K}} f_{\rm npom}(t) dt,$$

где $t_{\text{\tiny H}}$ — начало интервала накопления; $t_{\text{\tiny K}}$ — конец интервала накопления.

Основным типом доплеровских измерений радиальной скорости являются двухпутевые запросные доплеровские измерения. При проведении таких измерений один и тот же ИП излучает и принимает сигнал.

2. Запросные измерения радиальной скорости

Наземная радиотехническая система измеряет доплеровское смещение частоты принимаемого сигнала относительно излучаемого. Измеряемой величиной является полный набег нециклической фазы сигнала промежуточной частоты на интервале накопления. Частота этого сигнала равна разности частот принятого сигнала и сигнала, сформированного по прогнозу доплеровского сдвига. Среднее

значение набега фазы сигнала промежуточной частоты пересчитывается по конечным формулам в среднее значение отношения принимаемой частоты к передаваемой, которое называют доплеровским множителем \overline{A} на интервале времени Δt . Формулы зависят от схемы гетеродинирования приёмной частоты.

Пусть τ – время по часам ИП; $t_{\rm прл}$ ($t_{\rm прм}$) – время излучения сигнала как функция момента регистрации сигнала, полученного на ИП в момент $t_{\rm прм}$ координатного времени; $\tau_{\rm прд}$ ($\tau_{\rm прм}$) – время излучения сигнала как функция момента регистрации сигнала, полученного на ИП в момент $\tau_{\rm прм}$ его собственного времени; $\Delta \tau$ – интервал времени по часам ИП, на котором определяется полное приращение фазы доплеровского сдвига. Значение доплеровского множителя \overline{A} , измеренное системой на интервале ($\tau_{\rm изм}$ — $\Delta \tau$, $\tau_{\rm изм}$), равно отношению длительности интервала излучения к длительности интервала приёма ($Tyчин A.\Gamma. u \ \partial p.$, 2013) и имеет вид

$$\overline{A} = \frac{\tau_{\text{прд}} \left(\tau_{\text{изм}} \right) - \tau_{\text{прд}} \left(\tau_{\text{изм}} - \Delta \tau \right)}{\Delta \tau}.$$

Длительности интервалов приёма и излучения в собственном времени ИП связаны с соответствующими длительностями интервалов в координатном времени следующими соотношениями (*Брумберг В.А.*, 1972):

$$\begin{split} & \Delta \tau = \left(1 - \frac{\mu_{\mathrm{C}}}{c^2 r_{\mathrm{прм}} (\tau - \Delta \tau)} - \frac{v_{\mathrm{прм}}^2 (\tau - \Delta \tau)}{2c^2}\right) \!\! \Delta t; \\ & \tau_{\mathrm{прд}} (\tau_{\mathrm{изм}}) - \tau_{\mathrm{прд}} (\tau_{\mathrm{изм}} - \Delta \tau) = \\ & = \left(1 - \frac{\mu_{\mathrm{C}}}{c^2 r_{\mathrm{прм}} (\tau_{\mathrm{прд}} (\tau_{\mathrm{изм}} - \Delta \tau))} - \frac{v_{\mathrm{прм}}^2 (\tau_{\mathrm{прд}} (\tau_{\mathrm{изм}} - \Delta \tau))}{2c^2}\right) \times \\ & \times \left(t_{\mathrm{прд}} (t_{\mathrm{изм}}) - t_{\mathrm{прд}} (t_{\mathrm{изм}} - \Delta t)\right), \end{split}$$

где $r_{\text{прм}}(\tau_{\text{прд}}(\tau_{\text{изм}}-\Delta\tau))$, $\nu_{\text{прм}}(\tau_{\text{прд}}(\tau_{\text{изм}}-\Delta\tau))$ – модули гелиоцентрических положения и скорости ИП на начало интервала излучения; $r_{\text{прм}}(\tau_{\text{изм}}-\Delta\tau)$, $\nu_{\text{прм}}(\tau_{\text{изм}}-\Delta\tau)$ – модули гелиоцентрических положения и скорости ИП на начало интервала приёма; c – скорость света; $\mu_{\text{С}}$ – гравитационный параметр Солнца.

Так как модули гелиоцентрических положения и скорости ИП на начало интервала излучения практически совпадают с соответствующими величинами на начало интервала приёма, рассматривается отношение длительности интервала излучения к длительности интервала приёма по координатному времени

$$\overline{A} = \frac{t_{\text{прд}}(t_{\text{изм}}) - t_{\text{прд}}(t_{\text{изм}} - \Delta t)}{\Delta t}.$$

Значение доплеровского множителя \overline{A} используется для вычисления мгновенного значения радиальной скорости на середину мерного интервала (раздел 3) и приращения дальности (раздел 4).

3. Интерпретация измерения в виде мгновенного значения радиальной скорости

Мгновенное значение радиальной скорости на момент времени, соответствующий середине интервала накопления Δt , определяется следующим соотношением:

$$\overline{\dot{D}}\left(t_{\text{\tiny H3M}} - \frac{\Delta t}{2}\right) = c\frac{1 - \overline{A}}{1 + \overline{A}},$$
(1)

где расчётный аналог

$$\dot{D}\left(t_{\text{\tiny H3M}} - \frac{\Delta t}{2}\right) = \frac{1}{2} \left(\frac{(\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1, \dot{\mathbf{r}}_2 - \dot{\mathbf{r}}_1)}{|\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1|} + \frac{(\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2, \dot{\mathbf{r}}_3 - \dot{\mathbf{r}}_2)}{|\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|} \right).$$

Здесь \mathbf{r}_1 — вектор положения передающей антенны ИП на момент передачи; \mathbf{r}_2 — вектор положения КА на момент переизлучения; \mathbf{r}_3 — вектор положения приёмной антенны ИП на момент приёма; $\dot{\mathbf{r}}_1$ — производная вектора положения передающей антенны на момент излучения сигнала t_1 ; $\dot{\mathbf{r}}_2$ — производная вектора положения переизлучения сигнала t_2 ; $\dot{\mathbf{r}}_3$ — производная вектора положения приёмной антенны на момент приёма сигнала t_3 .

Эти векторы представлены на рисунке для передающей и приёмной антенн. Линии визирования: передающая антенна — KA $(\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1)$ и KA — приёмная антенна $(\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2)$.

Измерительная система обеспечивает только регистрацию момента приёма сигнала t_3 . Моменты времени t_2 и t_1 получаются из решения световых уравнений:

$$t_{2} = t_{3} - \frac{\left|\mathbf{r}_{\mathrm{KA}}(t_{2}) - \mathbf{r}_{\mathrm{прм}}(t_{3})\right|}{c} - \frac{\Delta D_{2}}{2c},$$

$$t_{1} = t_{2} - \frac{\left|\mathbf{r}_{\mathrm{KA}}(t_{2}) - \mathbf{r}_{\mathrm{прд}}(t_{1})\right|}{c} - \frac{\Delta D_{1}}{2c}.$$

Обоснование соотношения интерпретации приведено в (*Тучин А.Г. и др.*, 2013). Ранее другое доказательство было дано в статье (*Чаплинский В.С.*, 1985).

Погрешность соотношения (1) $\delta \dot{D}$ вычисляется по формуле

$$\delta \vec{\dot{D}} = \frac{1}{c\Delta t} \left| \frac{1}{4} \int_{t_{\text{HSM}}^{-} \Delta t}^{t_{\text{HSM}}} \left(\dot{D}_{1\text{KA}}^{2} - \dot{D}_{1\text{MII}}^{2} - \dot{D}_{2\text{KA}}^{2} + \dot{D}_{2\text{MII}}^{2} \right) dt + \left| \frac{1}{\Delta t} \left(\int_{t_{\text{HSM}}^{-} \Delta t}^{t} \dot{D} dt \right)^{2} - \int_{t_{\text{HSM}}^{-} \Delta t}^{t} \dot{D}^{2} dt \right| + \left| \ddot{D} \left(t_{\text{HSM}} - \frac{\Delta t}{2} \right) \cdot \frac{\Delta t^{2}}{24} \right|.$$
(2)

В формулу (2) для $\delta \dot{\bar{D}}$ не входит \ddot{D} , так как при усреднении интеграл от этой величины обращается в нуль. Здесь $\dot{D}_{\text{IИП}} = \frac{(\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1, \dot{\mathbf{r}}_1)}{|\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1|}, \ \dot{D}_{\text{IKA}} = \frac{(\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1, \dot{\mathbf{r}}_2)}{|\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1|}, \ \dot{D}_{\text{2KA}} = \frac{(\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2, \dot{\mathbf{r}}_2)}{|\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|}, \ \dot{D}_{\text{2MII}} = \frac{(\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2, \dot{\mathbf{r}}_3)}{|\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|}.$

На орбитах перелёта и орбитах искусственных спутников планет погрешность $\delta \dot{D}$ не превосходит 0.01 мм/c, в этих случаях измерения радиальной ско-

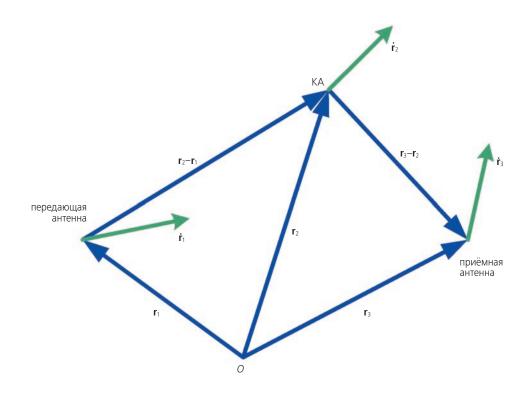


рисунок. Положение и скорость передающей антенны, КА и приёмной антенны

НЕБЕСНО-МЕХАНИЧЕСКАЯ ИНТЕРПРЕТАЦИЯ ЗАПРОСНЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ РАДИАЛЬНОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАУЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

рости интерпретируются как мгновенные значения на середину мерного интервала. При необходимости прецизионного определения орбиты доплеровское измерение радиальной скорости следует интерпретировать в виде приращения дальности на мерном интервале.

4. Интерпретация измерения в виде приращения дальности

Пусть D(t) — расстояние, которое прошёл сигнал, полученный в момент t, по трассе: передающая антенна — KA — приёмная антенна. Тогда, используя

$$D(t_{\text{изм}}) = c(t_{\text{изм}} - t_{\text{прд}}(t_{\text{изм}})),$$

$$D(t_{\text{изм}} - \Delta t) = c(t_{\text{изм}} - \Delta t - t_{\text{прд}}(t_{\text{изм}} - \Delta t)),$$

получим

$$\begin{split} c \Big(1 - \overline{A} \Big) &= c \Bigg(1 - \frac{t_{\text{прд}} \Big(t_{\text{изм}} \Big) - t_{\text{прд}} \Big(t_{\text{изм}} - \Delta t \Big)}{\Delta t} \Bigg) = \\ &= c \Bigg(\frac{t_{\text{изм}} - t_{\text{прд}} \Big(t_{\text{изм}} \Big) - \Big(t_{\text{изм}} - \Delta t - t_{\text{прд}} \Big(t_{\text{изм}} - \Delta t \Big) \Big)}{\Delta t} \Bigg) \\ &= \frac{D \Big(t_{\text{изм}} \Big) - D \Big(t_{\text{изм}} - \Delta t \Big)}{\Delta t}. \end{split}$$

То есть разность дальностей на конец и на начало интервала накопления по трассе передающая антенна — KA — приёмная антенна связана с измеренным значением следующим соотношением:

$$\frac{D(t_{\text{\tiny H3M}}) - D(t_{\text{\tiny H3M}} - \Delta t)}{\Delta t} = c(1 - \overline{A}).$$

5. Компенсация методической ошибки интерпретации запросных доплеровских измерений

Пусть $\dot{D}(t_0)$ — мгновенное значение радиальной скорости, соответствующее моменту регистрации t_0 ; $D(t_1)$ и $D(t_2)$ — значения дальности по трассе передающая антенна — KA — приёмная антенна на моменты времени $t_1 = t_0 - \frac{\Delta t}{2}$ и $t_2 = t_0 + \frac{\Delta t}{2}$. Тогда, используя соотношение для времени распространения сигнала между передающей антенной и KA (*Брумберг В.А.*, 1972)

$$c(t_{2}-t_{1}) = |\mathbf{r}_{2}(t_{2})-\mathbf{r}_{1}(t_{1})| + \frac{2\mu_{C}}{c^{2}} \ln \frac{|\mathbf{r}_{2}(t_{2})| + |\mathbf{r}_{1}(t_{1})| + |\mathbf{r}_{2}(t_{2})-\mathbf{r}_{1}(t_{1})|}{|\mathbf{r}_{2}(t_{2})| + |\mathbf{r}_{1}(t_{1})| - |\mathbf{r}_{2}(t_{2})-\mathbf{r}_{1}(t_{1})|},$$

можно получить значение доплеровского множителя \bar{A} на интервале (t_1, t_2) в виде

$$\overline{A} = 1 - \frac{D(t_1) - D(t_2)}{c \cdot \Delta t}.$$

Этому среднему значению соответствует мгновенное значение радиальной скорости, вычисленное по формуле

$$\dot{D}\left(t_{\scriptscriptstyle \mathrm{H3M}} - rac{\Delta t}{2}
ight) pprox crac{1-\overline{A}}{1+\overline{A}}$$

с погрешностью

$$\frac{1}{\Delta t} \int_{t_{-\Delta t}}^{t_{\text{HSM}}} \frac{\dot{D}_{1\text{KA}}^2 - \dot{D}_{1\text{ИП}}^2 - \dot{D}_{2\text{KA}}^2 + \dot{D}_{2\text{ИП}}^2}{4c} dt +$$

$$+\frac{1}{c}\left[\left(\frac{1}{\Delta t}\int_{t_{\text{H3M}}-\Delta t}^{t_{\text{H3M}}}\dot{D}\,dt\right)^{2}-\frac{1}{\Delta t}\int_{t_{\text{H3M}}-\Delta t}^{t_{\text{H3M}}}\dot{D}^{2}\,dt\right].$$

Методическая ошибка $N(t_0)$, рассчитанная для опорной орбиты, имеет вид

$$N(t_0) = \dot{D}(t_0) - \frac{1 - \overline{A}}{1 + \overline{A}}.$$

Выполнены расчёты поправок для орбит перелёта Земля — Марс и Земля — Венера. Поправки, рассчитанные по опорной орбите, компенсируют методическую ошибку с необходимой точностью, невязки компонент вектора скорости не превосходят 1 м/с, а компонент вектора положения — 1000 км.

