

совместный проект РОСКОСМОСА и ЕКА

ВКВО-МАРС 2018 основные научные задачи:

поиск следов прошлой
 и существующей жизни
 в подповерхностом слое

- исследования состава атмосферы, проблема
 метана, поиск
- вулканических газов
- исследования внутреннего строения и климата Марса
- подготовка к освоению Марса

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР

СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ (7) +7 495 787 25 25



Полный комплекс услуг на рынке капиталов

ГПБ (ОАО). Генеральная лицензия Банка России №354. Реклама.



C	0	д	е	р	ж	а	н	И	e
Редак	ционная	статья							4
Харто	в В.В., Мар	отынов М.В	5., Лукьян	чиков А.В	., Алексаши	син С.Н.			
Проек	тная конце	епция деса	нтного мод	цуля «Экзо	Mapc-2018»	·,			-
созда	заемого HI	IU им. С.А	Лавочкина						5
Зелен	IBIN JI.M., N	ораолев О	ОЦ Пори	нов Д.С., I	повиков Б.				
Научи		комплекса	и палиной з			й плэтформ			
порек	ыс задачи та «ЭкзоМа	anc-2018»	г научной а	innapatype	посадочно	итыатформ			13
Ваго)	(Витасс С)., Бальони	I П., Хальл	еманн А.,					
Джан	фильо Дж.	., Бланкар	Т., МакКо	й Д., Де Гр	ют Р.				
Проек	т «ЭкзоМа	pc»: EKA –	следующи	й этап нау	чных исслед	цований Ма	рса		22
Kopa6	лев О.И., К	онмессин	Ф., Федо	рова А.А.,	Игнатьев Н	.И., Шакун	A.B.,		
Трохи	мовский А	.В., Григој	рьев А.В.,	Ануфрейч	ик К.А., Ко	злова Т.О.			
Экспе	римент АЦ	С для атмо	сферных и	сследован	ний				
	оитальном	аппарате «	«Экзомаро	C-ZUI6»	2540 2244		M		33
Bufor	vocto doc		NJId, NdJidi Macciala "Эн	AIPOINO 4 20Mane 2	аомо, защи 018.	иринскии А	•M•		1.2
Ferna		адки для к Апрской И.	М. Симон		опожение	ий В.С.			42
Тучин	Α.Γ., Γονμ	евский А.	В., Заслав	ский Г.С.	Степаньяни	1 B.A.			
Балли	істика и наі	вигация по	лёта и спус	ска десант	ного модуля	а миссии «Э	кзоМарс-20)18»	
Шири	јаков А.Е.,	Артюхов І	М.И., Каза́	кевич Ю.І	3., Калашни	ков А.И.	I		
Орган	изация упр	авления по	олетом						
автом	атической	межплане	тной косми	ической ст	анции «Экз	oMapc-2018	3»		53
Лихач	іев В.Н., Ф	едотов В.І	l.						
управ.	ление двих	кением по	садочного	модуля ко	СМИЧЕСКОГО	аппарата «:	экзомарс»		EO
на эта	PUKO R C I	ка и посад Иранкор А			пленикии	\ r			
Преде	арительнь	е результа	ты расчетн	ных и эксп	ерименталь	ных исслел	ований		
основ	ных парам	етров аэро	термодина	амики деса	антного мод	уля проекта	а «ЭкзоМар	C»	
Дубов	ик В.Н., За	щирински	ий А.М., Ку	дрявцев	A.H.	0			
Спуск	десантного	о модуля «	ЭкзоМарс-	2018» на і	поверхность	лланеты			76
Горші	ков А.Б., П	угачев В.А	., Финчен	ко В.С.					
Аэроте	ермодинам	ические па	араметры д	десантного	о модуля про	ректа «Экзо	Mapc»		0/
при сг	іуске в атм	осфере Ма	рса						84
Хами	цуллина н.				an Maness Tr			шой	
гадиа	арионные у	СЛОВИЯ В П	бортовой а	n nanatvne	электрора	иоизлепий	. радиацион	нои	91
Бонда	ренко В.А	Купершт	гейн В.Б.	innapatype	. sherripopuz	ционоделни			
Обесп	ечение теп	ілового реж	кима десан	нтного мод	іуля				
косми	ческого аг	іпарата ['] «Э	кзоМарс-2	2018»	·····				95
Хами	цуллина Н.	М., Новик	ова Н.Д., Д	ļешевая E	.А., Трофим	10в В.И., Ka	лашников	B.B.	
Обесп	ечение пла	анетарной	защиты М	арса в экс	педиции «Э	кзоМарс-20)18»		
Сутуги	ин С.Е., Бир	жов А.С.	, Макаров	В.П.			2 14	0010	110
Квоп	осу о созд	ании конс	трукции ав	втоматичес	скои станци	и проекта «	экзомарс-	2018»	
Kyzhk	андровл.				, KURDIOR A	A.,			
Лвига	тепьная vc	сдоров А.С тановка по	салочной і	алатформи					116
Ефано	ов В.В., Го с	овцов В.В	Садо піоні	і А.А., Ду ц	иенок С.А.	о модулл			
Детон	ационные	устройства	разделени	ия космиче	еского комп.	лекса «Экзо	Mapc-2018	»	120
Макар	оов В.П., Бі	ирюков А.	Ċ., Михайл	юв Д.Н., А	лександро	в Л.Г.			
Отдел	ьные аспеи	кты наземн	юй экспері	иментальн	юй отработи	СИ .			
косми	ческого ап	іпарата «Эі	кзоМарс-2	018»					124
Дани	1ЮК А.Ю., I	ЛЮШНИКО	рв В.Ю., Ку	знецов И.	и., Осадчен	IKO A.L.	- Duu M	0000	
созда	ние сверхт	яжелых раі	KEI-HUCNTE	леи для И	сследовани	я и освоени	я луны и М	ahra:	100
протп	IUC, Haclus	іщее, оудуі	цее						120
-									

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включен в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте http://www.elibrary.ru
- журнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несет ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов 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) 573 23 61, (495) 575 54 69 факс: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68 адрес электронной почты: VESTNIK@LASPACE.RU адрес в интернете: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU главный редактор – д.т.н., профессор **К.М. Пичхадзе** заместитель главного редактора – д.т.н., профессор **В.В. Ефанов**

редакционная коллегия

к.т.н.	П.А. Грешилов
	В.М. Давыдов
д.т.н.	К.А. Занин
К.Э.Н.	Х.Ж. Карчаев
к.т.н.	М.Б. Мартынов
к.т.н.	А.А. Моишеев
д.т.н.	А.Е. Назаров
К.Э.Н.	В.М. Романов
	А.В. Савченко
	С.Н. Солодовников

редакционный совет

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

Я.С. Яцкив

журнал является рецензируемым изданием



772075 694002

9



		1
2014 2 [23]		J
chief editor –	table of contents	5
d.eng., professor K.M. Pichkhadze	Editorial article	.4
deputy chief editor – deng professor VV Ffanov	Conceptual design of «ExoMars-2018» Descent Module developed by Lavochkin Association	.5
a.eng., projessor v.v. Ljunov	Zelenyi L.M., O.I. Korablev, Rodionov D.S., Novikov B.S.,	
editorial board	Scientific objectives of the scientific equipment of the platform project «ExoMars-2018»1	13
c.sc. (ec.) P.A. Greshilov	Vago J., Witasse O., Baglioni P., Haldemann A., Gianfiglio G.,	
V.M. Davydov	«ExoMars» program: ESA – next step of Mars scientific research	22
d.eng. K.A. Zanin	Korablev O.I., Monmessin F., Fedorova A.A., Ignatiev N.I., Shakun A.V.,	
c.sc. (ec.) K.Z. Kurchuyev c.sc. (eng) M.B. Martvnov	ACS experiment for atmospheric studies on «ExoMars-2016» Orbiter	33
c.sc. (eng.) A.A. Moisheev	Vago Jorge, Lorenzoni Leila, Calantropio Fabio, Zashchirinskiy A.M.	
d.eng. A.E. Nazarov	Evgrafov A.E., Morskoy I.M., Simonov A.V., Dobrovolskiy V.S.,	ŧΖ
c.sc. (ec.) V.M. Romanov	Tuchin A.G., Grushevskii A.V., Zaslavskiy G.S., Stepaniants V.A.	
A.V. Savcnenko S.N. Solodownikow	Ballistics and navigation of «ExoMars-2018» Descent Module flight and descent	+7
S.IV. SOLOUOVNIKOV	Management of flight control for «ExoMars-2018» robotic interplanetary space station5	53
editorial council	Likhachev V.N., Fedotov V.P. Control of «ExoMars» SC Landing Module motion	
chairman –	during its descent and landing on Mars surface	58
d.eng., professor V.V. Khartov	Finchenko V.S., Ivankov A.A., Shmatov S.I., Mordvinkin A.S. The preliminary results of the calculation and test investigations	
corresponding member RAN	of the main aero and thermodynamic parameters «ExoMars» Descent Module	55
doctor of physical and mathematical	Dubovik V.N., Zashchirinskiy A.M., Kudryavtsev A.N. Descent of «ExoMars-2018» Descent Module on the planet surface 7	76
sciences, professor V.V. Asmus	Gorshkov A.B., Pugachev V.A., Finchenko V.S.	Ĭ
academician RAN	Aerothermodynamic properties of «ExoMars» Descent Module	2%
A.A. Boyarchuk	Khamidullina N.M.	
d.eng., professor B.I. Glazov	Radiation environment during «ExoMars» SC flight.	91
L.M. Zelenvi	Bondarenko V.A., Kupershtein V.B.	<u> </u>
corresponding member ANRT	Thermal control of «ExoMars-2018» Descent Module	75
H.I. Ibadinov	Fulfillment of Mars planetary protection in «ExoMars-2018» mission10)5
d.eng., professor A.A. Lyubomudrov	Sutugin S.E., Birykov A.S., Makarov V.P. Revisiting the robotic station design development for «ExoMars-2018» program 11	10
M.Y. Marov	Alexandrov L.G., Morozov V.I., Stepanov S.S., Krylov A.A.,	
d.eng., professor Y.A. Matveev	Kuzmin O.A., Fedorov A.V., Maltsev M.V. Propulsion system of Descent Module Surface Platform 11	16
d.eng., professor V.Y. Meleshko	Efanov V.V., Gorovtsov V.V., Kotomin A.A., Dushenok S.A.	
doctor of physical and mathematical	Pyro devices for ExoMars-2018 Space Complex separation	20
NASB OG Penyazkov	Individual aspects of «ExoMars-2018» SC ground verification and validation activities12	24
academician RAN	Daniluk A.Yu., Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Osadchenko A.S. Past. present and future of super-heavy launch vehicles	
G.A. Popov	for research and exploration of the Moon and Mars12	28
d.eng., professor V.E. Usachov	• the journal is included into data base "Russian Index of Scientific Citation" (RISC)	
d eng professor F N Khokhlachev	located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link: http://www.elibrary.r	ru
corresponding member RAN	 the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works 	
B.M. Shustov	of those applying for a scientific degree	
academician NASU	 the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint editorial staff is not responsible for the content of any advertisements 	
Ya.S. Yatskiv	 manuscripts are not returned 	
the journal is	• no part of this publication may be reprinted without reference to	
a reviewed publication	 post-graduates have not to pay for the publication of articles 	
founder	 magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site http://www.vestnik.laspace.ru 	
FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»	 subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JOURNALY» (ROSPECHAT) © FSUE «Lavochkin Association» © article writers 	
The journal is registered in Federal Service for telecommunications	scientific and technical quarterly journal	
and mass media oversight.	editorial office address:	
dated October 28, 2013	141400 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24	
	phone: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69 fax: (495) 573 35 95 (495) 572 00 68	
	e-mail: VESTNIK@LASPACE.RU	
	internet: http://WWW.VESTNIK.LASPACE.RU	



Изучение Марса контактными и дистанционными методами с орбиты его искусственных спутников уже более полувека является одним из важнейших приоритетов мировой космонавтики в области планетных исследований.