список литературы

Авдеев В.Ю., Алакоз А.В., Александров Ю.А., Андреянов В.В. и др. Космическая миссия «Радиоастрон». Первые результаты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 3. С. 4-21.

Бакитько Р.В., Васильев М.Б., Виницкий А.С. и др. Радиосистемы межпланетных космических аппаратов / Под ред. А.С. Виницкого. М.: Радио и связь, 1993. 328 с.

Брумберг В.А. Релятивистская небесная механика. М.: Наука, 1972. 382 с.

Комовкин С.В., Мельников И.Н., Молчанов К.В., Калашников А.И. Наземный сегмент управления полетом КА «СПЕКТР-Р» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 72-76.

Наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами. Перспективы развития / Под ред. Ю.М. Урличича. М.: Радиотехника, 2012. 216 с.

Тучин А.Г., Комовкин С.В., Лавренов С.М., Тучин Д.А. и др. Небесно-механическая интерпретация радиотехнических измерений наклонной дальности и радиальной скорости // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2013. № 66. 30 с.

Чаплинский В.С. Приложение релятивистской теории к задачам траекторных измерений космических аппаратов // Космические исследования. 1985. Т. 23, вып. 1. С. 49-62.

Статья поступила в редакцию 04.02.2015 г.

УДК 621.793.164 **4.2015**

профессор, доктор технических

наук, okb-iskra@yandex.ru;

В.А. Сорокин²,

V.A. Sorokin

СОВРЕМЕННЫЕ ВАКУУМНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ

В.А. Васин¹,

профессор, доктор технических наук, vasin-mt@yandex.ru;

V.A. Vasin

О.В. Сомов³,

кандидат технических наук, ovsomov@mail.ru; **O.V. Somov**

В статье рассмотрены современные технологии вакуумного напыления и газофазного осаждения химических соединений для защиты изделий ракетно-космического машиностроения, в частности — пиролитического осаждения карбидохромовых покрытий с использованием в качестве прекурсора металлоорганических соединений.

Ключевые слова: вакуумное напыление; газофазное осаждение химических соединений; пиролитические карбидохромовые покрытия.

введение

Постоянное совершенствование ракетно-космической и авиационной техники требует применения конструкционных материалов, способных отвечать жестким требованиям эксплуатации. Эти задачи могут быть также решены путем применения методов модификации (обработки) поверхности материалов (Крит Б.Л. и др., 2014) и использованием современных защитных покрытий в конструкциях летательных аппаратов.

Практически любое изделие или узел включает значительный перечень деталей, имеющих те или иные защитные покрытия, повышающие их эксплуатационные характеристики (качество, надежность, долговечность). В зависимости от требований, продиктованных условиями работы изделия, защитные покрытия могут улучшать оптические свойства, показатели сопротивления коррозии и износу, повышать термостойкость,

Open Joint Stock Company «Engineering Design Bureau «Iskra» named after I.I. Kartukov», Russia, Moscow.

THE UP-TO-DATE VACUUM TECHNOLOGIES OF PROTECTIVE COATINGS FOR ROCKET-AND-SPACE INDUSTRY ARTICLES

В.П. Францкевич²,

доцент, кандидат технических наук, okb-iskra@yandex.ru;

V.P. Frantskevich

А.В. Эпельфельд¹,

профессор, доктор технических наук, apelfeld@yandex.ru; **A.V. Apelfeld**

The article describes the up-to-date vacuum deposition and chemicals gas-phase deposition technologies for protection of rocket-and-space industry articles, in particular, the pyrolytic deposition of chromium carbide coatings using organometallic compounds as precursor.

Key words: vacuum deposition; gas-phase deposition of chemicals; pyrolytic chromium carbide coatings.

обеспечивать электроизоляцию и др. Если при эксплуатации наблюдается одновременное воздействие нескольких неблагоприятных факторов, то к покрытиям предъявляется комплекс специальных требований.

Большой интерес представляют перспективные методы получения покрытий с применением современных вакуумных технологий, такие как вакуумное напыление и газофазное осаждение химических соединений. Они часто не имеют альтернативы, с их помощью можно получать покрытия практически из любых неорганических и некоторых органических материалов. При этом большинство этих методов по основным технико-экономическим показателям отвечает требованиям современных технологий, а свойства напыляемых покрытий удовлетворяют самым жестким условиям эксплуатации изделий ракетнокосмического машиностроения.

¹ ФГБОУ ВПО «МАТИ – Российский государственный технологический университет имени К.Э. Циолковского», Россия, Москва.

Federal State Educational Institution of Higher Professional Education, «MATI – Russian State Technological University named after K.E. Tsiolkovsky», Russia, Moscow.

 $^{^{2}}$ ОАО «МКБ «Искра» имени И.И. Картукова», Россия, Москва.

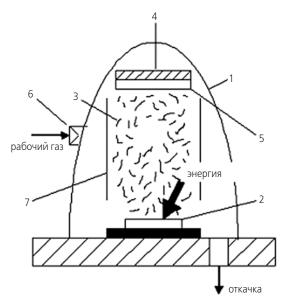
³ ФГБОУ ВПО «Пермский национальный исследовательский политехнический университет», Россия, Пермь.

Federal State Educational Institution of Higher Professional Education «Perm National Research Polytechnic University», Russia, Perm.

СОВРЕМЕННЫЕ ВАКУУМНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ

1. Вакуумное напыление покрытий

Вакуумное напыление — группа методов, объединенных общим принципом создания при пониженном давлении потока корпускулярных частиц (атомы, молекулы, ионы) и их осаждения на напыляемую поверхность. Вакуумное напыление широко используется для получения защитных покрытий (износостойких, коррозионно-защитных, термостойких и др.) на различных подложках (металлических, керамических и др.). На рисунке 1 приведена общая схема вакуумного напыления (Бобров Г.В. и др., 2004).



1 – вакуумная камера; **2** – напыляемый материал; **3** – напыляемые частицы; **4** – напыляемая поверхность; **5** – покрытие; **6** – натекатель; **7** – экран.

рисунок 1. Общая схема вакуумного напыления

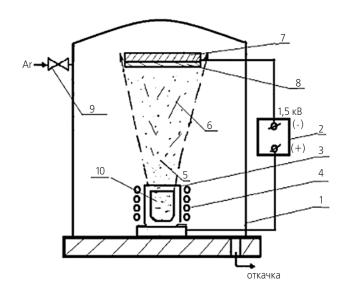
Процесс вакуумного напыления состоит из трёх основных стадий:

- перевод напыляемого материала в газообразное состояние;
- формирование потока напыляемых частиц и их транспортировка к напыляемой поверхности (НП). При этом желательна максимальная ионизация напыляемых частиц для повышения их энергии и обеспечения возможности управления этим потоком с помощью электрических и/или магнитных полей;
- осаждение (конденсация) напыляемых частиц на НП в виде покрытий (пленок).

В основе вакуумного напыления лежат процессы термического испарения (резистивный, дискретный, электронно-лучевой, высокочастотный индукционный, дуговой нагрев), ионно-лучевого или ионноплазменного распыления (диодная, высокочастотная, триодная, магнетронная схемы) напыляемого материала в вакууме (10⁻³÷10¹ Па) и получения потока напыляемых частиц с заданными параметрами.

Термовакуумное испарение заключается в нагреве напыляемого материала в вакууме до температуры, при которой давление паров напыляемых частиц над его поверхностью достигает 1,33 Па и более, дальнейшем его испарении и последующей конденсации на НП. При ионном распылении ускоренные положительные ионы рабочего газа (Аг) бомбардируют НП, распыляя ее, с последующей конденсацией напыляемых частиц. Непосредственно перед вакуумным напылением для повышения прочности сцепления покрытия с НП, как правило, проводится ее ионная очистка (травление) ускоренными ионами Ar⁺ в тлеющем разряде (Ефремов А.М. и др., 2006).

В современных вакуумных технологиях применяют так называемое ионное осаждение, заключающееся в ионизации потока напыляемых частиц, что позволяет ускорять их по направлению к НП и активизировать процессы зарождения и роста покрытия с высокой адгезией к подложке. На рисунке 2 приведен пример схемы ионного осаждения с индукционным нагревом 4 испаряемого материала 10. Испарение происходит в тлеющем разряде 6 в среде Аг, поступающего в вакуумную камеру 1 через натекатель 9. При этом напыляемая поверхность 7 служит катодом, а тигельный испаритель 3 – анодом тлеющего разряда, зажигаемого с помощью высоковольтного источника питания 2. После предварительной ионной очистки НП сразу начинается нанесение покрытия, при этом совмещение на ранней стадии процессов распыления и напыления позволяет сформировать переходный слой, который обеспечивает высокую прочность сцепления пленок с основой.



1 — вакуумная камера; 2 — источник питания; 3 — тигельный испаритель; 4 — высокочастотный индуктор; 5 — поток напыляемых частиц; 6 — тлеющий разряд; 7 — напыляемая поверхность; 8 — покрытие; 9 — натекатель; 10 — испаряемый материал.

рисунок 2. Схема ионного осаждения с использованием индукционного нагрева

Покрытия из химических соединений, которые не могут быть получены обычным вакуумным напылением (так как происходит их разложение при испарении или распылении), можно получать с помощью реактивного вакуумного напыления. Для этого в рабочую камеру в процессе напыления вводят дозированное количество активных газов (N_2 , O_2 , CO), которые, вступая в химическую реакцию с напыляемыми частицами, обеспечивают осаждение на НП готовых химических соединений (соответственно нитридов, оксидов, карбидов). При этом для создания потока напыляемых частиц могут использоваться любые способы термовакуумного испарения или ионноплазменного распыления (Roth J.R., 2001).

На рисунке 3 приведен пример схемы реактивного вакуумного напыления при использовании дугового нагрева (катодная форма дуги). Сначала проводят ионную очистку НП при подаче на нее напряжения до нескольких кВ от высоковольтного источника питания 7. После снижения напряжения до порядка 100 В начинается конденсация напыляемых частиц на НП. Для получения покрытий из нитридов, оксидов или карбидов через натекатель 9 в вакуумную камеру 13 подают соответствующий активный газ. Реакционному нанесению конденсационных покрытий посвящено большое количество публикаций. Так, перспективный метод плазмохимического синтеза в условиях ионной бомбардировки (нетермической активации) рассмотрен в работе (Барвинок В.А. и др., 1999).

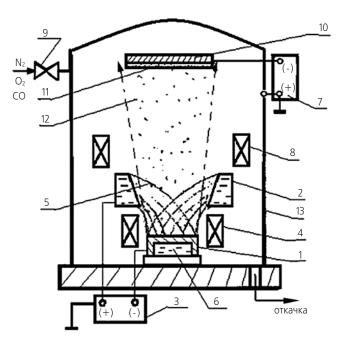
В качестве примера можно привести нанесение методом испарения-распыления с использованием катодной формы дуги жаро- и эрозионностойких покрытий на лопатки турбин авиационных двигателей. Основа для таких покрытий — жаростойкий никелевый сплав (10–15% Al; 5–10% Cr), на поверхности которого образуется оксид алюминия, его защитные свойства сохраняются до 1200°С. Максимальная температура работы лопаток турбин авиационных двигателей достигает 1100°С на гражданских самолетах и 1200°С — на военных (Бобров Г.В. и др., 2004).

Выбор метода вакуумного напыления определяется требованиями к покрытию с учетом производительности процесса, экономической эффективности и др.

Одним из перспективных вакуумных методов получения покрытий из химических соединений с высокими эксплуатационными характеристиками является метод газофазного осаждения карбидохромовых покрытий.

2. Газофазное осаждение карбидохромовых покрытий

Перспективность метода газофазного (пиролитического) осаждения с использованием металлоорганических соединений (МОС) в качестве расходной рабочей жидкости обусловлена высокой технологичностью процесса при его полной автоматизации,



1 — испаряемый материал (катод); 2 — медный водоохлаждаемый анод; 3 — силовой источник питания; 4 — стабилизирующая катушка; 5 — дуговой разряд; 6 — водяное охлаждение; 7 — источник питания высоковольтный; 8 — холловские торцевые ускорители; 9 — натекатель; 10 — напыляемая поверхность; 11 — покрытие; 12 — поток напыляемых частиц; 13 — вакуумная камера.

рисунок 3. Схема реактивного вакуумного напыления с использованием дугового нагрева (катодная форма дуги)

возможностью получения покрытий с заранее заданными свойствами и высокими эксплуатационными характеристиками (Анциферов В.Н. и др., 2012).

В процессе пиролитического осаждения МОС переводится в парообразное состояние и при контакте с НП, нагретой до определенной температуры, разлагается с выделением металла или необходимого соединения. Образующиеся при этом газообразные продукты пиролиза удаляются из зоны реакции и конденсируются в азотной ловушке. В общем случае процесс пиролитического осаждения из паровой фазы на нагретой подложке – НП можно представить в виде ряда последовательных стадий (Ильин В.А. и др., 2011):

- доставка газообразных реагентов к НП;
- их адсорбция на НП;
- химические реакции и формирование покрытия;
- десорбция продуктов пиролиза;
- отвод газообразных продуктов от реакционной поверхности и их конденсация в азотной ловушке.