Проект «ЭкзоМарс-2018» – это создание космической системы для исследования Марса совместно с Европейским космическим агентством (ЕКА) на основании Соглашения между Федеральным космическим агентством (Роскосмос) и ЕКА о сотрудничестве в исследовании Марса и других тел Солнечной системы робототехническими средствами от 14 марта 2013 года, а также Федеральной космической программы на 2006–2015 годы.

Проект «ЭкзоМарс» включает в себя две исследовательские миссии в 2016 году и 2018 году. Космический комплекс «ЭкзоМарс-2016» состоит из европейской и российской частей:

- ракетно-космический комплекс на базе ракеты космического назначения «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М». Предоставляется Роскосмосом;

- космический аппарат «ЭкзоМарс-2016». Создается ЕКА, включает в себя орбитальный и посадочный модули.

Для научного комплекса орбитального модуля ИКИ РАН создают два прибора (нейтронный спектрометр и блок инфракрасных спектрометров).

Миссия «ЭкзоМарс-2016» является научно-демонстрационной; в ней проводятся исследования атмосферы и поверхности планеты, а также отрабатываются ключевые технологии посадки модуля и глубинного бурения грунта для реализации их в проекте «ЭкзоМарс-2018». У орбитального модуля предусмотрена также долговременная программа, по которой он, по крайней мере, до 2022 года, будет выполнять роль ретранслятора для марсианских и околомарсианских миссий, в том числе, возможно, и для российского КА «Бумеранг», исследующего Фобос.

Землян не перестает волновать вопрос о возможной биологической жизни на Марсе, и одной из приоритетных задач второй миссии («ЭкзоМарс-2018») является поиск следов прошлой и настоящей жизни. Также предусматривается широкий спектр научных исследований атмосферы, пылевой и радиационной обстановки, поверхностных и подповерхностных слоев (глубиной до 2-х метров), внутреннего строения, сейсмической активности и многие другие исследования в условиях долгоживущей (не менее одного марсианского года) стационарной посадочной платформы. Интересны глубинные исследования грунта, который избежал окислительно-восстановительных реакций от воздействия внешней среды.

Известно, что необходимым условием существования каких-либо (хотя бы элементарных) форм жизни является наличие воды в жидком состоянии. В настоящее время есть достаточно уверенные предположения, что вода может быть как на Марсе, так и на некоторых других телах Солнечной системы, в частности на естественных спутниках Юпитера, полет к которым планируется после реализации описываемого проекта также в международной кооперации. В этом же разделе исследований ученых интересует наличие в атмосфере метана (СН4). На Земле большая часть его вырабатывается метанобразующими бактериями. На Марсе метан впервые был обнаружен орбитальным аппаратом «МарсЭкспресс».

В последнее время поиски метана велись марсоходом «Кьюриосити» (Curiosity), однако положительных результатов они не принесли. Необходимо произвести новые прямые замеры непосредственно на поверхности Марса.

Космический комплекс «ЭкзоМарс-2018» состоит из перелетного модуля (ЕКА), десантного модуля (РОСКОСМОС) и адаптера с системой отделения десантного аппарата от перелетного модуля (Роскосмос). Запуск планируется в апреле-мае 2018 года при помощи ракеты-носителя «Протон-М». Выведение на межпланетную траекторию будет осуществляться разгонным блоком «Бриз-М». Расчетная дата прибытия к Марсу – январь 2019 года.

Управление космическим комплексом на участке перелета и вывода его в точку отделения десантного модуля для последующего входа в атмосферу Марса осуществляется наземными станциями ЕКА при поддержке российских станций.

Реализация проекта «ЭкзоМарс-2018» беспрецедентна для российско-европейской глубокой кооперации по созданию совместных автоматических межпланетных комплексов и позволит отработать принципы взаимовыгодного широкого международного космического сотрудничества в области изучения планет и малых тел Солнечной системы.

ПРОЕКТНАЯ КОНЦЕПЦИЯ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2018», СОЗДАВАЕМОГО НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА

В.В. Хартов, профессор, доктор технических наук*, наук*, khartov@laspace.ru; V.V. Khartov**

М.Б. Мартынов, кандидат технических maxim.martynov@laspace.ru; M.B. Martynov**

В статье представлены цели и задачи экспедиции «ЭкзоМарс-2018», распределение работ между европейскими участниками и Россией. Описаны основные проектные требования для десантного модуля (ДМ), определяющие его облик, а также особенности проектирования. Рассмотрена конструкция ДМ, обеспечение теплового режима, схема взаимодействия бортовых систем КА «ЭкзоМарс-2018» и обеспечение радиосвязи с ДМ.

Ключевые слова:

десантный модуль; проектные требования; особенности проектирования; конструкция ДМ.

ввеление

НПО им. С.А. Лавочкина обладает большим опытом создания спускаемых аппаратов, предназначенных для доставки научной аппаратуры в атмосферах планет (Ефанов В. и др., 2012; Полищук Г.М. и др., 2006).

Задачей миссии «ЭкзоМарс-2018» является доставка марсохода европейского космического агентства (ЕКА) и посадочной платформы с комплексом научной аппаратуры (ИКИ РАН) на поверхность Марса.

Целью программы «ЭкзоМарс» является демонстрация следующих технологий:

- вход в атмосферу, спуск и посадка полезной нагрузки на поверхность Марса;
- движение марсохода на поверхности;
- доступ к подпочвенному слою для забора образцов грунта;
- приобретение, подготовка, размещение и анализ образцов;
- квалификация российских наземных средств связи для связи в дальнем космосе в сотрудничестве с EKA ESTRACK;
- адаптация российского бортового компьютера для дальних космических полетов и наземных операций «ЭкзоМарс».

Научные цели проекта «ЭкзоМарс» (Ваго Х.Л. и *∂p.*, 2014):

- поиск признаков жизни на Марсе в прошлом и в настоящее время;
- исследование водной/геохимической среды на поверхности и в подповерхностном слое с распределением по глубине;
- исследование газовых примесей и их источников в атмосфере Марса;
- решение научных задач в условиях долгоживущей

CONCEPTUAL DESIGN OF «EXOMARS-2018» DESCENT MODULE DEVELOPED **BY LAVOCHKIN ASSOCIATION**

А.В. Лукьянчиков*, lukav@laspace.ru; A.V. Lukiyanchikov** С.Н. Алексашкин*, alexashkin@laspace.ru; S.N. Alexashkin**

The article presents goals and objectives of «ExoMars-2018» mission, share of responsibilities between European partners and Russia. The main design requirements to for Descent

Module (DM) defining its design concept as well as design specific features are reviewed. DM structure, thermal control, «ExoMars- 2018» SC on-board systems functional interactions and DM radio communications are considered.

Key words:

Descent Module: design requirements: design specific features; DM structure.

стационарной платформы.

В состав космического аппарата «ЭкзоМарс-2018» входят следующие основные элементы:

- перелетный модуль (ПМ);
- десантный модуль (ДМ);
- адаптер с системой отделения десантного модуля от перелетного модуля.

Космический аппарат создается в тесной кооперации с Европейским космическим агентством. Головным предприятием с европейской стороны является фирма Талес Аления Аэроспейс (Турин). Распределение ответственности в программе «ЭкзоМарс» между сторонами представлено на рисунке 1.

Запуск КА планируется осуществить в апреле-мае 2018 года при помощи ракеты-носителя «Протон-М». Выведение на отлетную траекторию будет осуществляться разгонным блоком «Бриз-М». Расчетная дата прибытия к Марсу – январь 2019 года.

КА осуществляет коррекцию траектории на этапе перелета «Земля – Марс», обеспечивает требуемый вектор состояния на момент отделения ДМ для обеспечения требуемых параметров входа ДМ в атмосферу Марса. Все вышеуказанные маневры на этапе перелета осуществляются при помощи собственной двигательной установки ПМ.

ПМ участвует в обеспечении теплового режима ДМ на этапе перелета, обеспечивая электроснабжение систем ДМ при помощи солнечных панелей, а также транслирует командно-програмную и телеметрическую информацию.

Перелетный модуль собственным бортовым комплексом управления (БКУ) не располагает.

Управление КА на участке перелёта и вывода КА в точку отделения десантного модуля для последу-

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

5

ПРОЕКТНАЯ КОНЦЕПЦИЯ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2018», Создаваемого нпо им. с.а. Лавочкина



рисунок 1. Распределение ответственности между Роскосмосом и ЕКА по программе «ЭкзоМарс-2018»

ющего входа в атмосферу Марса осуществляется наземными станциями ЕКА при поддержке российских станций.

Общий вид космического аппарата «ЭкзоМарс-2018» на этапе выведения представлен на рисунке 2.

Десантный модуль предназначен для размещения марсохода (разработка ЕКА) и посадочной платформы с комплексом научной аппаратуры (НА) (разработка ИКИ РАН).



рисунок 2. Общий вид КА «ЭкзоМарс-2018»

Отделение ДМ от ПМ происходит при подлете к Марсу. Вектор состояния формируется перелетным модулем. Отделение ДМ от ПМ осуществляется при помощи системы отделения, разрабатываемой российской стороной. После разделения ДМ совершает перелет до входа в атмосферу Марса (длительность приблизительно 30 мин), спуск в атмосфере и мягкую посадку на поверхность.

После разделения ДМ и ПМ перелетный модуль входит в атмосферу Марса и разрушается от теплового воздействия атмосферы.

Корпус ДМ, образованный коническим лобовым экраном и задним кожухом, на внешней поверхности которых нанесено теплозащитное покрытие, обеспечивает устойчивый спуск и защиту полезной нагрузки от силового и теплового воздействия газового потока при аэродинамическом торможении (Алексашкин С.Н. и др., 2011; Алексашкин С.Н. и др., 2012).

После посадки происходит развёртывание элементов посадочной платформы, развертывание и сход марсохода, установленного на платформе. После схода начинается выполнение основной части научных и технологических задач.

С момента отделения от ПМ радиосистема ДМ должна обеспечивать передачу телеметрической

информации на всех последующих участках спуска ДМ, кроме участка образования плазменной, нерадиопрозрачной в окрестности ДМ среды.