В основе метода газофазного осаждения лежит химическая реакция разложения МОС:

$$R_n M \xrightarrow{T} M + nR$$
,

где T – температура; n – коэффициент; M – металл; R – органический радикал или молекула. Процесс проводят в вакууме или атмосфере инертного газа, что связано с опасностью окисления МОС и выделяющихся из них металлов кислородом воздуха.

СОВРЕМЕННЫЕ ВАКУУМНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ

Для получения металлических и карбидных покрытий, содержащих металлы VI группы таблицы Менделеева, используют бис-ареновые или арен-трикарбонильные соединения этих металлов. Основной реакцией термического разложения бисареновых комплексов хрома типа Aren₂Cr является их молекулярный распад с образованием металла и ароматических углеводородов:

Aren₂Cr
$$\xrightarrow{300^{\circ}C}$$
Cr+2Aren,

где Aren – бензол, этилбензол, толуол, ксилол, кумол, и т.д.

Наряду с ароматическими углеводородами образуются небольшие количества парафиновых углеводородов и водород. Такой состав газообразных продуктов и наличие углерода в осажденном хроме обусловлены частичным разрушением бензольного кольца аренового комплекса и последующими побочными реакциями.

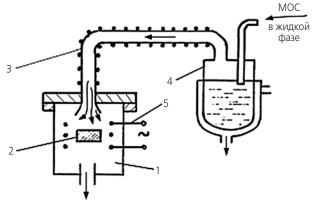
Всё более широкое применение находят пиролитические карбидохромовые покрытия (ПКХП). Для получения ПКХП используют бис-ареновые соединения хрома в нейтральной форме с общей формулой Aren₂Cr. Некоторые бис-ареновые комплексы хрома (например бис-этилбензол, бис-кумолхром) являются жидкими и при этом достаточно устойчивыми (переходят в паровую фазу без разложения). Поэтому они представляют особый практический интерес для технологии получения пиролитических карбидохромовых покрытий.

При получении покрытий исходным МОС является промышленная хромоорганическая жидкость «БАРХОС» (смесь бис-ареновых производных хрома, в основном бис-этил- и этилбензолдиэтилбензолхрома).

Для нанесения ПКХП наибольшее распространение получили две технологические схемы: с автономным испарением МОС и последующей транспортировкой паров в зону осаждения (рисунок 4) и с динамической подачей МОС в жидкой фазе в зону осаждения и последующим его испарением вблизи от покрываемого изделия (рисунок 5) (Костенков В.А., 1986; Крашенниников В.Н. и др., 2002).

Более эффективный процесс – осаждение покрытий из равновесной газовой фазы МОС. При этом различают два типа условий: статические и динамические, в которых может находиться конденсированная (обычно жидкая) фаза МОС, равновесная с паровой. В статических условиях равновесная паровая фаза создается испарением твердого или жидкого МОС, неподвижно расположенного внутри испарителя.

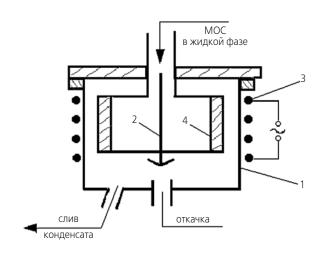
На рисунке 5 представлены схемы нанесения ПКХП с динамической подачей МОС в жидкой фазе. Осаждение можно осуществлять подачей жидкого МОС самотеком по направляющему приспособлению вдоль покрываемой поверхности изделия (рисунки

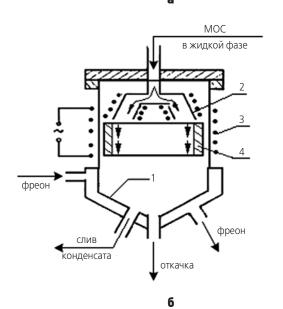


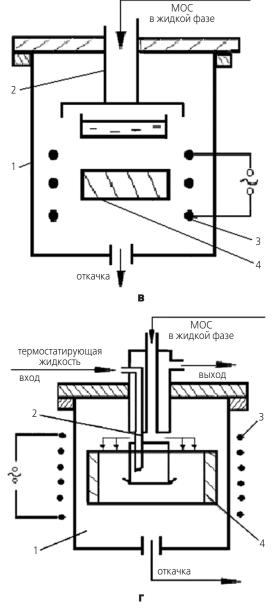
1 – реактор; **2** – подложка; **3**, **5** – нагреватели; **4** – испаритель.

рисунок 4. Схема нанесения ПКХП с автономным испарением МОС

5а, 5б), однако это связано с большим перерасходом МОС. Более экономична схема осаждения с применением встроенных испарителей, располагаемых над изделием (рисунки 5в, 5г). Испаритель может нагреваться как за счет теплоизлучения от изделия (рисунок 5в), так и от дополнительного нагревателя (рисунок 5г).







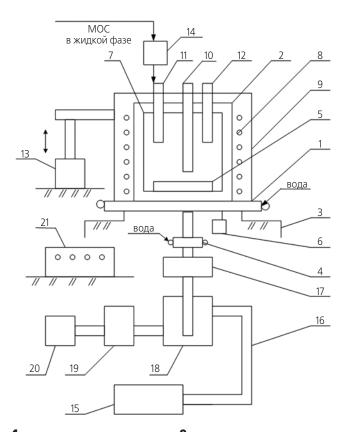
1 – реактор; **2** – испаритель; **3** – нагреватель; **4** – изделие. **рисунок 5.** Схемы нанесения ПКХП с динамической подачей МОС в жидкой фазе

Процесс формирования ПКХП состоит из следующих стадий:

- испарение MOC хромоорганической жидкости.
 Может происходить как автономно в специальном испарителе, так и за счет излучаемой энергии нагретого изделия, при динамической подаче MOC в жидкой фазе;
- транспортировка паров МОС к НП;
- адсорбция (физическая и хемосорбция) паров на НП;
- пиролиз металлоорганических соединений хрома на поверхности изделия с образованием карбида хрома и газообразных продуктов распада;
- образование и рост зародышей карбидохромового покрытия на НП;
- десорбция газообразных продуктов распада;

отвод газообразных продуктов распада и неразложившейся части хромоорганической жидкости от НП.

Устройство для нанесения ПКХП представлено на рисунке 6 (*Сомов О.В.*, 2010).



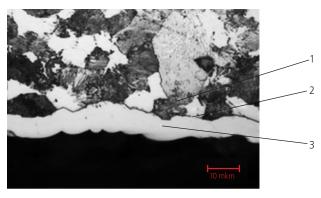
1 — нижняя часть корпуса; 2 — верхняя часть корпуса; 3 — стол; 4 — патрубок; 5 — рабочий столик; 6 — электродвигатель; 7 — экран; 8 — трубопровод охлаждения; 9 — кожух; 10 — электронагреватель; 11 — испаритель; 12 — термопара; 13 — гидроцилиндр; 14 — система дозированной подачи; 15 — вакуумная система; 16 — вакуумные трубопроводы; 17 — дожигатель; 18 — азотная ловушка; 19 — десорбент; 20 — сборник конденсата; 21 — автоматизированная система контроля и управления.

рисунок 6. Устройство для нанесения ПКХП

В составе ПКХП, полученного пиролизом жидкости «БАРХОС», присутствуют металлический хром, свободный углерод, оксиды (Cr_2O_3) и карбиды $(Cr_3C_2, Cr_{23}C_6, Cr_7C_3)$ хрома. Покрытие имеет слоистую структуру (*Крохмаль С.А.*, 2007).

Механизм образования такой структуры объясняется специфическими особенностями процесса термического разложения бис-ареновых комплексов хрома, в частности изменением концентрации МОС и продуктов его распада в реакторе и/или непосредственно у НП. Количество светлых и темных слоев в покрытии зависит от схемы осаждения и технологических параметров процесса. Видно, что между стальной подложкой и ПКХП располагается переходный диффузионно-оксидный слой 2 (рисунок 7).

СОВРЕМЕННЫЕ ВАКУУМНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ



1 — стальная подложка; **2** — переходный слой; **3** — ПКХП. **рисунок 7.** Микроструктура покрытия на образце из стали 40Х

Диффузионно-оксидный слой, состоящий в основном из Fe_xO_y , формируется в результате активации (кислотного травления) поверхности стального изделия с последующим вакуумным отжигом в реакторе. Продолжительность отжига с непрерывной откачкой (от 1 до 12 часов при постепенном разогреве от +20 до +460°C) определяет толщину слоя. Затем в процессе нанесения ПКХП в диффузионно-оксидном слое протекает реакция обмена с образованием железа и оксида хрома:

$$Fe_xO_v + Cr \rightarrow Fe + Cr_2O_3$$
.

Перемешивание железа, хрома и их оксидов в слое обеспечивает высокую прочность сцепления покрытия с основой. Установлено, что оптимальная толщина диффузионно-оксидного слоя, обеспечивающего максимальную адгезию ПКХП к подложке, находится в диапазоне 0,3÷1 мкм (Суминов И.В. и др., 2010).

заключение

Полученные вакуумными методами нанесения, покрытия в частности из пиролитического карбида хрома, имеют высокие микротвердость, износо- и эрозионную стойкость, сопротивление коррозии и термостойкость, беспористость и хорошую прочность сцепления с основой, что обусловлено особыми составом и структурой переходного слоя.

Перспективность применения таких покрытий в изделиях ракетно-космического машиностроения подтверждается проведенными предварительными стендовыми испытаниями макетного малогабаритного ракетного двигателя. Испытания в газовой струе внутренней поверхности стального сопла с защитным ПКХП показали, что сохраняется равномерный разгар критического сечения сопла, при этом разгар меньше, чем в стальных соплах без покрытия.

список литературы

Анциферов В.Н., Анциферова И.В., Васин В.А., Пашкин В.А. и др. Плазменные, лазерные и пиролитические методы нанесения покрытий. М.; СПб.: Реноме, 2012. 404 с.

Барвинок В.А., Богданович В.И. Физические основы и математическое моделирование процессов вакуумного ионно-плазменного напыления. М.: Машиностроение, 1999. 309 с.

Бобров Г.В., Ильин А.А. Нанесение неорганических покрытий (теория, технология, оборудование). М.: Интермет, 2004. 624 c.

Eфремов А.М., Светцов В.И., Рыбкин В.В. Вакуумно-плазменные процессы и технологии. Иваново: ИГХТУ, 2006. 260 с.

Ильин В.А., Панарин А.В. Пиролитическое карбидохромовое покрытие (технология, оборудование, свойства) // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2011. Т. 13, № 4 (2). С. 357-360.

Костенков В.А. Реакционное оборудование для получения покрытий на изделиях различной конфигурации и габаритов пиролизом металлоорганических соединений // Применение металлоорганических соединений для получения неорганических покрытий и материалов. М.: Наука, 1986. С.180-201.

Крашенниников В.Н., Пашкин В.А., Костенков В.А., Васин В.А. и др. Устройство для осаждения покрытий из парогазовой фазы // Патент РФ 2194088 № 2000130681/02; заявл. 07.12.2000; опубл. 11.12.2002.

Крит Б.Л., Тихонов С.А., Сорокин В.А., Францкевич В.П. и др. Усовершенствованные комбинированные методы обработки поверхности аэрокосмических материалов концентрированными потоками энергии // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4. С. 62-67.

Крохмаль С.А., Широков Б.М. О возможности использования металлоорганических соединений хрома для защиты деталей и технологической оснастки, используемой для работы в агрессивных средах // Сборник научных трудов «Вестник НТУ «ХПИ»: Хімія, хімічна технологія та екологія. Харьков: НТУ «ХПИ». 2007. № 32. С. 47-54.

Сомов О.В. Разработка процессов осаждения из газовой фазы и устройства для получения защитных износостойких покрытий: автореф. дис. канд. технич. наук / Пермский государственный технический университет. Пермь, 2010. 20 с.

Суминов И.В., Эпельфельд А.В., Людин В.Б., Крит Б.Л. и др. Композиционное покрытие для защиты поверхности стальных изделий от износа // Патент РФ 97731 № 2010113434/02; заявл. 07.04.2010; опубл. 20.09.2010. Бюл. № 26. 4 с.

Roth J.R. Industrial plasma engineering. Vol. 2. Applications to nonthermal plasma processing. Bristol; Philadelphia: Institute of Physics, 2001. 645 p.

Статья поступила в редакцию 23.03.2015 г.

УДК 629.78.054 **4.2015**

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ
И АЛГОРИТМЫ ВЫПОЛНЕНИЯ
БЛОКОМ УПРАВЛЕНИЯ
ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ
ЭЛЕКТРОУСТРОЙСТВ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

BASIC PRINCIPLES AND ALGORITHMS OF MODULE CONTROL-MANAGEMENT FOR APPLIED TASK OF PROVISION OF THE SPACECRAFTS ELECTRIC EQUIPMENT FUNCTIONING



IO.B. Мозговой¹,
mozgovoj@laspace.ru;
Yu.V. Mozgovoy

В статье предложены принципы построения программного обеспечения блока управления, выполняющие требования динамики управления и качества телеметрирования работоспособности устройств КА и обеспечения многозадачности с учетом приоритетов, простыми программными алгоритмами и при понятных подходах к электрическому проектированию КА.

Ключевые слова:

программное обеспечение блока управления; управление электроавтоматикой *KA*; алгоритмы управления и контроля.

введение

Ниже будут рассмотрены принципы, используемые в программном обеспечении блока управления (ПО БУ) для выполнения требований задач, и варианты алгоритмов задач управления электроустройствами КА.

Настоящая работа является продолжением статьи, опубликованной в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2015. № 2 (*Мозговой Ю.В.*, 2015), где в качестве базовых принципов системотехники блока управления (БУ) рассматриваются следующие:

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

The article offers construction principles of the control unit software, meeting the requirements of control-dynamics and qualitative efficiency-telemetry of the spacecraft devices and the provision of multitasking, taking into account the priorities, using simple software algorithms with understandable approach to the spacecrafts electrical design.

Key words: control unit software; spacecraft electro-automatics control; control and monitoring algorithms.

- парирование любого одиночного отказа в центральном модуле БУ осуществляется центральной бортовой вычислительной системой (ЦВС (или БВС)) посредством релейных команд;
- парирование любого одиночного отказа в любом из функциональных модулей БУ осуществляет центральный процессорный модуль (ЦПМ) БУ.

Эти принципы присутствуют в приведенных ниже предложениях по общесистемному программному обеспечению БУ и в алгоритмах задач БУ.

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

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ И АЛГОРИТМЫ ВЫПОЛНЕНИЯ БЛОКОМ УПРАВЛЕНИЯ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОУСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

1. Общие принципы построения ПО БУ

Электроустройства и системы КА управляются функциональными модулями (ФМ) БУ частично напрямую, и частично через устройства адаптации, расположенные в дополнительных блоках автоматики (БА), и контролируются датчиками, расположенными в электроустройствах и системах КА.

В блоке БУ могут размещаться суммарно до 16 функциональных модулей пяти типов (МКТ1; МКТ03; ОДС; АЦП; ОТД), к которым подключены электроустройства бортовых систем и блока автоматики, управляемые от БУ, и датчики, контролируемые БУ. Типы функциональных модулей блока управления:

- МКТ1 модуль коммутации 16 нагрузок с током до 1A:
- МКТ03 модуль коммутации 32 нагрузок с током до 300 мА;
- ОДС модуль опроса 120 датчиков «да/нет» сигналов типа «сухой контакт»;
- АЦП модуль опроса 12 датчиков напряжения 0–6 В и 16 потенциометрических датчиков;
- ОТД модуль опроса резистивных и термопарных температурных датчиков.

С учетом приведенных в (*Мозговой Ю.В.*, 2015) концепций обеспечения надежности управления электроустройствами КА, задания на выполнение задач хранятся преимущественно в центральной бортовой вычислительной системе в готовом для исполнения виде и поступают в БУ по МКО из БВС. При проведении испытаний КА задания на выполнение задач поступают по технологическому каналу из КПА. В обоих случаях задания поступают в блок управления в виде готовых управляющих массивов в момент времени, когда нужно начать выполнение действий по управлению.

Задания, хранящиеся в ПЗУ БВС или в КПА, изначально содержат в себе данные для функциональных модулей, паспортизованные контрольной суммой. Контрольная сумма проверяется в функциональных модулях непосредственно перед выдачей воздействия, что с огромной вероятностью исключает выдачу несанкционированного воздействия и парирует проявление возможных враждебных отказов во всем тракте управления от ПЗУ БВС до БМК функционального модуля.

Задачи должны работать по принципу: БУ, получив задачу, выполняет ее и затем передает в БВС или в КПА (в зависимости от того, откуда поступала задача) квитанцию исполнения с кодами завершения и результаты значений параметров телеметрии при наличии таковых. Для этих задач в ПЗУ ЦПМ БУ предусматривается хранение подпрограмм с данными, с возможностями выполнения и получения результатов.

В БУ предусматривается хранение в ПЗУ ЦПМ и встроенных циклических задач управления и контроля. БУ, получив задание на запуск задачи, начинает выполнять задачу до момента ее завершения или до поступления команды о завершении этой задачи. При запуске и при завершении задачи, включая аварийное завершение, из БУ в БВС и в КПА выдаются квитанции исполнения с кодами завершения и результаты значений параметров при наличии таковых.

Параллельно с выдачей квитанций коды завершения задач выдаются в программируемый параллельный телеметрический (ТМ) регистр ЦПМ БУ. Дублирование кодов квитанций МКО выдачей в ТМ-регистр реализовано на системном уровне ПО БУ и в рассматриваемых ниже алгоритмах задач отдельно не показывается, но во всех присутствует.

Аппаратура и ПО БУ обеспечивают параллельность выполнения вновь поступивших в БУ команд одновременно с ранее поступившими и не закончившими свою работу, с учетом приоритетов.

Внешние задачи БУ, а также внутренние подпрограммы и циклические задачи разрабатываются на специализированном языке. Задачи и подпрограммы используют в работе машинно-независимый, интерпретируемый внутренний язык управляющих массивов.

По способам управления и диагностики задачи по работе с электроустройствами можно разбить на следующие функциональные действия:

- 1. Включение/выключение нагревателей.
- 2. Включение/выключение фидеров питания бортовых приборов.
- 3. Включение/выключение клапанов двигательной установки (ДУ).
- 4. Выдача релейных команд в системы КА и в блоки автоматики.
 - 5. Контроль состояния «да/нет» сигналов.
 - 6. Допусковый контроль напряжения или тока.
 - 7. Дифференциальный допусковый контроль тока.
- 8. Допусковый контроль значений потенциометрических датчиков давления.

Задачи управления (синонимы: команда управления; команда; командный управляющий массив; управляющий массив) разрабатываются отдельно для каждого электроустройства или для группы электроустройств и представляют собой различные комбинации перечисленных выше последовательностей функциональных действий. При этом программы, исполняющие функциональные действия БУ, прошиты в ПЗУ процессорного модуля БУ, а входные данные задач с параметрами управления и контроля, за исключением малого количества задач и подпрограмм, прошитых непосредственно в ПЗУ БУ, поступают в БУ извне по МКО или технологическому цифровому каналу в момент времени, когда необходимо начать выполнение задач управления.

После окончания выполнения задач в БУ формируются квитанции исполнения и массивы телеметрических параметров по результатам выполнения. Квитанции и ТМ-параметры передаются в БВС в следующем после завершения задачи такте обмена БУ с БВС.

За один такт обмена БВС с БУ, за несколько посылок по интерфейсу МКО или технологическому цифровому каналу в БУ могут приходить массивы входных данных одновременно нескольких задач. Количество посылок лимитируется затратами времени на передачу по МКО. На сегодняшний день, самые жесткие временные требования — не более 3 мс на запаздывание при управлении устройствами ДУ — исходят из задач посадки на поверхность Луны и Марса, чему соответствует не более четырех посылок за один обмен по МКО.

Поступившие в БУ задачи должны выполняться параллельно между собой и с задачами, ранее поступившими в БУ, не закончившими свою работу. При выполнении параллельных массивов-заданий управляющие слова для модулей МКТ1 и МКТ03 должны группироваться перед засылкой в линию внутреннего интерфейса SPI следующим образом:

- 1. В начале каждого внутреннего такта ПО ЦПМ БУ анализирует все задания, находящиеся в очереди на выполнение в МКТ, и делит их по коду операции на две группы «включение» и «выключение».
- 2. В обеих группах «включение» и «выключение» выявляются задания, предназначенные для одного и того же МКТ, и для каждого такого МКТ из множества формируется по одному групповому заданию.
- 3. Групповые задания передаются в МКТ в очередности приоритетов модулей МКТ. Приоритет МКТ задается непосредственно в ПЗУ ЦПМ БУ или специальной командой.

При наличии параллельных массивов-заданий для модулей опроса дискретных сигналов (ОДС) и измерения аналоговых параметров (АЦП) задания объединяются в групповое задание отдельно для каждого модуля. Затем групповые задания выполняются последовательно в порядке очередности поступления.

Функция группировки параллельных массивовзаданий для функциональных модулей реализована в ПО БУ на системном уровне, в рассматриваемых ниже алгоритмах задач отдельно не показывается, но присутствует в алгоритмах, приведенных на рисунках 1, 2, 3 и 6.

Следует особо отметить, что все задачи имеют одинаковый приоритет, приоритеты между собой имеют запросы к модулям МКТ. Приоритеты запросов к МКТ выше, чем у запросов к ОДС и АЦП.

Программное обеспечение БУ, опираясь на схемотехнику БУ, даже в случае возникновения любого одиночного отказа должно продолжать безошибочно вы-

полнять в многозадачном и многопотоковом режиме все задания по управлению электроустройствами КА.

Аппаратура и ПО БУ обеспечивают параллельность выполнения вновь поступивших в БУ команд одновременно с ранее поступившими и не закончившими свою работу, с учетом приоритетов.

Для отдельных высокодинамичных устройств (агрегаты двигательной установки, параллельные группы пироустройств и др.), ПО БУ должно выполнять циклограммы включения/выключения в реальном времени, с минимальными временными погрешностями (не более 3 мс). Для обеспечения выполнения жестких временных ограничений, при электрическом проектировании КА, с целью минимизации временных погрешностей включения/выключения вносимых ПО БУ, вышеупомянутые высокодинамичные устройства подключаются к БУ не произвольно, а к группе специально определенных для этих устройств модулей коммутации (МКТ1 и МКТ0.3). При разработке ПО БУ именно этой группе МТК1 присваиваются наивысшие приоритеты при исполнении заданий.

В задачах БУ управляющих модулями коммутации могут использоваться несколько различных типов операторов (команд) языка:

- включить/выключить коммутатор;
- включить/выключить коммутатор на заданное время («кнопка»);
- обновить ранее заданное время «кнопки» без изменения состояния коммутатора.

При разработке задач нужно исходить из следующих принципов системотехники БУ:

- в БУ исполняются все без исключения поступающие в него команды. Даже две противоположные команды по управлению коммутаторами МКТ, поступившие в одном задании, выполняются в той последовательности, в которой поступили. Например, поступает команда «включить на постоянно», а вслед за ней – «включить на время». По первой команде коммутатор включится, по второй МКТ повторно отработает включение и останется включенным, а через время «кнопки» выключится. Второй пример: поступает команда «включить на время 53 мс», а через 50 мс повторно поступает точно такая же команда. По первой команде коммутатор включится на 53 мс, через 50 мс по второй МКТ повторно отработает включение и через 3 мс (время завершения первой «кнопки») коммутатор выключится и останется выключенным;
- оператор «обновить ранее заданное время «кнопки»» выполняется только при условии, что действие «кнопки» определенного коммутатора находится в активной фазе; в противном случае завершается с отрицательной квитанцией с соответствующим кодом завершения.

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ И АЛГОРИТМЫ ВЫПОЛНЕНИЯ БЛОКОМ УПРАВЛЕНИЯ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОУСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Физически интервалы «кнопок» отсчитываются и отрабатываются в МКТ, в схемах управления ключами, отдельно для «нижних» и «верхних» ключей. В ЦПМ БУ интервалы также отсчитываются в программах диагностики правильности работы МКТ с целью парирования любого одиночного отказа в любом из функциональных модулей.

При работе в режиме «горячего» резервирования и при «холодном» резервировании МКТ «верхние» и «нижние» ключи основного и резервного модуля включаются/выключаются по отдельности, но при необходимости могут включаться/выключаться и по одной команде с групповой адресацией, применительно для всех приведенных выше задач.

Ниже рассмотрены алгоритмы задач управления электроустройствами КА и алгоритмы включения и управления конфигурацией аппаратуры самого БУ, а также пример задачи регулирования давления наддува.

2. Алгоритмы выполнения задач БУ по управлению электроустройствами КА

Алгоритм выполнения задачи «включение/выключение нагрузок типа нагревателей». Нагреватели коммутируются электронными ключами МКТ, расположенными в БУ. Датчики тока и напряжения расположены в аппаратуре СЭС.

Начнем рассмотрение с наипростейшей, на первый взгляд задачи «включение/выключение нагрузок типа нагревателей». Рассматривается два варианта этой задачи.

Блок-схемы алгоритмов для двух вариантов задачи «включение/выключение нагревателей» приведены на рисунке 1.

Вариант A — включает диагностику исправности ключей и схем управления ключами модулей МКТ.

Словесное описание последовательности действий:

- 1. Получить командный управляющий массив включения нагревателей, содержащий:
 - управляющие слова (УС) коммутаторов МКТ с адресами и кодами операций включение/ выключение;
 - адрес канала АЦП и допуски контроля датчика напряжения (U);
 - адрес канала АЦП и допуски контроля датчика тока (I).
- 2. В ответ на запрос отправить в центральную вычислительную систему результаты за предыдущий тактовый интервал.
- 3. Распаковать каждое управляющее слово коммутаторов МКТ в два слова, отдельно для «нижнего» и «верхнего» ключей МКТ.
- 4. Измерить и проконтролировать ток и напряжение.

- 5. Включить «нижний» ключ коммутатора (заслать по SPI в МКТ УС для «нижних» ключей).
- 6. Измерить ток, убедиться, что он не изменился, и запустить циклический дифференциальный контроль тока. Если контроль тока показал ненорму сформировать в буфере ТМИ параметр, что «верхний» ключ пробит.
 - 7. Включить «верхний» ключ коммутатора.
 - 8. Подождать 1-2 мс.
- 9. Измерить и проконтролировать ток и напряжение; определить, что ток потребления на шине питания изменился на величину, заданную в команде. Если контроль тока показал ненорму сформировать в буфере ТМИ параметр, что «верхний» ключ в обрыве.
- 10. Сформировать и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему положительную квитанцию исполнения и параметры контроля.
- 11. При выявлении первой ненормы контроля выполнить программу парирования ненормы, предусмотренную в командном управляющем массиве, сформировать отрицательную квитанцию исполнения и ТМ-параметры контроля и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему.