Ретрансляцию телеметрической и научной информации на всех этапах автономного функционирования ДМ должен обеспечивать орбитальный модуль TGO, который будет выведен на околомарсианскую орбиту в ходе миссии «ЭкзоМарс-2016».

1. Основные проектные требования

При проектировании следует учитывать, что задачей ДМ является не только обеспечение размещения и работоспособности служебной и научной аппаратуры, но и его способность устойчивого движения в атмосфере и уменьшение скорости движения от гиперзвуковой до посадочной, проходя участки силового и теплового нагружений (*Алексашкин С.Н. др.*, 2012).

Необходимость размещения в ДМ одновременно марсохода и полезной нагрузки, установленной на посадочной платформе (ПП), приводит к жестким ограничениям по массе и энергопотреблению ДМ и его систем.

Основные требования, определяющие проектный облик ДМ, представлены в таблице 1.

Облик десантного модуля определяется также принятыми решениями по глубокой интеграции систем ПМ и ДМ, а именно:

- основные элементы БКУ располагаются в ДМ и управляют блоками ПМ;
- система электропитания состоит из двух частей, располагаемых на ДМ и ПМ;
- стабилизация КА во время перелета осуществляется закруткой вокруг продольной оси, что накладывает требования на конструкцию адаптера;
- жесткие требования на температурные условия эксплуатации марсохода определяют проектный облик средств обеспечения теплового режима ДМ.

Одним из основных требований при проектировании ДМ является минимальная масса ДМ, обеспечивающая возможность реализации баллистической схемы спуска.

Ограничивающими требованиями является также необходимость использования в ДМ европейского задела проекта «Экзомарс-2016» в части значительного объема аппаратуры:

- бортовой цифровой вычислительной машины 1 (БЦВМ 1);
- бесплатформенного инерциального блока;
- радара;
- радиосистемы.

таблица 1 -	- Основные требования	опрелеляющие проектный облик ЛМ
I GOMMAG	Ochobildic Tpeoodalinin	, определлющие проективи облик дит

№ п/п	содержани	значение			
	основные проектные требования				
1	доставка на поверхность Марса	масса марсохода	350 кг		
1	марсохода и научной аппаратуры	масса научной аппаратуры	50 кг		
		Beagle-2	10,6m° с.ш., 90° в.д.		
2	место посадки*	Elysium Planitia	4,323° с.ш., 135,663° в.д.		
		MawrthVallis	24,5° с.ш., 20° з.д.		
2		большая полуось, км	±50		
5	эллипс рассеивания точки посадки	малая полуось, км	±7,5		
4	высота места посадки о	т поверхности ареоида, км	-2		
5		осевое ускорение, д	≤18		
5	боковое ускорение, д		≤ 8		
	параметры, определяющие облик ДМ				
		тип траектории	баллистическая		
		способ посадки	без выбора места		
6 п 1	параметры входа ДМ в атмосферу Марса	скорость входа в атмосферу: Beagle-2; Elysium Planitia; MawrthVallis	V=5791,9 м/с; V=5786,3 м/с; V=5816,9 м/с		
		угол входа	θ=-(12,00±0,21)°		
7	носитель		«Протон-М» диаметр А'Э от 3,8 до 4,0 м		
8	срок активного существования на	марсохода	0,5 года		
0	поверхности Марса	посадочной платформы	2 года		
9	число направлений	а для схода марсохода	2		
* 14-			<u>75</u> 0		

* Местом посадки является экваториальная область Марса, ограниченная 5° ю.ш. и 25°с.ш. и высотой места посадки не выше минус 2 км. В настоящее время конкретное место посадки ещё не определено. Для проектных работ приняты три места посадки, указанные в таблице.

ПРОЕКТНАЯ КОНЦЕПЦИЯ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2018», Создаваемого нпо им. с.а. Лавочкина

2. Конструктивные и эксплуатационные требования к ДМ и особенности проектирования

Для учета всех требований, предъявляемых к элементам конструкции ДМ на всех этапах от сборки до функционирования на поверхности, все системы удобно разбить на следующие функциональные элементы:

- перелетный модуль (разрабатывается ЕКА);
- система отделения (включает адаптер с системой отделения десантного модуля от перелетного модуля);
- конструкция ДМ (аэродинамическая форма, конструкция и теплозащитное покрытие силовой оболочки (корпуса) аэродинамического экрана и заднего кожуха со средствами разделения);
- система спуска ДМ в атмосфере Марса (радар, парашютная система);
- посадочная платформа (элементы конструкции с интерфейсами для установки других подсистем);
- система электропитания (система управления электропитанием, аккумуляторные батареи, панели солнечных батарей);
- марсоход;
- служебная аппаратура (СА) и научная аппаратура;
- система схода (трапы, система развертывания, система зачековки трапов, платформа марсохода);
- система посадки (посадочные опоры, система зачековки и развертывания);

 двигательная установка (четырехкамерный двигатель, двигатели малой тяги, баки, система подачи топлива).

Все перечисленные системы накладывают требования на конструкцию десантного модуля. Эти требования можно разделить на:

Конструктивные:

- механические требования (массовые характеристики элементов, размещение, прочность конструкции, функционирование механизмов и средств разделения);
- тепловые требования (обеспечение теплового режима элементов и систем KA);
- требования к электроснабжению. Эксплуатационные:
- требования по сборке (собираемость КА);
- требования к проведению испытаний (обеспечение проведения всех видов испытаний);
- требования к проведению операций на технической позиции (ТП) (обеспечение требований планетарной защиты, проведение всех технологических операций на ТП);
- требования к заправке КА на космодроме (заправка перелетного и посадочного модулей);
- требования по обеспечению функционирования (проведение научных экспериментов, обеспечение связи).

Перечисленные выше функциональные элементы ДМ с кратким описанием основных требований, которые накладываются на конструкцию ДМ, представлены на рисунке 3.



рисунок 3. Конструктивные и эксплуатационные требования к ДМ

3. Форма аэродинамического экрана ДМ

При проектировании рассматривалась конструкция ДМ с двумя вариантами исполнения аэродинамического экрана (АЭ): в виде 140-градусного конуса и в виде сферического сегмента, имеющего радиус R=1,5·D, где D=3800 мм – диаметр аппарата.

Сопоставление вариантов формы ДМ указывает на возможность более плотной упаковки полезной нагрузки во внутреннем объеме ДМ с сегментальным АЭ и более низкое при этом положение центра масс аппарата – 0,2·D против величины 0,248·D.

Однако, принимая во внимание наличие большего количества имеющихся экспериментальных данных по конической форме АЭ, а также преемственность с европейским спускаемым аппаратом миссии «ЭкзоМарс-2016», базовым вариантом в настоящее время является аэродинамический экран конической формы.

таблица 2 – Сравнительная	таблица аэродинамических
параметров АЭ конической и	сферической формы

параметр	число Маха	сфера	конус	
	25-10	1,65–1,71	1,70–1,64	
коэффициент	10–5	1,71–1,66	1,64–1,61	
сопротивления	5–2	1,66–1,60	1,61–1,54	
m _z ^α	≥3	-0,00261	-0,00179	
m _z ^{wz}	≥3	-0,45	-0,5	
где m ^{<i>a</i>} – производная момента тангажа;				
т ^{ог} – коэффициент демпфирования.				

4. Посадка на поверхность Марса

Было проанализировано несколько компоновочных схем посадочной платформы:

1. Посадочная платформа с четырьмя направлениями схода марсохода и четырьмя посадочными опорами.

2. Посадочная платформа с тремя направлениями схода марсохода и тремя посадочными опорами.

3. Посадочная платформа с двумя направлениями схода марсохода и четырьмя посадочными опорами.

4. Посадочная платформа с одним направлением схода и поворотным столом для установки марсохода и четырьмя посадочными опорами.

Все перечисленные выше варианты конструкции посадочного модуля представлены на рисунке 4.

Анализ вариантов производился по следующим критериям:

1. Масса десантного модуля на входе в атмосферу планеты.

2. Надежность конструкции системы схода.

3. Количество направлений для схода марсохода.

4. Надежность позиционирования на трапах.

5. Оптимальность конструктивно-компоновочных решений формы десантного модуля (аэродинамика, тепловая защита).

6. Оптимальность конструктивно-компоновочных решений в части размещения составных частей ДМ (размещение служебной и научной аппаратуры).

- 7. Надежность посадки.
- 8. Раскрытие марсохода.
- 9. Размещение солнечных панелей.
- 10. Тепловой режим марсохода.

В результате проведенного анализа и дальнейшей проработке компоновочной схемы ДМ был выбран в качестве основного – вариант 3 – вариант с двумя направлениями схода марсохода.



рисунок 4. Сравнение вариантов схода

ПРОЕКТНАЯ КОНЦЕПЦИЯ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2018», Создаваемого нпо им. с.а. Лавочкина

5. Конструкция ДМ

Общий вид десантного модуля представлен на рисунке 5.



рисунок 5. Общий вид ДМ



ТСП – тепловые сотопанели; **КНА** – комплекс научной аппаратуры. **рисунок 6.** Посадочный модуль



рисунок 7. Установка марсохода на посадочную платформу

Основные элементы десантного модуля:

- аэродинамический экран и задний кожух (ЗК)
 ДМ. Воспринимают тепловую и аэродинамическую нагрузку, действующую со стороны набегающего потока при спуске в атмосфере Марса;
- двухкаскадная парашютная система (ПС). Предназначена для снижения скорости движения ДМ в атмосфере от сверхзвуковых значений (≤2,1 Маха) до дозвуковых величин, при которых возможно отделение посадочного модуля;
- посадочный модуль (ПсМ). Основной конструктивный элемент ДМ, обеспечивает торможение на предпосадочном участке, совершает мягкую посадку на поверхность Марса;
- антенно-фидерная система. Служит для передачи параметров телеметрии на этапе автономного движения ДМ, размещается на ЗК.

Аэродинамический экран имеет коническую форму (угол полураствора 70°) со сферическим затуплением.

Задний кожух конической формы является основным силовым элементом ДМ, на нем размещены электрические и механические интерфейсы с перелетным модулем, парашютной системой, посадочным модулем. Так же, как и АЭ, кожух выполняется из трехслойного композиционного материала.

Основные элементы ПсМ показаны на рисунке 6. Основа ПсМ – плоская силовая платформа восьмигранной формы, на которой в нижней части устанавливается восьмигранный каркас. Все прочие элементы размещаются на силовой платформе. Европейский марсоход имеет сложный механический и электрический интерфейсы, которые требуют постоянного обслуживания, поэтому устанавливается на отдельной промежуточной платформе, которая, в свою очередь, имеет более простой интерфейс с силовой платформой (рисунок 7).

6. Обеспечение теплового режима ДМ

В процессе эксплуатации ДМ проходит этапы функционирования, существенно различающиеся с точки зрения теплового режима.

Каждый из этих этапов характеризуется определенной комбинацией внешних тепловых потоков, действующих на элементы конструкции ДМ. При этом параметры воздействующих факторов изменяются в широком диапазоне как по величине, так и по продолжительности воздействия.