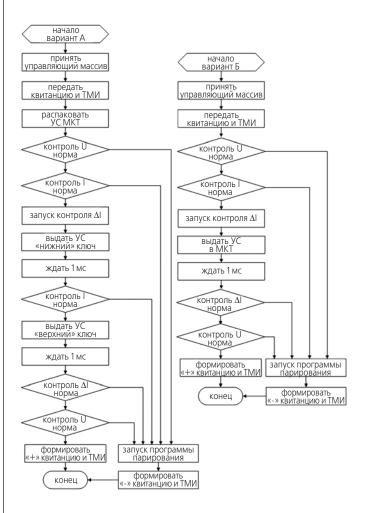


рисунок 1. Блок-схемы алгоритмов двух вариантов задачи «включение/выключение нагревателей»

Алгоритм выполнения задачи выключения полностью идентичен.

Таким образом, произведя включение и выключение, автоматически получаем исчерпывающую диагностическую информацию о техническом состоянии МКТ.

 $Bариант \, \mathcal{B}$ — без диагностики исправности ключей и схем управления ключами модулей МКТ.

Словесное описание последовательности действий:

- 1. Получить командный управляющий массив включения нагревателей, содержащий:
 - управляющие слова (УС) коммутаторов МКТ с адресами и кодами операций включение/выключение;
 - адрес канала АЦП и допуски контроля датчика напряжения (U);
 - адрес канала АЦП и допуски контроля датчика тока (I);

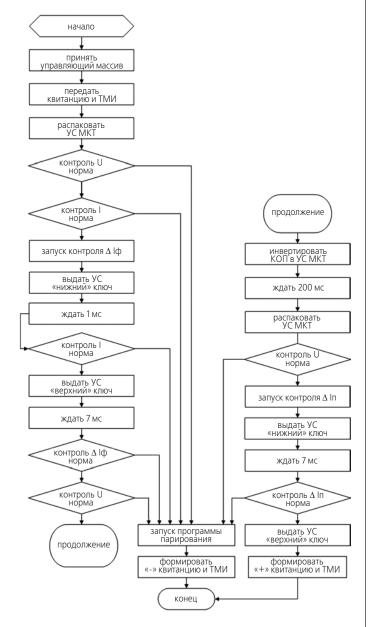


рисунок 2. Блок-схема алгоритма задачи «включение фидера питания»

- 2. В ответ на запрос отправить в центральную вычислительную систему результаты за предыдущий тактовый интервал.
- 3. Измерить и проконтролировать ток и напряжение.
- 4. Запустить циклический дифференциальный контроль тока.
 - 5. Включить ключ коммутатора.
 - 6. Подождать 1-2 мс.
- 7. Измерить и проконтролировать ток и напряжение, определить, что ток потребления на шине питания изменился на величину, заданную в команде. Если контроль тока показал ненорму сформировать в буфере ТМИ параметр, что «верхний» ключ в обрыве.
- 8. Сформировать и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему положительную квитанцию исполнения и параметры контроля.
- 9. При выявлении первой ненормы контроля выполнить программу парирования ненормы, предусмотренную в командном управляющем массиве, сформировать отрицательную квитанцию исполнения и ТМ-параметры контроля и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему.

Алгоритм выполнения задачи выключения полностью идентичен.

По результатам анализа двух вариантов можно сделать вывод: оба варианта контролируют ток и напряжение и тем самым диагностируют исправность нагрузок и цепей питания в процессе включения/ выключения.

Вариант Б на 1 мс выполняется быстрее, есть особые типы нагрузок, для которых это принципиально важно.

Вариант А осуществляет диагностику исправности ключей и схем управления ключами модулей МКТ в реальном времени, незаменим при электрических испытаниях КА.

Некоторые рассмотренные в алгоритмах контролируемые параметры (типичные из них: стабилизированное напряжение питания, адрес канала АЦП, верхний и нижний допуски контроля) должны иметь возможность задаваться отдельной командой, долговременно хранящейся в ОЗУ ЦПМ БУ, или прошиваться в ПЗУ ЦПМ БУ вместе со встроенными задачами и подпрограммами, с целью уменьшения размера массива-задания и упрощения написания задач на входном языке БУ.

Алгоритм выполнения задачи «включение/выключение фидеров питания» бортовых приборов в центральном процессорном модуле (ЦПМ) БУ. Фидеры питания коммутируются переключателями, находящимися в релейном блоке автоматики. Переклю-

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ И АЛГОРИТМЫ ВЫПОЛНЕНИЯ БЛОКОМ УПРАВЛЕНИЯ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОУСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

чатели управляются модулями МКТ из БУ. Датчики тока и напряжения расположены в аппаратуре СЭС.

Блок-схема алгоритма задачи «включение фидера питания» приведена на рисунке 2.

Словесное описание последовательности действий:

- 1. Получить командный управляющий массив включения нагревателей, содержащий:
 - управляющие слова (УС) коммутаторов МКТ с адресами и кодами операций включения;
 - длительность «кнопки» управления переключателем (по умолчанию 200 мс);
 - адрес канала АЦП и допуски контроля датчика напряжения (U);
 - адрес канала АЦП и допуски контроля датчика тока (I фидера, I переключателя).

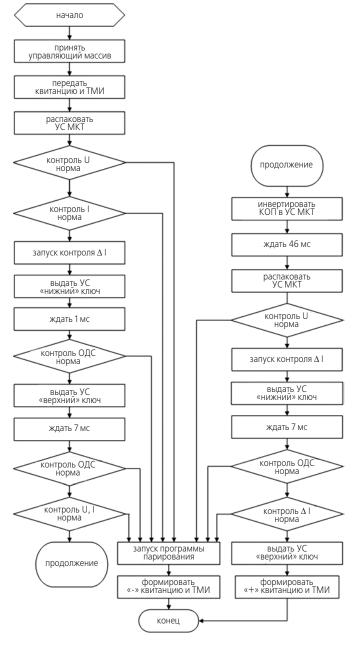


рисунок 3. Блок-схема алгоритма задачи «включение клапанов ДУ с диагностикой»

- 2. В ответ на запрос отправить в центральную вычислительную систему результаты за предыдущий тактовый интервал.
- 3. Распаковать каждое управляющее слово коммутаторов МКТ в два слова, отдельно для «нижнего» и «верхнего» ключей МКТ.
- 4. Измерить и проконтролировать ток и напряжение на шине питания.
 - 5. Включить «нижний» ключ коммутатора.
- 6. Измерить ток, убедиться, что он не изменился, и запустить циклический дифференциальный контроль тока. Если контроль тока показал ненорму сформировать в буфере ТМИ параметр, что «верхний» ключ пробит.
 - 7. Включить «верхний» ключ коммутатора.
 - 8. Подождать 5–10 мс.
- 9. Измерить и проконтролировать ток и напряжение, определить что ток потребления на шине питания изменился на величину заданную в команде. Если контроль тока показал ненорму сформировать в буфере ТМИ параметр, что «верхний» ключ в обрыве.
- 10. Инвертировать код операции (КОП) «включить» на «выключить».
- 11. Ждать отсчета интервала длительности «кноп-ки» (200 мс).
- 12. Распаковать каждое управляющее слово коммутаторов МКТ в два слова, отдельног для «нижнего» и «верхнего» ключей МКТ.
- 13. Измерить и проконтролировать напряжение на шине питания.
- 14. Измерить ток и запустить циклический дифференциальный контроль тока.
 - 15. Выключить «нижний» ключ коммутатора.
 - 16. Подождать 5-10 мс.
- 17. Измерить и проконтролировать ток и напряжение; определить, что ток потребления на шине питания изменился на величину, заданную в команде (ток потребления переключателя). Если контроль тока показал ненорму сформировать в буфере ТМИ параметр, что «нижний» ключ пробит.
 - 18. Выключить «верхний» ключ коммутатора.
- 19. Сформировать и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему положительную квитанцию исполнения и параметры контроля.
- 20. При выявлении первой ненормы контроля выполнить программу парирования ненормы, предусмотренную в командном управляющем массиве, сформировать отрицательную квитанцию исполнения и ТМ-параметры контроля, и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему.

При выполнении задачи автоматически получаем исчерпывающую диагностическую информацию о техническом состоянии МКТ и цепей фидера.

Алгоритм выключения полностью идентичен, отличается лишь выдачей «кнопки» в адрес отключающей обмотки переключателя фидера.

Алгоритм выполнения задачи «включение/выключение клапанов ДУ». Клапаны двигательной установки коммутируются ключами модулей коммутации БУ. Датчики «да/нет» сигналов расположены в двигателях, датчики тока и напряжения расположены в аппаратуре СЭС.

Для двигательной установки задачи управления могут разрабатываться в двух вариантах: с диагностикой исправности ключей и схем управления ключами модулей МКТ и без диагностики. Ниже рассматривается алгоритм задачи «включение/выключение клапанов ДУ» с диагностикой как функционально более насыщенный. Однако следует отметить, что в силу временных издержек в единицы миллисекунд, затрачиваемых на диагностику, для посадки на поверхность на КА «ЛУНА-ГЛОБ» и «ЭКЗОМАРС» подходят более динамичные алгоритмы без диагностики.

Блок-схема алгоритма задачи «включение/выключение клапанов ДУ» с диагностикой приведена на рисунке 3.

Словесное описание последовательности действий:

- 1. Получить командный управляющий массив включения клапанов ДУ, содержащий:
 - управляющие слова (УС) коммутаторов МКТ с адресами и кодами операций включения;
 - длительность интервала включения клапанов ДУ (например 53 мс);
 - адрес канала АЦП и допуски контроля датчика напряжения (U);
 - адрес канала АЦП и допуски контроля датчика тока (I);
 - адрес канала модуля опроса дискретного датчика (ОДС) срабатывания магнитоуправляемого контакта клапана или сигнализатора давления – в зависимости от типа двигателя.
- 2. В ответ на запрос отправить в центральную вычислительную систему результаты за предыдущий тактовый интервал.
- 3. Распаковать каждое управляющее слово коммутаторов МКТ в два слова, отдельно для «нижнего» и «верхнего» ключей МКТ.
- 4. Измерить и проконтролировать ток и напряжение на шине питания.
 - 5. Включить «нижний» ключ коммутатора.
- 6. Проконтролировать модуль ОДС. Если он не изменился, то запустить циклический дифференциальный контроль тока. Если контроль ОДС показал ненорму сформировать в буфере ТМИ параметр, что «верхний» ключ пробит.
 - 7. Включить «верхний» ключ коммутатора.
 - 8. Подождать 5-10 мс.

- 9. Проконтролировать изменение ОДС, проконтролировать ток и напряжение; определить, что ток потребления на шине питания изменился на величину, заданную в команде. Если контроль ОДС, тока или напряжения показал ненорму, сформировать в буфере ТМИ параметры в зависимости от полученных результатов: «верхний» ключ в обрыве или короткое замыкание в цепи клапана.
- 10. Инвертировать код операции (КОП) «включить» на «выключить».
- 11. Ждать отсчета интервала длительности «кнопки» (46 мс).
- 12. Распаковать каждое управляющее слово коммутаторов МКТ в два слова, отдельно для «нижнего» и «верхнего» ключей МКТ.
- 13. Измерить и проконтролировать напряжение на шине питания.
- 14. Измерить ток и запустить циклический дифференциальный контроль тока.
 - 15. Выключить «нижний» ключ коммутатора.
 - 16. Подождать 5-10 мс.
- 17. Проконтролировать изменение ОДС; измерить и проконтролировать ток и напряжение; определить, что ток потребления на шине питания изменился на

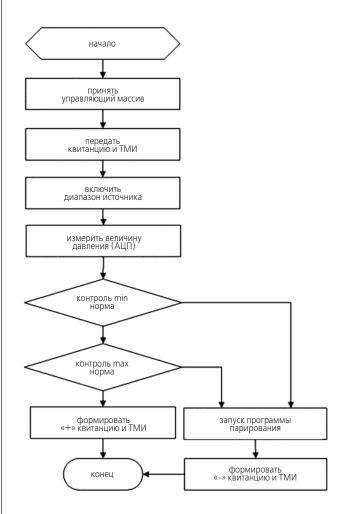


рисунок 4. Блок-схема алгоритма задачи контроля аналоговых потенциометрических датчиков

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ И АЛГОРИТМЫ ВЫПОЛНЕНИЯ БЛОКОМ УПРАВЛЕНИЯ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОУСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

величину, заданную в команде. Если контроль ОДС показал ненорму – сформировать в буфере ТМИ параметр, что «нижний» ключ пробит.

- 18. Выключить «верхний» ключ коммутатора.
- 19. Сформировать и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему положительную квитанцию исполнения и параметры контроля.
- 20. При выявлении первой ненормы контроля выполнить программу парирования ненормы, предусмотренную в командном управляющем массиве, сформировать отрицательную квитанцию исполнения и ТМ-параметры контроля и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему.

При выполнении задачи автоматически получаем исчерпывающую диагностическую информацию о техническом состоянии МКТ и цепей клапана.

Алгоритм выполнения задачи — выдача релейных команд в системы КА и устройства БАППТ. Ре-

лейные команды выдаются ключами модулей коммутации БУ. Датчики тока и напряжения расположены в аппаратуре СЭС.

Алгоритм идентичен алгоритму включение/выключение клапанов, с небольшой разницей, заключающейся в отсутствии ответных дискретных сигналов (ОДС) у некоторых систем.

Алгоритм выполнения задачи – допусковый контроль потенциометрических датчиков и резистивных температурных датчиков с задействованием измерительного источника эталонного напряжения.

Блок-схема алгоритма задачи допускового контроля аналоговых потенциометрических датчиков приведена на рисунке 4.