Основными критериями выбора и порядка построения средств обеспечения теплового режима ДМ являются следующие факторы:

- отсутствие достаточной электрической мощности при функционировании на поверхности Марса;
- диаметрально противоположное направление силы тяжести, действующее на элементы СОТР в условиях Земли и Марса, что связано с ориентацией КА на стартовом комплексе (СК) и после посадки на поверхность Марса;

- включение бортового комплекса управления на CK;
- наличие в составе ДМ марсохода с собственными изотопными нагревателями;
- наличие оборудования служебного и научного комплекса с различными сроками функционирования;
- расположение ПП внутри конструкции, обеспечивающей вход в атмосферу Марса.

Исходя из вышеперечисленного, был выбран следующий порядок построения СОТР ДМ:

- основная часть блоков научной и служебной аппаратуры, работоспособность которой требуется при функционировании посадочной платформу на поверхности Марса, устанавливается на ТСП (тепловых сотопанелях). Снаружи ТСП закрываются теплоизоляцией;
- на ТСП устанавливаются изотопные источники тепла ТБ-8.5, применение которых обусловлено недостатком электрической мощности в целях обеспечения теплового режима на поверхности Марса;
- для отвода избыточной тепловой энергии с ТСП используются контурные тепловые трубы, с помощью которых этот избыточный тепловой поток передается на радиаторы, расположенные с внешней стороны теплоизоляции ТСП, и далее рассеивается в окружающее пространство. Для парирования различного направления силы тяжести испарители контурных тепловых труб располагаются как в нижней, так и в верхней части ТСП;
- необходимое энергопотребление на ДМ на этапах выведения и перелета подается со стороны ПМ;
- обеспечение теплового режима приборов, функционирование которых заканчивается после посадки на поверхность Марса, осуществляется применением автономных СОТР, в состав которых входят электронагреватели, радиационные поверхности, теплоизоляция и нормированные тепловые связи;
- тепловой режим ДУ, ПК, узлов разделения и механизмов раскрытия обеспечивается применением электронагревателей, теплоизоляции и нормированных тепловых связей.

После установки изотопных источников на ДМ обеспечение теплового режима элементов конструкции осуществляется с помощью сочетания штатных СОТР и НСОТР (наземной системы обеспечения теплового режима), состав которой разрабатывается и будет определен после согласования температурных требований по марсоходу.

7. Функциональная схема КА

Функциональная схема КА «ЭкзоМарс-2018» является результатом совместной разработки российской и европейской стороны в соответствии с согласованным распределением зон ответственности в конструкции перелетного модуля, десантного модуля и КА в целом. За разработку перелетного модуля отвечает европейская сторона, за разработку десантного модуля – российская сторона. Вместе с этим в составе десантного модуля часть аппаратуры предоставляется европейской стороной, что обеспечивает преемственность миссий 2018 года и 2016 года. В связи с этим программное обеспечение задач управления бортовыми системами на этапе перелета и спуска-посадки также разрабатывается европейской стороной.

Схема взаимодействия бортовых систем КА «ЭкзоМарс» представлена на рисунке 8.



Как видно из представленной схемы, перелетный модуль не является самодостаточным. Элементы бортового комплекса управления КА распределены между перелетным модулем (блок управления, звездный и солнечный датчик) и десантным модулем (бортовые вычислительные машины, блоки управления, бесплатформенный инерциальный блок). Функционирующая в составе ДМ европейская бортовая вычислительная машина обеспечивает управление системами ПМ и контролирует их работу путем сбора цифровой и аналоговой информации, а также взаимодействует с приемопередающим устройством ПМ в части приема и обработки командно-программной, измерительной информации и кодирования передаваемой телеметрической информации.

На этапе функционирования на поверхности Марса после съезда марсохода функции управляющей машины ДМ передаются от европейского

ПРОЕКТНАЯ КОНЦЕПЦИЯ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2018», создаваемого нпо им. с.а. Лавочкина



рисунок 9. Схема радиосвязи

компьютера российскому, при этом европейский компьютер обеспечивает связь российского с приемо-передающей аппаратурой посадочной платформы.

Питание десантного модуля на этапе выведения и перелета осуществляется от системы электроснабжения (СЭС) перелетного модуля. В свою очередь, СЭС ДМ обеспечивает питание марсохода в ходе тестовых сеансов на перелете и в течение участка работы на поверхности Марса по согласованной циклограмме до съезда марсохода.

В ПМ обмен информацией бортовых систем осуществляется по шине МКО.

Обмен ПМ и ДМ – по шинам МКО и RS-422.

В ДМ обмен европейской вычислительной машины с бортовыми системами – по шинам МКО1 и САN, обмен с российским компьютером – МКО2. Обмен с марсоходом – RS422. Обмен российского компьютера с комплексом научной аппаратуры – по шине МКО3.

В марсоходе обмен информацией бортовых систем осуществляется по шине CAN.

8. Радиосвязь ДМ

Система радиосвязи UHF-диапазона включается в начале пассивного полета десантного модуля за 29 минут до предполагаемого времени посадки. При этом высота над поверхностью Марса должна составлять ~50 тысяч км. На участке вход – спуск используется антенна российского производства. На участке посадки используется антенна европейского производства. Переключение антенн осуществляется за 37 секунд до посадки. Система радиосвязи UHF-диапазона работает в течение всего участка вход-спуск-посадка, а также в течение 5 минут после посадки. При этом угол отклонения продольной оси ДМ от местной вертикали изменяется от плюс 79° (начало входа) до угла от 0 до плюс 5° в момент касания. На этом участке осуществляется только передача телеметрии. Потребляемая мощность 34,8 Вт. Схема радиосвязи представлена на рисунке 9.

заключение

Проведенные проектные работы показали реализуемость выполнения целевой задачи экспедиции «ЭкзоМарс-2018». Спроектированный десантный модуль соответствует основным предъявляемым к нему требованиям. Дальнейшие проектно-конструкторские работы должны быть сконцентрированы на оптимизации массовых энергетических характеристик аппарата.

список литературы

Алексашкин С.Н., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Результаты экспериментальной отработки спускаемой капсулы космического аппарата «Фобос-Грунт» для доставки грунта Фобоса на Землю // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 3-10.

Алексашкин С.Н., Пичхадзе, К.М., Финченко В.С. Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 2 (13). С. 4-11.

Ваго Х.Л., Витасс О., Бальони П., Хальдеманн А. и др. Проект «ЭкзоМарс»: ЕКА – следующий этап научных исследований Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 22-32.

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

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мошиеев А.А. Космические аппараты для фундаментальных научных исследований // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2006. № 8. С. 13-19.

Статья поступила в редакцию 07.04.2014 г.

2.2014

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018»

Л.М. Зеленый, академик РАН*, lzelenyi@iki.rssi.ru; **L.M. Zelenyi***** **О.И. Кораблев,** доктор физикоматематических наук^{*,**}, korab@iki.rssi.ru; **О.І. Korablev**^{***}***

К.И. Марченков, кандидат физикоматематических наук*, marchenkov@iki.rssi.ru; **K.I. Marchenkov***** **О.Н. Андреев*,** oleg-a1@iki.rssi.ru; **О.N. Andreev*****

В статье перечисляются основные задачи научного комплекса посадочной платформы проекта «ЭкзоМарс-2018».

Дается описание входящих в комплекс научной аппаратуры приборов: метеокомплекса, Фурье-спектрометра, радиотермометра, марсианского ГазоАналитического комплекса, пылевого комплекса, сейсмометра и др.; раскрываются основные исследования и результаты, которые будут получены с использованием комплекса научной аппаратуры.

Ключевые слова: посадочная платформа; ЭкзоМарс-2018; Марс; комплекс научной аппаратуры; Фурье-спектрометр; метеокомплекс.

введение

Совместный проект Роскосмоса и ЕКА «ЭкзоМарс» состоит из двух частей (*Ваго Х. и др.*, 2014), запускаемых с помощью ракеты-носителя «Протон». В 2016 году на орбиту Марсадоставляются спутник Марса Trace Gas Orbiter (TGO) и посадочный модуль-демонстратор Entry Descent Module (EDM). В рамках миссии «ЭкзоМарс-2018» на поверхность Марса с помощью разрабатываемого в России десантного модуля будет доставлен марсоход ЕКА массой около 300 кг. После схода марсохода с посадочной платформы последняя начнет свою научную миссию как долгоживущая станция, где будет расположен комплекс научной аппаратуры, разрабатываемый под руководством ИКИ РАН.

Научная миссия посадочной платформы связана прежде всего с мониторингом различных процессов на поверхности Марса на масштабе суток, сезонов и, возможно, даже нескольких марсианских лет. Такой мониторинг естественным образом выполняется с долгоживущей стационарной платформы. Планируемый срок работы на поверхности – один марсианский год, но это время может быть существенно увеличено

SCIENTIFIC OBJECTIVES OF THE SCIENTIFIC EQUIPMENT OF THE PLATFORM PROJECT «EXOMARS-2018»

Д.С. Родионов, кандидат физикоматематических наук*, rodionov@iki.rssi.ru; **D.S. Rodionov***** Б.С. Новиков*, nbs@iki.rssi.ru; B.S. Novikov***

E.B. Ларионов*, larionov@iki.rssi.ru **E.V. Larionov*****

The article lists the main tasks of the platform complex scientific project «ExoMars-2018». Describes the instruments included in the set of scientific instruments, such as: meteokompleks, Fourier spectrometer, radiometer, Martian analyzing complex, dusty complex, a seismometer, etc. Also reveals the basic research and the results that will be obtained with the use of scientific equipment.

Keywords: landing platform; ExoMars-2018; Mars; set of scientific instruments; Fourier spectrometer; meteokompleks.

в случае успешного хода проекта.

Научный комплекс посадочной платформы проекта «ЭкзоМарс» позволяет выполнить ряд научных задач, типичных для т.н. сетевых посадочных миссий, основными задачами которых является мониторинг климата Марса посредством метеонаблюдений на поверхности и исследование внутреннего строения планеты путем сейсмических измерений. Первые длительные наблюдения на поверхности были проведены на посадочных аппаратах «Viking Lander» (VL) 1.2 в 1976–1982 гг. (Anderson D.L. et al., 1976; Hess S.L. et al., 1980). Затем попытка создания такой сети была предпринята в проекте «Марс-96», предусматривавшем посадку двух малых станций (Linkin V. et al., 1998) и внедрение двух пенетраторов (Surkov Y.A., Kremnev R.S., 1998). В дальнейшем разрабатывались несколько концепций сетевых миссий, например «Net Lander» (Dehant et al., 2004), Pascal (Haberle R.M. et al., 2000), «Met Net» (Harri A.M. et al., 2006). Наличие нескольких станций является существенным фактором: для детального исследования климатических процессов рекомендована сеть из 18-20 метеостанций (Haberle et al., 2000), а для сейсми-

^{*} Институт космических исследований РАН, Россия, Москва.

^{**} Московский физико-технический институт (университет), Россия, Московская область, г. Долгопрудный.

^{***} Space Research Institute (IKI RAN), Russia, Moscow.