Словесное описание последовательности действий:

- 1. Получить команду, содержащую:
- адрес коммутатора диапазона измерительного источника;
- адрес канала АЦП;

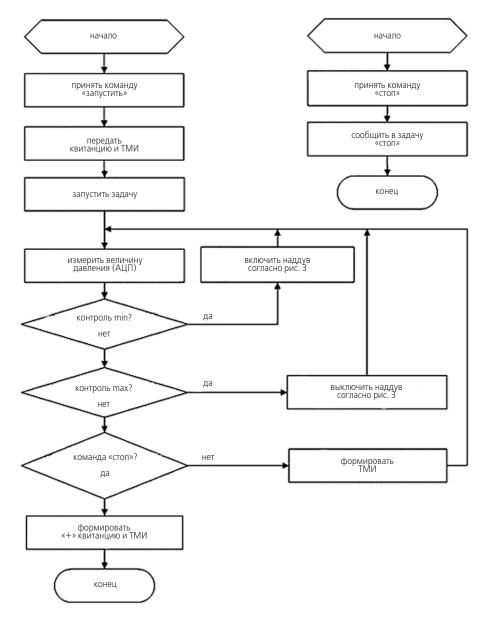


рисунок 5. Блок-схема алгоритма задачи регулирования наддува

- допуски величин контролируемого сопротивления (давления) аналогового потенциометрического датчика минимум и максимум.
- 2. Включить коммутатор требуемого диапазона измерительного источника.
- 3. Измерить на АЦП величину сопротивления (давления), проконтролировать на допуска.
- 4. Сформировать и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему положительную квитанцию исполнения и параметры контроля.
- 5. При выявлении первой ненормы контроля выполнить программу парирования ненормы, предусмотренную в командном управляющем массиве; сфортивется образоваться образ

мировать отрицательную квитанцию исполнения и ТМ-параметры контроля и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему.

Алгоритмы выполнения задач — допускового контроля напряжения, тока и термопарных датчиков температур аналогичны алгоритму контроля аналоговых потенциометрических датчиков, за исключением коммутатора источника измерительного напряжения.

Алгоритм задачи регулирования давления наддува. Задача размещена в ПЗУ БУ, запускается отдельной командой и завершается другой отдельной командой, поступающей из БВС. Во время выполнения задачи поступающие из БВС другие управ-

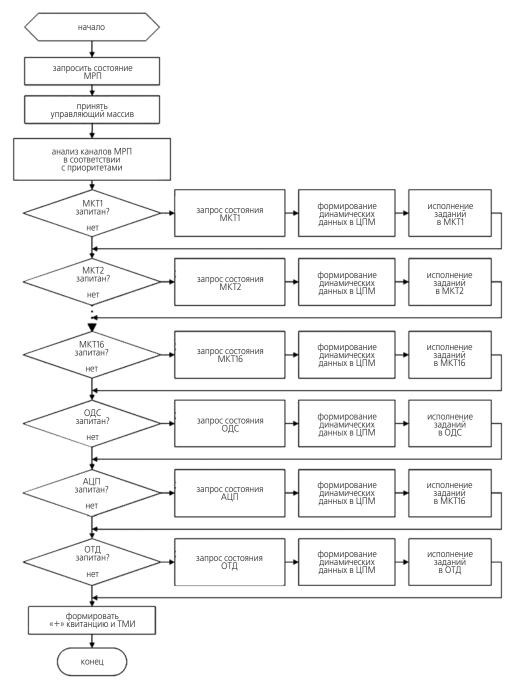


рисунок 6. Блок-схема алгоритма включения ЦПМ БУ

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ И АЛГОРИТМЫ ВЫПОЛНЕНИЯ БЛОКОМ УПРАВЛЕНИЯ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОУСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ляющие массивы задания выполняются параллельно с задачей с учетом приоритетов.

Блок-схема алгоритма задачи регулирования давления наддува приведена на рисунке 5.

Алгоритм исполнения циклических запросов из БВС, не требующих выполнения команд по управлению электроустройствами, БУ отрабатывает следующим образом:

- 1. Получить циклический запрос.
- 2. Проконтролировать интервал времени такта между запросами.
 - 3. Выполнить диагностику аппаратуры БУ.
- 4. Сформировать и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему положительную квитанцию исполнения и параметры контроля, включая параметры от запущенных в работу циклических задач БУ.
- 5. При выявлении первой ненормы контроля выполнить программу парирования ненормы предусмотренную в командном управляющем массиве; сформировать отрицательную квитанцию исполнения и ТМ-параметры контроля и при очередном обмене передать в центральную вычислительную систему.

3. Алгоритмы управления конфигурацией модулей БУ

Алгоритм инициализации ПО БУ при подаче питания или при переключении ЦПМ. Питание на БУ подается при первом или повторном включении, при этом в зависимости от предустановленной внешними релейными командами конфигурации обязательно запитываются один из процессоров ЦПМ и модуль распределения питания (МРП). Также во время работы внешними командами может переключаться процессор ЦПМ и переключаться или включаться в режим «горячего» резервирования МРП.

Блок-схема алгоритма включения ЦПМ БУ приведена на рисунке 6.

Словесное описание последовательности действий:

- 1. Запросить состояние каналов модуля распределения питания и по ответу определить, в каком состоянии сам МРП.
- 2. Получить командный управляющий массив, если таковой имеется.
- 3. Определить на какие функциональные модули (ФМ) БУ подано питание.
- 4. Поочередно запросить состояние ФМ: сначала модули МКТ в соответствии с приоритетами, затем остальные модули.
- 5. После каждого очередного запроса формировать для соответствующего модуля динамические данные в ОЗУ ЦПМ и при необходимости выдавать задания в модуль, если такие задания поступили по п. 2).

Алгоритм выполнения задачи «включение/ выключение полукомплектов ФМ». ФМ комму-

тируются электронными ключами МРП. В части управления МРП идентичен МКТ03. Датчики тока и напряжения расположены в аппаратуре СЭС.

Алгоритм выполнения включение/выключение ФМ идентичен рассмотренному выше включению/выключению нагрузок, вариант А.

заключение

Предлагаемые принципы построения программного обеспечения блока управления обеспечивают:

- работоспособность БУ после переключения ЦПМ за время менее 40 мс с сохранением состояний управляющих ключей и самовосстановлением в ПО БУ динамических данных о ключах и контролируемых параметрах КА;
- использование одного и того же максимально упрощенного (по сравнению с программно-мажоритированным для случая использования троированного ЦПМ с горячим резервированием) ПО в обоих полукомплектах ЦПМ;
- обеспечение требуемой динамики управления с минимизацией временных погрешностей включения/выключения, вносимых ПО БУ простыми программными алгоритмами и при понятных подходах к электрическому проектированию КА;
- обеспечение параллельности вы полнения задач управления КА с учетом приоритетов, простыми программными алгоритмами.

Рассмотрены алгоритмы практически всех типичных задач низкоуровневого управления электроустройствами.

Определены и детализированы до уровня операторов языка действия по управлению электроустройствами для всего спектра задач БУ. Рассмотрены возможности использования в задачах БУ долговременно хранимых в памяти БУ общих подпрограмм и данных, с целью уменьшения размеров внешних массивов-заданий и минимизации задач на входном языке БУ.

Дальнейшее рассмотрение принципов и предложений по построению программной системы подготовки, функционирования и сопровождения блока управления при наземной отработке и летной эксплуатации, а также предложения по специализированному языку программирования прикладных задач блока управления планируется в последующих работах.

список литературы

Мозговой Ю.В. Концепции создания аппаратуры и программного обеспечения блока управления электроустройствами автоматических автономных долгоживущих космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 98-111.

Статья поступила в редакцию 23.06.2015 г.

УДК 629.78.015 4.2015

ОСНОВНЫЕ МЕТОДЫ СИНТЕЗА ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ СЦЕНАРИЕВ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ С ГРАВИТАЦИОННЫМИ МАНЁВРАМИ В СИСТЕМЕ ЮПИТЕРА И ПОСАДКОЙ НА ОДИН ИЗ ЕГО СПУТНИКОВ

Ю.Ф. Голубев1,

доктор физикоматематических наук, golubev@keldysh.ru;

Yu.F. Golubev

Д.А. Тучин¹, кандидат физико-

математических наук, den@kiam1.rssi.ru;

D.A. Tuchin

А.Г. Тучин¹,

доктор физикоматематических наук, tag@kiam1.rssi.ru;

A.G. Tuchin

И.М. Морской²,

morskoy@laspace.ru; I.M. Morskov

THE MAIN METHODS **OF TRAJECTORIES SYNTHESIS** FOR GRAVITY ASSIST SPACE MISSIONS TO THE JUPITER SYSTEM WITH LANDING ON ONE **OF ITS SATELLITES**

А.В. Грушевский¹,

доктор физикоматематических наук, grushev@keldysh.ru;

A.V. Grushevskii

А.В. Симонов².

кандидат технических наук, flairfox@gmail.com; alex.simonov@laspace.ru;

A.V. Simonov

В.В. Корянов¹,

кандидат физикоматематических наук korianov@keldysh.ru;

V.V. Koryanov

В.С. Добровольский²,

V.S. Dobrovolskii

Статья посвящена разработке методики проектирования траекторий космических аппаратов, предназначенных для проведения контактных и бесконтактных исследований Юпитера и его естественных спутников. Такая методика должна учитывать ряд особенностей. Во-первых, схема полёта, обеспечивающая выведение космического аппарата на орбиту вокруг естественного спутника Юпитера, для обеспечения приемлемого уровня затрат топлива должна включать большое число гравитационных манёвров как на межпланетном этапе перелёта от Земли к Юпитеру, так и на этапе полёта в системе планеты-гиганта. Во-вторых, наличие у Юпитера мощных радиационных поясов также накладывает довольно жёсткие ограничения на параметры траектории.

Ключевые слова: космический аппарат; схема полёта; межпланетный перелёт; гравитационный манёвр; Юпитер.

введение

Использование гравитационных манёвров (ГМ или GAM – Gravity Assist Maneuver) около естественных небесных тел позволяет значительно расширить область освоения Солнечной системы, началом которого можно считать советский проект «ЛУНА-3» (Левантовский В.И., 1960). Дополнительное приращение характеристической скорости, получаемое практически безвозмездно, за счёт орбитальной

This article is devoted to the development of a methodology of designing trajectories of spacecraft intended for contact and remote studies of Jupiter and its natural satellites. This methodology should take into account a number of features. Firstly, the flight profile, providing injection of spacecraft into orbit around the natural satellite of Jupiter to ensure an acceptable level of fuel consumption should include a large number of gravity assist maneuvers. They should be performed both during the interplanetary phase of the flight from the Earth to Jupiter, and during the phase of the flight in the giant planet system. Secondly, the presence of Jupiter's powerful radiation belts also imposes fairly strict limits on the orbit parameters.

Key words: spacecraft;

flight profile; interplanetary flight;

gravity assist maneuver; Jupiter.

энергии планет или их спутников, создает возможность существенной экономии ресурсов для полётов к планетам-гигантам, и в первую очередь – к системе Юпитера (СЮ) (*Minovitch M.*, 1963; 1972). В ранних космических миссиях подобного рода («ПИОНЕР-10», «ВОЯДЖЕР-1») выбранная планета-мишень использовалась в качестве катапульты для нового разгона корабля. В последующих, более «изощрённых», сце-

¹ ИПМ имени М.В. Келдыша РАН, Россия, Москва. Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russia, Moscow.

² ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

ОСНОВНЫЕ МЕТОДЫ СИНТЕЗА ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ СЦЕНАРИЕВ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ С ГРАВИТАЦИОННЫМИ МАНЁВРАМИ В СИСТЕМЕ ЮПИТЕРА И ПОСАДКОЙ НА ОДИН ИЗ ЕГО СПУТНИКОВ

нариях использовались не только разгонные гравитационные манёвры, но и симметричные им - тормозные, с целью «высадки» в выбранную спутниковую систему с минимальной величиной тормозного импульса («ГАЛИЛЕО», «КАССИНИ»). В этих случаях, наряду с выбором «окон старта» от Земли, появилась необходимость комбинационного маневрирования с соответствующими сценариями и схемами гравитационных манёвров. Перспективные космические миссии - проект Роскосмоса «ЛАПЛАС-П» при возможной кооперации с проектом ESA «JUICE» (Boutonnet A. et al., 2012; Ulivi P. et al., 2015; Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014; Полищук Г.М. и *др.*, 2009; *Хартов В.В.*, 2011) – предусматривающие посадку на один из спутников-лун Юпитера, будут еще более комбинированными. Это вызвано тем, что необходимые пролёт, облёт и посадка на спутник подразумевают многократное уменьшение скорости прибытия космического аппарата, что при наличии современных ограничений на расход топлива, можно обеспечить только с помощью гравитационных манёвров около галилеевых спутников Юпитера: Ио, Европа, Ганимед, Каллисто. Для таких проектов необходимо обеспечить стандартные требования: ограничения на продолжительность миссии, минимизация уровня суммарной полученной дозы радиации (TID) и бюджета характеристической скорости. Требования эти трудно выполнимы при современном уровне развития космической техники и ограничениях на расход ресурса в условиях гигантских расстояний до СЮ и предельно жесткого уровня радиации в ней. Для указанных задач возможна и зачастую проводится оптимизация по одному-двум из отмеченных ограничений. Ситуация усложняется жёсткостью требований к дате прибытия КА в СЮ, несовместимой с реальностью значительных ошибок исполнения подлёта к ней КА (даже с применением малых манёвров), и неточным знанием её эфемерид. При этом ограниченные динамические возможности использования лун для гравитационных манёвров требуют проведения десятков прохождений около них. Становится очевидной актуальность создания регулярной процедуры построения оптимальных сценариев - расписаний прохождения соответствующих небесных тел и выработки условий исполнения этих расписаний.

Настоящая статья посвящена описанию методики построения таких расписаний (Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014; Голубев Ю.Ф. и др., 2015; Grushevskii A. et al. To the adaptive..., 2014; Grushevskii A. et al. Adaptive low radiation..., 2014). Приводятся примеры использования рассматриваемой методики для проработки конкретных вариантов миссии «ЛАПЛАС-П».