^{****} Moscow Physical-Technical Institute (University), Russia, Moscow region, Dolgoprudny.

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018»

ческих измерений – не менее 3–4 станций (*Lognonne P.*, 2005).

Ни один из перечисленных проектов не был реализован, кроме готовящегося к запуску в 2016 году американского посадочного аппарата «InSight» – одиночной станции для сейсмического исследования Mapca (*Banerdt et al.*, 2013).

В России в рамках НИР в 2009-2011 гг. разработана концепция проекта «Марс-НЭТ», предусматривающая развертывание на поверхности Марса трехчетырех малых станций. В ходе разработки проекта «ЭкзоМарс» в предыдущей кооперации (без участия России) была разработана концепция долгоживущей станции GEP (Biele J. et al., 2007). Однако, из-за ограничений по общей массе спускаемого аппарата, от этого модуля пришлось отказаться, и в конфигурации проекта «ЭкзоМарс» ЕКА-НАСА посадочная платформа служила лишь для доставки марсохода на поверхность. Отличной метеостанцией могбыслужить посадочный модуль EDM проекта «ЭкзоМарс-2016» (Ваго Х. и др., 2014), но ограниченное время жизни сводит на нет все качества установленных на модуле приборов.

Таким образом, несмотря на востребованность, концепция сетевой миссии пока реализуется очень медленно. До сих пор такая миссия не находит себе места в планах космических агентств. Научная аппаратура на посадочной платформе «ЭкзоМарс-2018» позволяет внести существенный вклад в построение будущей сети и отработку ее элементов. В рамках национальной программы посадочная платформа позволит выполнить часть научных задач, рассмотренных для проекта «Марс-НЭТ», и использовать созданный по этому проекту задел (*Ефанов В.В. и др.*, 2012). Также возможно решение дополнительных задач.

Основные научные задачи посадочной платформы определяются как:

- долговременный мониторинг климатических условий на марсианской поверхности в месте посадки;
- исследование состава атмосферы Марса с поверхности;
- исследование взаимодействия атмосферы и поверхности;
- исследование состава поверхности;

- изучение внутреннего строения Марса;
- мониторинг радиационной обстановки и других факторов.

Для решения данных задач проектируется комплекс научной аппаратуры (КНА-ЭМ). Ниже приведен предварительный список приборов, сформированный после проведения нескольких стадий отбора на основе материалов Эскизного проекта. В дальнейшем возможны изменения этого списка, в зависимости от уточнения ресурсов посадочной платформы.

Статья посвящена обсуждению научных задач и путей их решения с помощью планируемого КНА-ЭМ.

1. Комплекс научной аппаратуры КНА-ЭМ

Планируемый для решения научных задач посадочной платформы долгоживущей станции комплекс научной аппаратуры будет иметь общую массу не более 50 кг с учетом межблочных кабелей. Эта цифра, как и другие ресурсы, отводимые для КНА-ЭМЮ, продолжают уточняться. Состав приборов и блоков находится в процессе согласования и также подлежит дальнейшему уточнению, в том числе с учетом международного конкурса на участие в научной аппаратуре посадочной платформы (планируется в течение 2014 года).

Расчетное время функционирования посадочной платформы на поверхности – не менее одного марсианского года. Для передачи данных на Землю в качестве ретранслятора планируется использование спутника ТGO (запуск в 2016 году). Приборы размещены на термосотовых панелях (ТСП). В состав научной аппаратуры, помимо собственно научных приборов, входит ряд обеспечивающих устройств. Предварительный список научной аппаратуры приведен в таблице 1.

В приборах КНА-ЭМ учтен опыт разработки и испытаний, технологический задел и методики калибровок и проверенные при создании аналогичных научных приборов для космических экспериментов на КА «Фобос-Грунт», «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс», MSL, «Met-Net», «БепиКоломбо», «ЭкзоМарс-2016».

прибор	функция	ключевые параметры	масса (с учетом системного запаса)	руководитель, кооперация
ТСПП	телевизионная система для видеосъёмки панорамы места посадки, динамики атмосферных процессов, стереосъёмки марсианского ландшафта, контроля за работой манипулятора	4 обзорных камеры, поле зрения 100°, стереокамера, поле зрения 50°, блок сбора и обработки информации (сжатие 2–20, объем хранения 64 Гб). Все камеры 2048×2048 пикс; 3 цвета	3.9 кг	Р.В. Бессонов, ИКИ РАН
БИП	блок интерфейсов и памяти, общий интерфейс команд и данных КНА-ЭМ	18 интерфейсов, буферная память 128 Гбит	2.5 кг	К.В. Ануфрейчик, ИКИ РАН

таблица 1 – Список научных приборов и вспомогательных устройств КНА-ЭМ

MMK	забор проб грунта		5.6 кг	О.Е. Козлов,
	с поверхности и размещение его в грунтоприёмники научных приборов. Размещение датчиков и блоков приборов на поверхности	рука-манипулятор, радиус действия 1.2 м. Включает ковш, устройство заглубления (до 100 мм) и контекстную камеру		ИКИ РАН, Польша
MTK	метеокомплекс. Измерения на спуске	8 датчиков температуры, 2 датчика давления, 2 датчика влажности; двухкомпонентный анемометр; датчики аэрозоля (нефелометр-лидар и датчики солнечной радиации); трехкомпонентный акселерометр, трехкомпонентный датчик угловых скоростей; магнитометр; микрофон	3.5 кг Штанга	А.В. Липатов, ИКИ РАН, ЦНИИМАШ, Финляндия, Испания
СТЕМ	измерения теплоёмкости, температуропроводности, теплопроводности, электропроводности	4 датчика-щупа, необходимо внедрение на глубину ~200 мм	1.4 кг	Р.О. Кузьмин, ГЕОХИ РАН
PAT-M	радиотермометрические бесконтактные микроволновые измерения. Оценка температура поверхности на 3-х уровнях глубины, оптическая толщина атмосферы во время пылевой бури	СВЧ-радиометр на 3-х частотах (6–20 ГГц)	0.6 кг	Д.П. Скулачев, ИКИ РАН
ΦΑCΤ	Фурье-спектрометр для исследования атмосферы и мониторинга климата Марса	наблюдения Солнца и излучения атмосферы. Спектральный диапазон 2–17 мкм, спектральное разрешение до 0.05 см ⁻¹	3.5 кг	О.И. Кораблев, ИКИ РАН, Германия, Италия
ПК	пылевой комплекс для контактного изучения свойств пылевых частиц, переносимых ветром у поверхности Марса	ударный датчик, лазерный нефелометр, датчик электрического поля	1.6 кг	А.В. Захаров, ИКИ РАН, Италия
СЭМ	сейсмометр для изучения микроколебаний поверхности Марса	двухкоординатный горизонтальный сейсмометр	1.5 кг	А.Б. Манукин, ИФЗ РАН
МГАК	марсианский газо-аналитический комплекс для исследования динамики микрокомпонентов атмосферы у поверхности	анализ газов, выделяемых при нагреве проб грунта. Термоанализатор (до 1000°С, многоразовая пиролитическая ячейка), газовый хроматограф, масс- спектрометр (разрешение по массе: 1000, 2–1000 а.е.м.)	10 кг*	М.В. Герасимов, ИКИ РАН, Швейцария, Франция, Германия
М-ДЛС	лазерный спектрометр для исследования химического и изотопного состава атмосферы вблизи поверхности Марса и летучих компонент марсианского грунта	5 лазеров в диапазонах 1.4–1.6 мкм и 2.5–2.7 мкм 3 атмосферные кюветы, гетеродинный канал атмосферы. Кювета для анализа летучих компонент грунта (в составе МГАК)	2.6 кг Штанга	И.И. Виноградов, ИКИ РАН А.В. Родин, МФТИ, Франция

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018»

АДРОН-ЭМ	детекторы нейтронов и гамма-лучей с возможностью активного зондирования для определения содержания воды и элементного состава подповерхностного грунта, мониторинг радиационной обстановки	нейтронный генератор, нейтронные детекторы (0.001 эВ – 1 кэВ), гамма-спектрометр (100 кэВ – 8 МэВ, разрешение 3%), дозиметр	5.6 кг	И.Г. Митрофанов, ИКИ РАН
АБИМАС	масс-спектрометр с лазерной абляцией для анализа элементного состава грунта	массовый диапазон 1–1000 а.е.м., разрешение 600	5 кг	Г.Г. Манагадзе, ИКИ РАН
МЭГРЭ	мониторинг электромагнитных эмиссий на поверхности	магнитное поле в диапазоне до 30 кГц. Электрическое поле на частотах до 3 МГц	1.5 кг* штанги	
* Указана уто	эмиссии на поверхности чненная масса приборов. после ЭГ	поле на частотах до 3 МГц І.		

2. Научные задачи посадочной платформы

2.1. Мониторинг климатических условий на поверхности Марса

Изучение климата Марса и других планет, близких к Земле по свойствам, является фундаментальной задачей, имеющей отношение как к освоению Марса, так и к более глубокому пониманию природы климатических процессов на Земле. Относительно простая климатическая система Марса является для атмосферы Земли удачным «крайним случаем». Глубокое понимание современных климатических процессов на Марсе позволяет лучше оценить особенности климата прошлых эпох, причин, приведших к катастрофическим изменениям климата, процессов диссипации атмосферы.

Климат характеризуется временными и пространственными вариациями основных параметров атмосферы (таких, как температура, давление, скорость ветра и т.д.), являющимися следствием глобальной циркуляции, теплового баланса, взаимодействия атмосферы с поверхностью планеты и космическим пространством. Многие из этих параметров, как глобальные характеристики, давно и успешно измеряются с орбитальных космических аппаратов. По данным инфракрасных спектрометров и радиометров, работавших и работающих на KA «Mars Global Surveyor» (MGS), «Mars Odyssey» (ODY), «Mars Express» (MEX), «Mars Reconnaissance Orbiter» (MRO) доступны многолетние ряды таких параметров как температура поверхности, температура атмосферы (на уровне от 2-5 до 30-40 км), общее содержание пыли и конденсационных облаков в атмосфере, общее содержание водного пара (Кораблев О.И., 2013). Подобные измерения планируются и в рамках программы «ЭкзоМарс-2016» на спутнике ТGO (Кораблев О.И. и др., 2014).

Однако такие характеристики, как давление и скорость ветра нельзя точно измерить дистанционно. Особенно важен цикл атмосферного давления на Марсе, так как существенная часть углекислотной атмосферы конденсируется зимой в полярных областях. Настройка моделей общей циркуляции без длительных

рядов измерений давления невозможна. К сожалению, до недавнего времени практически единственным источником таких данных оставались измерения VL 1, 2 (*Hess S.L. et al.*, 1980). Метеокомплекс установлен также на марсоходе Curiosity (*Gomez-Elvira J. et al.*, 2012), однако подвижность платформы является осложняющим фактором для таких измерений. Например, искажения измерительного ряда из-за изменений местной топографии очень трудно учесть. В связи с этим понятен интерес к метеорологическим станциям на поверхности Марса (см. введение).