Перелёт к системе Юпитера может быть осуществлен различными способами, в том числе и с исполь-

зованием гравитационных манёвров (*Minovitch M.*, 1963; *Boutonnet A. et al.*, 2012). Один из наиболее эффективных вариантов – маршрут «VEEGA» (Venus – Earth – Earth Gravity Assists). В частности, такой вариант в качестве опорной траектории предполагается использовать для миссии ESA «JUICE» к СЮ с целью выхода на орбиту искусственного спутника (ОИС) Ганимеда (*Boutonnet A. et al.*, 2012). Перелёт должен занять в среднем шесть лет.

В НПО имени С.А. Лавочкина также начаты работы по проекту «ЛАПЛАС-П» (этап технического предложения (ТП) опытно-конструкторской работы). Согласно техническому заданию на ТП предполагается запуск двух КА в одно стартовое окно. Первый КА — орбитальный (Orbiter), а второй — посадочный (Lander). КА $N \ge 1$ должен прилететь к Ганимеду примерно на месяцдва раньше КА $N \ge 2$ и выбрать место посадки.

Схему полёта обоих КА можно условно разделить на четыре этапа:

- 1. Старт из Байконура, выведение КА на отлётную траекторию с помощью РН «ПРОТОН-М» и РБ «БРИЗ-М».
- 2. Межпланетный этап, с гравитационными манёврами (GAM) у Венеры и Земли, заканчивающийся прилётом в сферу действия Юпитера.
- 3. Тур в системе Юпитера, с ГМ у Ганимеда и Каллисто, с последующим выходом на орбиту ОИС Ганимеда.
- 4. Полёт по орбитам ИС Ганимеда, посадка КА № 2. Запуски обоих КА с Земли предполагается произвести в одно стартовое окно с интервалом примерно в одну неделю. Траектории КА № 1 и КА № 2 схожи и незначительно отличаются датами проведения GAM. Длительность йовицентрического этапа КА № 2 больше, чем у КА № 1. Это время используется для проведения дополнительных гравманёвров, уменьшающих асимптотическую скорость подлёта КА № 2 к Ганимеду.

Предполагается, что первым на ОИС Ганимеда выходит КА № 1. Он проводит дистанционные исследования Ганимеда, и по этим данным выбирается место посадки КА № 2, соответствующее заданным ограничениям.

1. Гелиоцентрический этап

Перелёт до Юпитера по маршруту Венера – Земля – Земля (VEEGA) занимает около 6 лет. Характеристики траекторий КА N 1 и КА N 2 приведены в таблице 1. В ней используются следующие обозначения:

 ΔV – характеристическая скорость манёвра, км/с;

 V_{∞}^{-} — модуль вектора подлётной асимптотической скорости, км/с;

 $V_{\infty}^{^{+}}$ — модуль вектора отлётной асимптотической скорости, км/с;

 ΔT – длительность участка, сутки;

 ΔT_{Σ} – суммарная длительность этапа, сутки (годы).

таблица 1 — Характеристики	траекторий	КА	№ 1	И	КА
№ 2 при перелёте к Юпитеру					

параметр	KA № 1	KA № 2
дата старта с Земли	06.09.2026	28.08.2026
ΔV	3.759	3.839
V_{∞}^{+}	3.468	3.727
ΔT	171	181
дата ГМ1 (Венера)	25.02.2027	26.02.2027
$V_{\infty}^- = V_{\infty}^+$	7.114	7.362
ΔT	310	307
дата ГМ2 (Земля)	01.01.2028	30.12.2028
$V_{\infty}^- = V_{\infty}^+$	10.327	10.347
ΔT	731	730
дата ГМЗ (Земля)	01.01.2030	28.12.2029
$V_{\infty}^- = V_{\infty}^+$	10.327	10.347
ΔT	1025	1006
дата прилёта к Юпитеру	21.10.2032	30.09.2032
V_{∞}^{-}	5.911	5.916
ΔT_{Σ}	2237 (6.13)	2225 (6.09)

На рисунке 1 приведена схема гелиоцентрического этапа полёта.

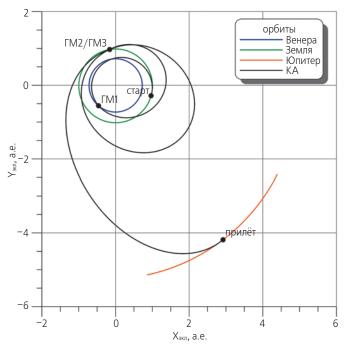


рисунок 1. Схема гелиоцентрического этапа полёта

2. Специфика миссий к Юпитеру с целью посадки на его спутник

Далее будет представлена методика баллистического проектирования космической миссии, предполагающей сближение с галилеевым спутником Юпитера и посадку на него после завершения межпланетного полёта к СЮ на той стадии, когда космический аппарат окажется в сфере действия Юпитера.

В первом приближении в юпитерианской системе координат гелиоцентрическая траектория КА будет пролётной гиперболой (*Barrabéz E. et al.*, 2004). Для

того чтобы выйти на ОИС Юпитера, необходим тормозной импульс (JOI – Jovian Orbit Insertion). После него КА выходит на сильно вытянутую эллиптическую орбиту в СЮ. Тормозной импульс JOI может быть осуществлен в перицентре пролётной гиперболы как перед, так и после проведения гравитационного манёвра около одного из спутников Юпитера. Проведение гравитационного манёвра непосредственно по прибытии с межпланетного участка более экономично, но достаточно жестко привязано к времени прибытия в СЮ.

Для обеспечения большей гибкости и устойчивости миссии предпочтительнее проработка юпитерианских туров, начинающихся именно с JOI. Особенность выполнения манёвра торможения JOI состоит в том, что он должен обеспечить последующую встречу КА со спутником Юпитера (Ганимедом) и такой пролёт КА в его сфере действия, при котором произойдет уменьшение периода и орбитальной скорости КА.

После выхода на сильно вытянутую эллиптическую ОИС Юпитера должна быть реализована схема выполнения гравитационных манёвров с использованием полей тяготения галилеевых спутников, состоящая из двух этапов.

Первый этап (Р1) используется для уменьшения орбитальной энергии КА по отношению к Юпитеру после ЈОІ и создания условий для более частых встреч с естественными спутниками Юпитера путем понижения периода обращения КА до величин порядка нескольких орбитальных периодов спутника (так, период спутника Ганимед составляет приблизительно 7.155 земных суток). Перед каждым пролётом спутника Юпитера, с помощью которого осуществляется гравитационный манёвр, предусматривается коррекция орбиты КА, которая должна обеспечить заданные параметры пролёта этого спутника Юпитера, гарантирующие согласно точной эфемеридной модели (ТЭМ) новую встречу с ним. Такие коррекции могут совмещаться с манёврами подъёма перийовия. Отметим, что существуют альтернативные варианты подъёмов перийовия, о которых будет сказано ниже.

На втором этапе (*P2*) должна быть использована «частая» серия GAM (с уже уменьшенным периодом обращения КА) с целью сблизить орбитальные скорости КА и спутника-мишени («Ганимеда»), чтобы обеспечить условия, необходимые для формирования предпосадочной орбиты. При этом приходится отказаться от техники резонансных GAM с использованием только одного спутника-мишени, поскольку они не позволяют уменьшить асимптотическую скорость КА относительно этого спутника до нужной величины. Это обусловлено свойствами траекторий КА в ограниченной задаче трех тел (ОЗТТ). Они имеют в классе малобюджетных (квазиинерционных) гравитационных манёвров около фиксированного спутникамишени своими инвариантами величину интеграла

ОСНОВНЫЕ МЕТОДЫ СИНТЕЗА ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ СЦЕНАРИЕВ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ С ГРАВИТАЦИОННЫМИ МАНЁВРАМИ В СИСТЕМЕ ЮПИТЕРА И ПОСАДКОЙ НА ОДИН ИЗ ЕГО СПУТНИКОВ

Якоби, параметра Тиссерана (*Tisserand F.F.*, 1896) и величину асимптотической скорости относительно спутника-мишени (*Campagnola S. et al.* Endgame Problem. Part 1..., 2010; *Campagnola S. et al.* Endgame Problem. Part 2..., 2010).

Резюмируя, выделим основные фазы юпитерианской части космической миссии, реализующей посадку на спутник Юпитера.

- 1. Выход КА с пролётной гиперболы на сильно вытянутую эллиптическую ОИС Юпитера с помощью JOI.
- 2. Уменьшение периода обращения КА с помощью начальной серии «длинных и укорачивающихся» гравитационных манёвров.
- 3. Сближение со спутником Юпитера-мишенью (например, с Ганимедом). Необходимо сблизить орбитальные скорости КА и мишени и, учитывая существенную вытянутость участков движения КА между отражениями и близость орбиты спутника-мишени к круговой, понизить эксцентриситет орбиты КА серией «укороченных» гравитационных манёвров.
- 4. Проведёние фазирования КА со спутником-мишенью.
- 5. Выполнение манёвра торможения GOI (Ganymede Orbit Insertion), обеспечивающего выход на ОИС Ганимеда.
- 6. Выполнение серии манёвров, обеспечивающих формирование предпосадочной орбиты.
- 7. Включение автономной системы посадки на Ганимед.

3. Специфика проведения гравитационных манёвров

Будем применять терминологию (Себехей В., 1982; Пуанкаре А., 1971) для описания конфигурации ограниченной задачи трёх тел: основное (центральное, «первое») тело, малое («второе») тело, КА (лёгкое, «третье» тело ничтожно малой массы). Метод склеенных конических сечений представляет траектории КА в виде кусочно-кеплеровых орбит около основного тела (Юпитера в СЮ) с изломами в местах проведения гравитационных манёвров около второго тела. Области проведения манёвров (с момента t_1 входа в сферу действия второго тела до момента t_2 выхода из нее) считаются ничтожными по сравнению с участками кеплерового движения около основного тела и заменяются точками склейки. Геометрическая интерпретация GAM показана на рисунке 2, где обозначено: $V(t_1)$ – вектор скорости КА относительно центрального тела до входа в сферу действия второго тела; $V(t_2)$ – соответствующий вектор скорости при выходе из сферы действия второго тела (после проведения гравитационного манёвра); \overline{V}^{pl} – скорость спутника-партнёра. Угол излома вектора V(t) определяется исходя из угла раствора δ «запакованной в точке склейки» пролётной гиперболы относительно второго тела — «спутника-партнера» по гравитационному манёвру. Модуль вектора асимптотической скорости КА относительно спутника-партнера V_{∞} при этом не меняется, но поворачивается на некоторый угол δ .

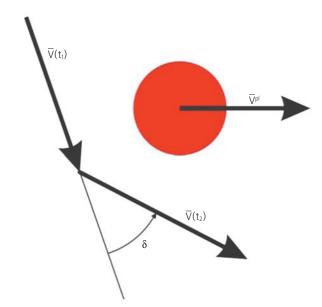


рисунок 2. Геометрия гравитационного манёвра

Изменение скорости КА относительно основного тела равно

$$\Delta \overline{V} = \overline{V}(t_2) - \overline{V}(t_1), \ \Delta V = \left\| \Delta \overline{V} \right\| = 2V_{\infty} \sin \frac{\delta}{2} = \frac{2V_{\infty} \mu}{\mu + r_p V_{\infty}^2},$$

где μ — гравитационная постоянная пролётного тела; r_p — расстояние до перицентра пролётной гиперболы КА, которое не может быть меньше радиуса спутника-партнёра R_{pl} (Barrabéz E. et al., 2004). Максимальная добавка к гиперболической скорости по модулю не может превышать первую космическую

скорость для спутника-партнёра:
$$\Delta V_{\max} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{pl}}}$$
 .

В таблице 2 представлены ресурсы гравитационного маневрирования при пролётах сфер действия планет и крупных карликовых планет Солнечной системы, которая пополнена и уточнена согласно новейшим данным космических наблюдений (Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014). При переходе к модельным безразмерным величинам гравитационное маневрирование КА около любого небесного тела будет определяться модельным коэффициентом нормализованной скорости КА $\gamma = V/V^{pl}$. Следовательно, интенсивность любого гравитационного манёвра будет описываться безразмерным параметром $\chi_{\rm mod} = \Delta V_{\rm max}/V^{pl}$, и чем он больше, тем большей становится возможная деформация пучка динамически допустимых траекторий КА на манёвре. Соответствующие значения χ_{mod} также приведены в таблице 2.

таблица 2 — Максимально возможные вариации скорости КА при пролёте крупных небесных тел Солнечной системы

	- FJ		
небесное тело	вариация скорости $\Delta V_{\rm max}$, км/с	$\chi_{\text{mod}} = \frac{\Delta V_{\text{max}}}{V^{pl}}$	центральное тело
Меркурий	3.005	0.063	Солнце
Венера	7.326	0.209	Солнце
Земля	7.912	0.265	Солнце
Mapc	3.557	0.147	Солнце
Церера	0.101	0.056	Солнце
Юпитер	42.57	3.257	Солнце
Сатурн	25.52	2.634	Солнце
Уран	15.12	2.22	Солнце
Нептун	16.67	3.07	Солнце
Плутон	0.85	0.18	Солнце
Хаумеа	1.16	0.26	Солнце
Макемаке	1.11	0.25	Солнце
Эрида	1.09	0.3	Солнце
Луна	1.680	1.6	Земля
Ио	1.809	0.1	Юпитер
Европа	1.433	0.1	Юпитер
Ганимед	1.949	0.17	Юпитер
Каллисто	1.725	0.21	Юпитер
Титан	1.867	0.3	Сатурн

4. Краткий анализ возможных участников маневрирования в системе Юпитера

Претендентами на партнёрство с КА по гравитационному маневрированию в системе Юпитера являются четыре его наиболее крупных спутника – галилеевы луны: Ио, Европа, Ганимед и Каллисто.