К основным изучаемым процессам относятся: общая циркуляция, основные климатические циклы, гидрологический цикл и пыли, мезомасштабные явления, процессы в пограничном слое, тепловой баланс атмосферы.

Эти процессы будут исследованы путем длительного мониторинга и исследования циклов различных временных масштабов таких параметров, как атмосферное давление, температура, температура поверхности, состояние (термическая структура) пограничного слоя, содержание водяного пара в атмосфере, содержание пыли и конденсационного аэрозоля в атмосфере, состояние облачности. Кроме того, будет получен профиль атмосферы при спуске посадочного аппарата. Количество таких профилей очень ограничено (*Авдуевский В.С. и др.*, 1975; *Magalhaes J.A. et al.*, 1999; *Seiff A., Kirk D.B.*, 1976).

Основным прибором для проведения таких измерений на поверхности Марса и при спуске в атмосфере является Метеокомплекс (МТК). В его состав входят восемь датчиков температуры российской разработки; два баросенсора с компенсацией абсолютного давления российской и финской разработки; два датчика влажности финской разработки; двухкопонентный анемометр российской разработки, ряд оптических датчиков аэрозоля. Датчики давления и инфразвука позволят исследовать такие мезомасштабные процессы, как инфразвуковые, звуковые и гравитационные волны.

При помощи МТК будут проведены измерения профиля атмосферы на спуске: на этапе торможения с помощью аэродинамического экрана будут работать трехкомпонентный датчик ускорений с упругим элементом емкостного типа и трехкомпонентный датчик угловых скоростей, а на этапе спуска на парашюте – датчики давления и температуры. Прототипом МТК служит комплекс приборов, разработанный для малых посадочных станций «MetNet» (*Harri A.M. et al.*, 2013).

Другим важнейшим прибором для исследования пограничного слоя является Фурье-спектрометр для атмосферных составляющих и температуры (ФАСТ). Фурье-спектрометр измеряет собственное излучение атмосферы в тепловом ИК-диапазоне (до 20 мкм, спектральное разрешение 2 см⁻¹), он позволяет проводить измерения температурного профиля атмосферы на высотах от 0 до 50 км, причем особенно детально определяются характеристики пограничного слоя (Smith M.D. et al., 2006). Данные эксперимента позволят также, определять характеристики аэрозоля и измерять полное содержание водяного пара в атмосферном столбе. ФАСТ - новая версия Фурьеспектрометра, разработка которого основана на опыте создания аналогичных приборов для проектов «Фобос-Грунт» (Кораблев О.И. и др., 2012) и «Экзо-Mapc-2016» (Korablev O.I. et al., 2014).

Важная информация о динамике атмосферы возможно будет получена с помощью прибора марсианский диодно-лазерный спектрометр (М-ДЛС). При наблюдениях Солнца методом оптической гетеродинной спектроскопии разрешается контур линии поглощения какого-либо газа, например CO_2 , что позволяет точно измерять доплеровское смещение линии и непосредственно оценивать скорость ветра на высотах эффективного поглощения в линии (от поверхности до ~10 км). Подобные измерения продемонстрированы на прототипе (*Rodin A. et al.*, 2014).

Дополнительную информацию об аэрозольной составляющей позволят получить приборы: Пылевой комплекс (ПК), Радиометр грунта (РАТ-М) и Телевизионная система посадочной платформы (ТСПП).

ПК включает несколько типов датчиков, предназначенных для изучения пылевой компоненты на Марсе, а также процессов в атмосфере Марса и у его поверхности, связанных с динамикой пыли. Ударные датчики ПК предназначены для прямого измерения потоков пылевых частиц в приповерхностном слое, исследования процессов сальтации и пылевых вихрей. Нефелометр позволит точно охарактеризовать оптические характеристики пылевых частиц. Датчик электрического поля предназначен для регистрации электрических полей и электромагнитных шумов, генерируемых при движении пылевых частиц в атмосфере и у поверхности Марса. В проекте прибора ПК использован опыт разработки аналогичных приборов для проектов «Фобос-Грунт» (*Esposito F. et al.*, 2011) и «Луна-Ресурс».

Прибор PAT-М в качестве дополнительной научной задачи позволит измерять радиояркостную температуру марсианской атмосферы в направлении зенита. Во время пылевой бури при больших оптических плотностях яркостная температура позволит сделать выводы о плотности и физическом составе пыли. ТСПП – комплекс из шести видеокамер – предназначен для контроля окружающей обстановки в диапазоне до 360° по горизонтали и до 60° по вертикали и получения цветных изображений атмосферных процессов в видимой области спектра (0.45, 0.55 и 0.65 мкм). В условиях ограниченного объема передаваемых на Землю данных это позволит производить периодический контроль состояния облачности, туманов, дымок, дистанционное обнаружение пылевых дьяволов. При создании ТСПП будут использованы разработки отдела оптико-физических исследований ИКИ РАН высокой степени технологической готовности.

Для измерений температуры поверхности служат специальный датчик метеокомплекса, а также приборы: Система термоэлектрического мониторинга марсианского грунта (СТЭМ) и РАТ-М.

2.2. Исследования состава атмосферы Марса

Измерения состава атмосферы на поверхности Марса обладают несомненными преимуществами перед орбитальными и наземными наблюдениями. Поиск и уточнение верхних пределов малых газовых составляющих, возможно локализованных в нижних слоях атмосферы вследствие дегазации с поверхности, надежнее осуществлять *insitu* и при достаточном накоплении сигнала. Это же относится к измерениям изотопных отношений. Инертные газы и их изотопы дистанционно не измеряются.

Для изучения состава атмосферы служат ряд приборов КНА-ЭМ: ФАСТ, М-ДЛС, Марсианский газоаналитический комплекс (МГАК) (Gerasimov M.V. et al., 2014). Исследования состава атмосферы составляют главную научную задачу прибора ФАСТ. Основной режим наблюдения для детектирования линий поглощения малых газовых составляющих в атмосферном столбе – наблюдение солнечного диска. Измеряя поглощение газовых линий и изотопов с высоким спектральным разрешением 0.05 см⁻¹ в диапазоне 2-10 мкм, прибор позволяет проводить измерения метана, вести мониторинг содержания H_2O и HDO и отношения D/H, CO, H_2O_2 , O_2 . Прибор ФАСТ позволит уточнить верхние пределы, или обнаружить новые соединения: органические (C_2H_2 , C_2H_4 , С,H₆, CH₂O), азотосодержащие (NH₃ NO₂), хлорсодержащие (HCl, CH₃Cl), серосодержащие (OCS, SO₃) и др. Водяной пар и СО также измеряются в режиме наблюдения собственного излучения атмосферы, что, в сочетании с наблюдениями на наклонных трассах, возможно, позволит получить ограничения на вертикальное распределение этих газов.

Прибор М-ДЛС предназначен для исследований химического и изотопного состава атмосферы вблизи поверхности Марса, его суточных и сезонных вариаций путем спектрального анализа как атмосферных проб (при измерениях методом лазерной абсорбционной спектроскопии в кюветах), так и интегрального содержания атмосферных компонент в нижних

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018»

шкалах высот (при наблюдениях Солнца методом оптической гетеродинной спектроскопии). Основной научной задачей прибора является исследование вариаций изотопного состава паров воды, связанного с фракционированием в процессах конденсации и сублимации ледяных частиц в облаках. Изотопное фракционирование является чувствительным маркером этого ключевого процесса атмосферного гидрологического цикла воды на Марсе, но до настоящего момента оно не исследовалось. М-ДЛС представляет собой новую разработку, многие принципы которой были продемонстрированы при создании Газо-хроматографического комплекса для проекта «Фобос-Грунт» (Durry G. et al., 2010; Герасимов М.В. и др., 2011) и при разработке аналогичного прибора для проекта «Луна-Pecypc».

Атмосферные задачи может выполнять и хроматомасс-спектрометр МГАК. Помимо своей основной научной задачи – изучения взаимодействия атмосфера – поверхность, он позволит измерить изотопные отношения основных летучих элементов: D/H, ¹⁷O/¹⁶O, ¹⁸O/¹⁶O, ¹³C/¹²C, ³⁴S/³²S, ³⁷Cl/³⁵Cl, а также содержание и изотопный состав благородных газов, не измеряемых иными методами.

2.3. Исследование взаимодействия атмосферы и поверхности

Задача исследования взаимодействия атмосферы и поверхности решается комплексно с применением как специальных средств физико-химической диагностики поверхности, так и анализа атмосферных процессов. В решение этой задачи вносят свой вклад многие приборы, особое место занимает исследование летучих компонент грунта и их распространения в приповерхностной атмосфере Марса. Летучие могут взаимодействовать с реголитом поверхности как на физическом уровне (вымерзание и адсорбция ночью в охлажденный реголит и выделение из реголита с прогревом днем), так и через разнообразные химические реакции.

Для анализа и оценки условий на поверхности и под поверхностью предназначены приборы РАТ-М, СТЭМ, Активный Детектор Нейтронов и Гаммалучей (АДРОН ЭМ). Свой вклад в анализ содержания летучих в грунте может внести лазерный масс-спектрометр АБИМАС. Атмосферные процессы будут анализировать М-ДЛС, МТК, ФАСТ. Взаимодействие атмосферы и поверхности составляет основную задачу МГАК, который предназначен для исследования летучих и в грунте, и в атмосфере.

Основной научной задачей прибора РАТ-М является бесконтактное измерение радиояркостной температуры марсианского грунта (реголита) на глубинах до полуметра. Физическая температура марсианского реголита на указанных глубинах непостоянна и зависит от местных времени суток и сезона. Информация о радиояркостной температуре реголита на различных глубинах позволяет судить о параметрах реголита: теплопроводности, теплоемкости,

диэлектрических свойствах. Анализ зависимости температуры реголита от глубины позволяет также обнаружить наличие в нем тех или иных включений, например, льдов. Близкий прототип прибора РАТ разрабатывается для лунных посадочных аппаратов.

Одной из основных научных задач эксперимента АДРОН-ЭМ является определение содержания связанной воды в составе грунта Марса на глубине до 0.5-1.0 м и длительный мониторинг этого содержания. Прибор также позволит исследовать физические свойста приповерхностного грунта (слоистая структура, плотность, температурные эффекты). Совместные измерения прибора АДРОН-ЭМ и прибора АДРОН-РМ (Nikiforov S. et al., 2013), установленного на мобильной платформе (марсоход ЕКА), позволят более детально исследовать профиль по глубине, проводя замеры затухания нейтронного сигнала от импульсного нейтронного генератора по мере удаления марсохода от посадочной платформы. Прибор АДРОН-ЭМ основан на разработках для проектов MSL (Mitrofanov I.G. et al., 2012), Вері Colombo (Mitrofanov I.G. et al., 2010) и др. и отличается высокой степенью технологической готовности.

Прибор СТЭМ предназначен для долговременного мониторинга физических свойств поверхностного слоя марсианского грунта. Исследования предполагают измерения тепло- и электрофизических характеристик. Обмен воды между поверхностным грунтом и атмосферой планеты имеет хорошо выраженный сезонный ход и зависит от географической широты. Сезонное появление в поверхностном слое водяного льда и связанной воды может вызывать изменение его теплофизических характеристик. Одновременное наличие в марсианском грунте солей и льда может привести к временному появлению в нем жидкой фазы в форме пленок солевых растворов, что вызовет увеличение электропроводности и диэлектрической проницаемости грунта. СТЭМ является новой разработкой, в которой использован опыт создания прибора ТЕРМОФОБ проекта «Фобос-Грунт» (Маров М.Я. и *∂p.*, 2011).

Прибор М-ДЛС, совместно с прибором ФАСТ, позволит провести исследования химического и изотопного состава атмосферы вблизи поверхности Марса, его суточных и сезонных вариаций и, совместно с комплексом МГАК, – химического и изотопного состава летучих компонент грунта.

Комплекс МГАК позволит исследовать содержание воды и других летучих соединений в породах поверхности по глубине залегания (в пределах возможной глубины забора грунтозаборным устройством), определить формы связи летучих компонент с частицами реголита, провести измерения суточных и сезонных вариаций содержания воды и других летучих соединений в породах верхнего слоя поверхности (в пределах возможного числа проб), измерения суточных и сезонных вариаций содержания воды и других микрокомпонент атмосферы в приповерхностном слое.

2.4. Исследования состава поверхности

Исследования состава поверхности на стационарной платформе являются дополнительной научной задачей, тем не менее, ее решение российскими приборами позволит существенно дополнить измерения на марсоходе, особенно учитывая возможные ограничения на число анализируемых им кернов.

Для забора образцов предусмотрен Марсианский манипуляторный комплекс (ММК). Он позволит взять образцы грунта с поверхности с помощью грунтозаборника и доставить в грунтоприемники научных приборов для исследования. ММК оснащен ковшом для заглубления в сыпучий грунт на глубину 10–15 см и буровым устройством, позволяющим проводить многократное бурение твердого (прочностью до 20 МПа) грунта на глубину до 10 см. ММК служит также для установки на грунт прибора СТЭМ и, возможно, позволит решить дополнительные технические задачи. В состав комплекса входит телекамера манипулятора, для выбора мест забора и исследования грунта, а также для контроля загрузки грунта в научные приборы.

К числу приборов, непосредственно исследующих состав грунта, относятся АДРОН-ЭМ, АБИМАС, МГАК.

Гамма-спектрометр, входящий в состав АДРОН-ЭМ, позволит провести определение элементного состава подповерхностного грунта на глубину до 0.5 м, измеряя вторичные нейтронное и гамма-излучение. Полученная в результате активного импульсного зондирования возможность обойтись без взятия и подготовки проб грунта является важным преимуществом прибора АДРОН-ЭМ, обеспечивающим высокую надежность измерений.

Приборы АБИМАС и МГАК анализируют пробы, взятые при помощи ММК. Пробы доставляются на предметный столик лазерного масс-спектрометра АБИМАС или в систему пробоподготовки, загружающую пробу в многоразовую пиролитическую ячейку МГАК. В комплекс входят три прибора: Термический анализатор (ТАМ), Газовый хроматограф (ГХМ), Масс-спектрометр (НГМС).

ТАМ осуществляет все работы по приему и обработке образца грунта,выполняет нагрев образца и измеряет температуры, при которых происходит выделение различных летучих составляющих. Основой прибора являются две многоразовые пиролитические ячейки.

ГХМ проводит тонкий химический анализ компонентов сложной газовой смеси, выделяемой из пробы грунта в приборе ТАМ, и измеряет их абсолютное количество. Прибор имеет газораспределительную систему, адсорбционные накопители, хроматографические капиллярные колонки, детекторы и электронику управления. Конечным анализатором служит масс-спектрометр нейтральных газов НГМС. При создании проекта МГАК использован опыт разработки Газохроматографического комплекса для проектов «Фобос-Грунт» и «Луна-Ресурс» (Герасимов М.В. и др., 2011; Gerasimov M.V. et al., 2011). В качестве массспектрометра планируется использовать швейцарский масс-спектрометр (*Wurz P. et al.*, 2012) с системой откачки.

АБИМАС позволяет проводить масс-спектрометрический (элементный) анализ пробы реголита, испаренной и ионизованной мощным импульсом лазерного излучения. При повторном или многократном испарении лазерный импульс постепенно углубляется в образец, позволяя исследовать вещество под измененной поверхностью. Концепция прибора АБИМАС основана на разработке ЛАЗМА для проекта «Фобос-Грунт» (*Managadze G.G. et al.*, 2010), но требует вакуумизации.

2.5. Внутреннее строение Марса

Сейсмические измерения на поверхности Марса должны внести свой вклад в решение фундаментальных вопросов исследования внутреннего строения планеты, таких, как размер ядра, состав мантии и коры, толщина коры. Эти данные важны для решения проблемы происхождения планет, закономерностей их эволюции, а также для получения ответов на вопросы о тектонической активности Марса, природы магнетизма, проблемы воды и пр. Хотя до сих пор сейсмичность Марса не обнаружена, опыт земной и лунной сейсмологии позволяет рассчитывать, что и на Марсе сейсмология окажется ведущим методом при изучении внутреннего строения. Единственные пока измерения на КА «Викинг» при помощи сейсмометра, сильно ограниченного в ресурсах, позволили получить лишь одну запись, подобную сейсмической. Основной объем данных составили ветровые шумы; в редкие периоды затишья получены оценки сейсмических сигналов, составляющие единицы микрон в диапазоне частот 1-8 Гц (Anderson D.L. et al., 1977).

Американская миссия InSight, планируемая на 2016 год, почти полностью посвящена сейсмическому эксперименту. Сейсмометр SEIS (VBB) французской разработки обладает чувствительностью лучше чем 10-9 м с-2Гц^{1/2} (<0.1 ngГц^{1/2}) в диапазоне частот от 10-3 до 10 Гц. На частоте 1 Гц чувствительность прибора лучше 10⁻¹⁰ м с⁻²Гц^{1/2} (0.01 ng). Установка второго аналогичного прибора на посадочную платформу «ЭкзоМарс-2018» позволила бы сформировать однородную сейсмическую сеть из двух станций с посадочным модулем InSight, существенно увеличивая научную ценность обеих миссий. Однако ни ресурсы платформы, ни организационные проблемы международного сотрудничества не позволяют рассчитывать на установку такого прибора в 2018 году. В рамках эскизного проекта рассмотрен альтернативный вариант: установка российского малогабаритного сейсмометрагравиметра. Для компенсации ветрового шума предложено использовать два идентичных сейсмометра, один из которых установлен на ТСП, а другой – на дискообразной опоре посадочной платформы.

Прибор Сейсмогравиметр и наклономер («Сейсмогран ЭкзоМарс», СЭМ) состоит из двух одинаковых блоков. Каждый блок состоит из двухкоординатного горизонтального сейсмометра, являющегося одно-

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018»

временно двухкоординатным наклономером, и вертикального сейсмометра, одновременно исполняющего функции гравиметра, блока электроники и системы вертикализации. Горизонтальный сейсмометр предназначен для измерения сейсмических горизонтальных колебаний основания в диапазоне частот 10⁻² – 10 Гц и медленных наклонов основания на периодах месяцы– годы. Вертикальный сейсмометр предназначен для измерения вертикальной компоненты колебаний основания в диапазоне частот 10⁻² – 10 Гц и медленных вариаций ускорения свободного падения. Показания наклономера позволяют вводить поправки в измерения вариаций ускорения свободного падения, связанные с наклонами основания прибора.

Собственная частота механических колебаний горизонтального сейсмометра-наклономера – около 2 Гц, величина пробной массы ~100 г, а разрешение по горизонтальным ускорениям ~8×10⁻¹⁰ м/с². Для вертикальной компоненты прибора предельное разрешение по ускорениям на частоте 1 Гц составит ~8×10⁻⁹ м/с².

2.6. Мониторинг радиационной обстановки и других факторов

Длительный мониторинг радиационной обстановки на поверхности Марса прежде всего важен для будущих планов по освоению планеты, в том числе для пилотируемых полетов. Дозиметр, входящий в состав прибора АДРОН, позволит проводить измерения как в условиях спокойного Солнца, так и в ходе солнечных протонных событий.

Для мониторинга электромагнитной обстановки на поверхности Марса служит комплекс Монитор Электромагнитных Эмиссий (МЭГРЭ). Новый эксперимент, никогда ранее не проводившийся на поверхности Марса, может дать информацию по многим направлениям: исследование намагниченности пород на месте посадки, мониторинг эффектов взаимодействия межпланетной среды с ионосферой Марса на поверхности планеты, электромагнитных эмиссий атмосферного происхождения. В качестве дополнительной задачи возможен вклад в изучение внутреннего строения планеты с помощью методов электромагнитного зондирования, основанных на анализе отклика глубинных проводящих структур на индукционное возбуждение переменными электромагнитными полями естественного происхождения.

В комплекс МЭГРЭ входят: феррозондовый датчик, прехкомпонентный датчик переменного магнитного поля, дипольная электрическая антенна и блок электроники. В нем планируется использовать датчики и системы, разработанные для многих космических проектов («Фобос-Грунт», «Луна-Глоб», «CubeSat», «Метеор-МП»).

заключение

Планируемые эксперименты с помощью комплекса научной аппаратуры на посадочной платформе «Экзо-Марс» позволят решить ряд приоритетных задач иссле-

дования Марса. Основные ожидаемые результаты КНА-ЭМ можно сформулировать следующим образом:

- Получение метеорологических данных (как атмосферы, так и приповерхностного слоя) в течение марсианского года. Это позволит усовершенствовать существующие модели марсианского климата, что очень важно как с научной точки зрения, так и для подготовки дальнейшего освоения Марса.
- Мониторинг состояния пограничного слоя атмосферы и выше (0–50 км), в том числе определение характеристик аэрозоля и измерения температурного профиля, наблюдения сезонных и суточных вариаций химического состава атмосферы, включая чувствительные измерения малых составляющих. Подобные измерения дополняют данные с орбитального КА TGO («ЭкзоМарс-2016»), что позволяет получить уникальные данные по составу и структуре атмосферы одновременно с орбиты и поверхности.
- Фотографирование места посадки, получение панорамных снимков. Ожидается получение первых в истории советского и российского освоения космоса снимков и панорам поверхности Марса, что представляет значительный интерес как для широкой публики, так и для научных целей проекта. Также возможно визуальное сопровождение марсохода ЕКА на первых этапах его работы и наблюдение сезонных вариаций.
- Определение содержания воды в приповерхностном слое. Долгое время жизни платформы позволяет оценить вариативность содержания воды в поверхностном слое. Важным аспектом является также синергия измерений с орбитальным КА и марсоходом, что позволит получить уникальный массив данных.
- Получение данных об элементном и изотопном составе реголита в месте посадки и наблюдение вариаций в течение времени жизни посадочной платформы. Получение данных о реголите в новой точке позволит дополнить наши знания о геологическом строении Марса, наблюдения в течение значительного периода времени помогут глубже изучить взаимодействие атмосферы и поверхности.
- Проведение дозиметрических измерений в течение времени жизни посадочной платформы. Получение подобных данных является принципиальным для проведения пилотируемых экспедиций к Марсу.
- Получение сведений о сейсмической активности Марса. На основе данных о сейсмических колебаниях даже в одной точке наблюдений можно получить физические оценки, позволяющие уточнить модели внутреннего строения планеты (данные о мощности коры, о скорости распространения сейсмических волн как функции глубины, о размерах ядра). Возможна совместная работа с сейсмометром миссии HACA «InSight».