Ио

Миссия «ГАЛИЛЕО» использовала для маневрирования все четыре луны Юпитера, но была чрезвычайно радиационно неблагоприятной. При прохождении Ио часть научной аппаратуры вышла из строя. Суммарная доза радиации превысила к 2004 году величины порядка 650 крад. Учитывая тот факт, что современные миссии ESA и РКА, находящиеся в разработке, планируются в более щадящих радиационных режимах (TID порядка 150-300 крад), что допускает более легкую защиту корпуса аппарата и исключает пролёты КА ниже орбиты Европы, Ио можно было бы исключить из стартового состава игроков. Однако специалистами NASA из Jet Propulsion Laboratory прорабатываются, в частности, иные, «бронетанковые» подходы к решению проблемы радиационной опасности около юпитерианских ближних лун. В частности, тур к Европе (Senske D. et al., 2013) строится жестким образом, практически с открытой датой прекращения миссии по факту выхода из строя научной аппаратуры, при этом в планах миссии допускаются более низкие перийовии и, соответственно, более высокие TID до 2.1 Мрад для защиты 2.5 мм Аl.

Европа

Степень актуальности сценариев пролёта спутника Юпитера Европы (*Boutonnet A. et al.*, 2012) и сближения с ней вплоть до выхода на орбиту около Европы (и, в принципе, посадки на ее поверхность) весьма высока. Именно Европа является одной из наиболее притягательных для изучения целей (в первую очередь из-за наличия у нее океана, покрытого льдом, который разогревается юпитерианскими приливами). Европа, уступая по размерам Луне, является, все же, шестым по величине естественным спутником Солнечной системы. Соответственно, гравитационные манёвры около Европы также теоретически достаточно эффективны. Однако, как и в случае с Ио, высокий уровень радиационной опасности около Европы чрезвычайно усложняет реализацию подобных сценариев. Укажем, что миссия ESA «JUICE» предполагает двукратный пролёт Европы, и получаемая только на этой фазе TID составит величину порядка 200 крад при защите корпуса КА 10 мм АІ. Посадка на Европу дает величину радиации в разы больше и не может рассматриваться в ближайшем будущем. При проектировании миссий с TID ниже 150-300 крад и защитой в пределах 10 мм Al Европу также следует исключить из состава игроков, что значительно обедняет и усложняет синтез допустимых сценариев.

Ганимед

Спутник Юпитера Ганимед является крупнейшим спутником в Солнечной системе. Интерес к исследованию этого гиганта чрезвычайно велик, как и в случае с Европой. Разработка космических миссий, предусматривающих сближение с Ганимедом и посадку на его поверхность, является приоритетным направлением исследований ESA и PKA. С одной стороны, посадка на Ганимед будет проходить в условиях умеренно щадящей радиационной обстановки около него. С другой стороны, гравитационный параметр Ганимеда 9887.8 км³/с² делает посадку с орбиты более сложной, чем в случае Европы.

Каллисто

Гравитационное маневрирование около Каллисто весьма эффективно как само по себе, так и в качестве альтернативы, в случае невозможности проводить манёвры около других спутников (исходя из фазовой конфигурации системы, радиационной опасности и т.д.). Посадка на спутник Юпитера Каллисто также имеет перспективу. Щадящие радиационные условия около неё позволили бы запустить к ней космический аппарат, облегчённый за счёт радиационной защиты его корпуса (предельная допустимая ТІD до 100 крад).

5. Стратегия построения туров в СЮ на первой фазе *P1* («дебют»)

Каждая приемлемая цепочка гравитационных манёвров предполагает сохранение темпа, квазибаллистичности полёта КА от одного сближения к другому практически инерционно, с минимальными затратами топлива, используя в качестве механизма нацели-

ОСНОВНЫЕ МЕТОДЫ СИНТЕЗА ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ СЦЕНАРИЕВ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ С ГРАВИТАЦИОННЫМИ МАНЁВРАМИ В СИСТЕМЕ ЮПИТЕРА И ПОСАДКОЙ НА ОДИН ИЗ ЕГО СПУТНИКОВ

вания характеристики вылета из предшествующего манёвра. Эта рекуррентная малая энергозатратность регулярной синтезируемой цепочки может оборваться в случае попадания «в тупик» при отсутствии хотя бы одной досягаемой цели на выходе из текущего GAM. К корректно построенному сценарию предъявляется требование своевременных поставок текущих целей для KA.

Технология обеспечения «поставок» последующих целей на начальной фазе планетарной миссии достаточно прозрачна. Она состоит в решении стартовой задачи Ламберта (HTO по HUP «Лаплас-ИПМ», 2009; Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014) из условия попадания КА к Ганимеду после выполнения JOI и реализации последующей серии решений задач Ламберта таких, чтобы орбитальный период КА на выходе из зоны очередного гравитационного манёвра был кратен орбитальному периоду выбранного спутника-партнера маневрирования. Сформированная таким образом резонансность периодов обеспечит новую встречу с партнером через некоторое время в некоторой окрестности истинной аномалии последней встречи. Для этого непосредственно перед предстоящим совершением заготовленного гравитационного манёвра достаточно проводить малозатратную уточняющую коррекцию, регулирующую высоту пролёта над спутником-мишенью. Проведение коррекций привязано обычно к окрестности одного из заключительных перед сближением перийовиев орбиты.

5.1. Пошаговый алгоритм проектирования коррекции в точной эфемеридной модели

Перелёт между спутниками Юпитера можно проектировать с помощью следующего пошагового алгоритма.

- 1. Перед сближением со спутником-мишенью для осуществления текущего GAM задается следующий GAM исходя из выбора способа прохождения мишени.
- 2. В перийовии, предшествующем текущему GAM, после выбора параметров последующего GAM, рассчитывается коррекция орбиты KA, обеспечивающая выполнение текущего GAM с пролётом спутникамишени на заданной высоте, вычисленной с помощью решения задачи Ламберта Эйлера.
- 3. Проводится уточнение коррекции методом Ньютона согласно ТЭМ спутника (*JPL NAIF*, 2015).
- 4. Рассчитывается движение КА с учётом ТЭМ до перийовия, предшествующего следующему GAM.

5.2. Уточняющая коррекция решения задачи Ламберта методом параметризации пролётной дальности спутника-мишени

Для уточнения импульса коррекции из условия пролёта спутника-цели на заданной высоте исполь-

зуется интегрирование уравнений движения КА в СЮ (*HTO по НИР «Лаплас-ИПМ»*, 2009) с учётом гравитации его естественных спутников в ТЭМ (*JPL NAIF*, 2015). Поиск импульса коррекции осуществляется в три этапа.

На первом шаге импульс находится из условия минимизации функционала, представляющего собой разность между заданным значением расстояния перицентра пролётной гиперболы и реализуемым вследствие импульса его значением. Минимум ищется комбинированным методом с использованием градиентного метода и метода покоординатного спуска (HTO по НИР «Лаплас-ИПМ», 2009). Для этого при расчёте градиента определяются разрешенные направления. Направление считается разрешенным, если при вариации компоненты вектора скорости в данном направлении выполняется условие по барицентру. Если все направления разрешены, используется градиентный метод с регулируемым шагом, если имеются запрещенные направления, выбирается движение по наиболее эффективной координате.

На втором шаге назначается коэффициент кратности как минимальное целое число, большее, чем отношение орбитального периода КА к орбитальному периоду малого тела. Целевое значение периода КА после гравитационного манёвра полагается равным произведению коэффициента кратности и орбитального периода малого тела.

На третьем шаге импульс уточняется из условия минимизации функционала, представляющего собой разность между целевым значением периода и его фактическим значением.

В случае проведения пространственных (3D) манёвров оказывается необходимым дополнительно ввести параметризацию по боковой дальности пролёта.

Расчёт первой фазы *P1* («дебюта») выполняется авторами для гибко заданных условий прибытия КА в систему Юпитера по уточнённым эфемеридам СЮ и Солнечной системы JPL NASA, с использованием программного комплекса ESTK БЦ ИПМ имени М.В. Келдыша РАН.

На рисунке 3 представлена типовая траектория KA на фазе P1.

Типовая реализованная последовательность понижающихся периодов KA записывается в периодах Ганимеда как $6:1 \rightarrow 5:1 \rightarrow 4:1 \rightarrow 3:1 \rightarrow 5:2 \rightarrow 2:1$.

Перийовии орбиты, хотя и локализованы по истинной аномалии, тем не менее дрейфуют от одного манёвра к другому. Фиксация линии апсид орбиты КА априори, применяемая при поиске сценариев миссий в ряде модельных работ, приводит к утере реального движения КА при попытке подключить реально наблюдаемые эфемериды небесных тел системы Юпитера вместо использования кеплеровых траекторий*.

^{*} Окончание статьи следует.

Time: 256.5 days Orbit: 7.52 Rad: 38.506 krad

рисунок 3. Квазирезонансность периодов КА и спутникамишени обеспечивает новую встречу со спутником в малой окрестности истинной аномалии последней встречи

список литературы

Z Y

Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г. Гравитационные манёвры космического аппарата в системе Юпитера // Изв. РАН, ТиСУ, 2014. № 3. С. 149-167.

Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г. Синтез сценариев космических миссий в системе Юпитера с использованием гравитационных манёвров // Доклады Академии наук. 2014. Т. 456, № 1. С. 39-41.

Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Точки бифуркации при проведении гравитационных манёвров в системе Юпитера // Доклады Академии наук. 2015. Т. 462, № 2. С. 154-157.

Левантовский В.И. Ракетой к Луне. М.: Гос. изд. физ.-мат. литературы, 1960. 380 с.

HTO по НИР «Лаплас-ИПМ». Проработка предложений по схеме полёта к Юпитеру и проведению работ по баллистической поддержке миссии к Юпитеру и Европе на участке перелёта Земля – Юпитер. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2009. Инв. № 5-012-09. 59 с.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б. Космические модули комплекса «ФобосГрунт» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-7.

Пуанкаре А. Избранные труды в трех томах. Т. 1. Новые методы небесной механики. М.: Наука, 1971. 772 с.

Себехей В. Теория орбит. Ограниченная задача трёх тел. М.: Наука, 1982. 656 с.

Хартов В.В. Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаменталь-

ных научных исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 3-10.

Barrabéz E., Gómez G., Rodríguez-Canabal J. Notes for the gravitational assisted trajectories. Advanced topics in astrodynamics. Summer course. Barcelona, 2004. 76 p.

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

Campagnola S., Russell R. Endgame Problem. Part 1: V-Infinity Leveraging Technique and Leveraging Graph // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2010. V. 33, № 2. P. 463-475.

Campagnola S., Russell R. Endgame Problem. Part 2: Multi-Body Technique and TP Graph // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2010. V. 33, № 2. P. 476-486.

Grushevskii A., Golubev Yu., Koryanov V., Tuchin A. To the adaptive multibody gravity assist tours design in Jovian system for the Ganymede Landing // 24th International Symposium on Space Flight Dynamics (ISSFD), Laurel, Maryland, Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory (JHU APL). 2014. Paper S15-4. 21 p.

Grushevskii A., Golubev Yu., Koryanov V., Tuchin A. Adaptive low radiation multibody gravity assist tours design in Jovian system for the landing on Jovian's moons // Proc. 65th International Astronautical Congress (IAC 2014), Toronto, Canada. 2014. Manuscript IAC-14,C1,9,13,x21406. 15 p.

JPL NAIF. URL: ftp://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/generic_kernels/spk/satellites (дата обращения: 20.04.2015).

Minovitch M. The Determination and Characteristics of Ballistic Interplanetary Trajectories under the Influence of Multiple Planetary Attractions // Jet Propulsion Lab., Pasadena, Calif. 1963 Tech. R 32-464. 40 p.

Minovitch M. Gravity thrust Jupiter Orbiter Trajectories generated by encountering the Galilean satellites // J. of Spacecraft and Rockets. 1972. V. 9. P. 751-756.

Senske D. et al. Exploring the Habitability of Europa. International Colloquium and Workshop Ganymede Lander: scientific goals and experiments, Moscow, 2013. URL: http://glcw2013.cosmos.ru/presentations. (дата обращения: 20.04.2015).

Tisserand F.F. Traité de Méchanique Céleste. Paris, Gauthier-Villars et fils. 1896. v. 4. 551 p.

Ulivi P., Harland D. Robotic Exploration of the Solar System. Part 4: The Modern Era 2004–2013. Series: Springer Praxis Books. Subseries: Space Exploration XII, 2015. 567 p.

Статья поступила в редакцию 18.05.2015 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

- **1.** 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. Объем 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 **A4**.
- **7.** Набирать текст необходимо в **MS Word 2003**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер **14**, интервал **полтора**. Поля со всех сторон **25 мм**.
- **8.** Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Microsoft Equation 3.0**. Формулы набираются **латинским** алфавитом, размер шрифта **11**. 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 верстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета — «СТУДИЯ ВЯЧЕСЛАВА М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 10.11.2015. формат $60x84/_8$.

бумага офсетная. печать офсетная. объем 12,4 печ. л. тираж 500 экз. отпечатано с готового оригинал-макета в типографии 000 «Трек принт» ул. Юровская, д. 92, оф. 1, г. Москва, 125466





ВЕСТНИК Межорбитальный космический буксир «ФРЕГАТ» выводит на рабочие и отлётные орбиты космические аппараты с трёх космодромов: Байконур, Плесешк, Куру, а с 2016 года и с космодрома Восточный. Помимо российских основными зарубежными заказчиками являются российско-французская компания «Starsem» и компания «Агіарезрасе» (Франция), которые осуществили 31 запуск с космодромов Байконур и Куру. Разгонный блок «ФРЕГАТ» самый эффективный в своем классе (на высокомирациях компонентах топлива) по коэффициентам массовом (на высококипящих компонентах топлива) по коэффициентам массовог