список литературы

Авдуевский В.С. и др. Атмосфера Марса на месте посадки спускаемого аппарата Марс-6. Предварительные

результаты // Космич. исслед. 1975. 13. Р. 21-32.

Ваго Х., Витасс О., Бальони П., Хальдеманн А. и др. Проект «ЭкзоМарс»: ЕКА – следующий этап научных исследований Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 22-32.

Герасимов М.В. и др. Газо-хроматографический комплекс (ТДА, ХМС, МАЛ-1Ф). Фобос-Грунт, проект космической экспедиции. НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. С. 249-269.

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

Кораблёв О.И. и др. АОСТ: Фурье-спектрометр для исследования Марса и Фобоса // Астрономический вестник. 2012. 46. С. 34-43.

Кораблев О.И., Монмессин Ф., Федорова А.А., Игнатьев Н.И. и др. Эксперимент АЦС для атмосферных исследований на орбитальном аппарате «ЭкзоМарс-2016»// Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 33-41.

Кораблёв О.И. Спектроскопия Марса с космических аппаратов: новые методы, новые результаты // Успехи физических наук. 2013. 183. С. 762-769.

Маров М.Я. и др. Эксперимент ТЕРМОФОБ: прямые исследования теплофизических свойств грунта Фобоса. Фобос-Грунт, проект космической экспедиции НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. С. 363-374.

Anderson D.L. et al. The Viking seismic experiment // Science. 1976.194. P. 1318-1321.

Anderson D.L. et al. Seismology on Mars // Journal of Geophysical Researc. 1977. 82. P. 4524-4546.

Banerdt W.B. et al. InSight: A Discovery Mission to Explore the Interior of Mars // Lunar and Planetary Science Conference. 2013. Vol. 44. P. 1915.

Biele J. et al. GEP-ExoMars: A Geophysics and Environment Observatory on Mars // Lunar and Planetary Science Conference. 2007. Vol. 38. P. 1587.

Dehant V. et al. Network science, NetLander: a european mission to study the planet Mars // Planetary and Space Science. 2004. 52. P. 977-985.

Durry G. et al. Near infrared diode laser spectroscopy of C2H2, H2O, CO2 and their isotopologues and the application to TDLAS, a tunable diode laser spectrometer for the martian PHOBOS-GRUNT space mission // Applied Physics B: Lasers and Optics. 2010. 99. P. 339-351.

Esposito F. et al. DIAMOND: an impact sensor for the characterization of Martian dust tori. Memorie della Societa Astronomica Italiana Supplementi. 2011. 16. P. 125.

Gerasimov M.V. et al. The Martian Gas-Analytic Package for the Landing Platform Experiments of the ExoMars 2018 // Lunar and Planetary Science Conference. 2014. Vol. 45. P. 1242.

Gerasimov M.V. et al. Gas-Analytic Package for the Russian Luna-Globe and Lunar-Resource missions // EPSC-DPS Joint Meeting. 2011. P. 956.

Gomez-Elvira J. et al. REMS: The Environmental Sensor Suite for the Mars Science Laboratory Rover // Space Science Reviews. 2012. 170. P. 583-640.

Haberle R.M. et al. The Pascal Discovery Mission: A Mars Climate Network Mission // Concepts and Approaches for Mars Exploration. 2000. P. 135.

Harri A.M. et al. Mars MetNet Precursor Mission Status // European Planetary Science Congress 2013, held 8-13 September in London, UK. Online at: http://meetings. copernicus.org/epsc2013%3C/A%3E, id.EPSC2013-499. 2013. 8. P. 499.

Harri A.M. et al. Metnet atmospheric science network for Mars. In: F. Forget, (Ed.) // Mars Atmosphere Modelling and Observations. 2006. P. 724.

Hess S.L. et al. The annual cycle of pressure on Mars measured by Viking landers 1 and 2 // Geophysical Research Letters. 1980. 7. P. 197-200.

Korablev O. et al. Three infrared spectrometers, an atmospheric chemistry suite for the «ExoMars-2016» trace gas orbiter // J. Appl. Remote Sensing. 2014. 8. 084983.

Linkin V. et al. A sophisticated lander for scientific exploration of Mars: scientific objectives and implementation of the Mars-96 Small Station // Planetary and Space Science. 1998. 46. P. 717-737.

Lognonne P. Planetary Seismology // Annual Review of Earth and Planetary Sciences. 2005. 33. P. 571-604.

Magalhaes J.A. et al. Results of the Mars Pathfinder atmospheric structure investigation // Journal of Geophysical Research. 1999. 104. P. 8943-8956.

Managadze G.G. et al. Study of the main geochemical characteristics of Phobos' regolith using laser time-of-flight mass spectrometry // Solar System Research. 2010. 44. P. 376-384.

Mitrofanov I.G. et al. The Mercury Gamma and Neutron Spectrometer (MGNS) on board the Planetary Orbiter of the BepiColombo mission // Planetary and Space Science. 2010. 58. P. 116-124.

Mitrofanov I.G. et al. Dynamic Albedo of Neutrons (DAN) Experiment Onboard NASA's Mars Science Laboratory // Space Science Reviews. 2012. 170. P. 559-582.

Nikiforov S. et al. Neutron detector ADRON-RM for «ExoMars-2018». EGU General Assembly Conference Abstracts 2013. Vol. 15. P. 9506.

Rodin A. et al. Highresolution heterodynespectroscopy of the atmospheric methane NIR absorption // Optics Express, 2014.

Seiff A., Kirk D.B. Structure of Mars' atmosphere up to 100 kilometers from the entry measurements of Viking 2 // Science. 1976. 194. P. 1300-1303.

Smith M.D. et al. One Martian year of atmospheric observations using MER Mini-TES // Journal of Geophysical Research (Planets). 2006. 111.

Surkov Y.A., Kremnev R.S. Mars-96 mission: Mars exploration with the use of penetrators // Planetary and Space Science. 1998. 46. P. 1689-1696.

Wurz P. et al. A neutral gas mass spectrometer for the investigation of lunar volatiles // Planetary and Space Science. 2012. 74. P. 264-269.

Статья поступила в редакцию 29.05.2014 г.

ПРОЕКТ «ЭКЗОМАРС»: ЕКА – СЛЕДУЮЩИЙ ЭТАП НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ МАРСА

X. Baro*, jorge.vago@esa.int; J. Vago** O. Bumacc*, O. Witasse**

Дж. Джанфильо*, G. Gianfiglio** T. Бланкар*, T. Blancquaert**

Программа «ЭкзоМарс» является совместной программой ЕКА и Роскосмоса, при этом некоторый вклад предоставляет НАСА. Программа «ЭкзоМарс» состоит из двух миссий, запуск которых запланирован в 2016 и 2018 гг. Миссия 2016 года включает орбитальный аппарат, предназначенный для изучения малых газовых составляющих атмосферы с целью получения информации о возможных текущих геологических или биологических процессах, а также европейский модуль для демонстрации входа в атмосферу, спуска и посадки (EDM), задачей которого является успешное выполнение мягкой посадки на Марс. Орбитальный аппарат, кроме того, обеспечит ретрансляцию связи для всех миссий с посадкой на Марс до конца 2022 года. В рамках миссии 2018 года предусмотрена доставка марсохода массой порядка 300 кг и посадочной платформы с размещенной на ней научной аппаратурой на поверхность Марса с помощью системы посадки, создаваемой Роскосмосом. Задача миссии 2018 года состоит в том, чтобы найти ответ на один из не решенных по сей день вопросов и установить, существовала ли когда-либо жизнь ли на Марсе или существует ли она в настоящее время. Статья содержит общую информацию о программе «ЭкзоМарс».

Ключевые слова: Марс; «ЭкзоМарс»; ЕКА; Роскосмос; ровер; марсоход.

введение

ЕКА и Роскосмос подписали Соглашения о сотрудничестве, предусматривающие партнерское взаимодействие при создании и запуске двух миссий «ЭкзоМарс» в 2016 и 2018 гг. В рамках первой миссии будут проведены беспрецедентно подробные исследования состава атмосферы Марса и доставка посадочного модуля на поверхность. Вторая миссия предусматривает посадку и эксплуатацию крупногабаритного марсохода с целью поиска следов жизни, а также посадочной платформы. Обе миссии предполагают использование передовых технологий, необходимых для выполнения намеченных задач и расширения возможностей Европы и России в области планетных исследований.

1. Задачи миссий

Первая миссия «ЭкзоМарс» включает в себя два основных элемента: 1 – орбитальный модуль (ТGO) и 2 –

«EXOMARS» PROGRAM: ESA – NEXT STEP OF MARS SCIENTIFIC RESEARCH

П. Бальони*,	А. Хальдеманн*,
P. Baglioni**	A. Haldemann**

Д. МакКой*,	Р. де Гроот*,
D. McCoy**	R. de Groot**

The ExoMars programme is an ESA-Roscosmos cooperation with some NASAcontributions. ExoMars consists of two missions, one in 2016 and one in 2018. The 2016 mission includes an orbiting satellite devoted to the study of atmospheric trace gases, with the goal to acquire information on possible on-going geological or biological processes; and a European Entry, Descent, and landing Demonstrator Module (EDM) to achieve a successful soft landing on Mars. The orbiter will also provide data communication services for all surface missions landing on Mars until end 2022. The 2018 mission will deliver a 300-kg-class rover and an instrumented landed platform to the surface of Mars using a landing system developed by Roscosmos. The 2018 mission will pursue one of the outstanding questions of our time by attempting to establish whether life ever existed, or is still present on Mars today. The article gives an overview about the ExoMars programme.

Key words: Mars; «ExoMars»; ESA; Roscosmos; rover; Mars rover.

модуль для демонстрации входа в атмосферу, спуска и посадки (EDM). Орбитальный модуль TGO доставит посадочный модуль EDM, который осуществит посадку на Марс с целью отработки важнейших технологий для использования в миссии 2018 года. Затем орбитальный модуль приступит к выполнению маневра аэродинамического торможения. После выхода на штатную орбиту для выполнения научных исследований орбитальный модуль начнет поиск следов метана и других атмосферных газов, а также исследовать поверхность с целью получения информации о возможных активных геологических или биологических процессах. Кроме того, орбитальный модуль будет осуществлять функцию ретрансляции данных для миссий на поверхности Марса до конца 2022 года.

Вторая миссия предусматривает доставку на поверхность Марса марсохода «ЭкзоМарс» и посадочной платформы. Марсоход займется поиском следов прошлой и настоящей жизни. Он будет оснащен обору-

^{*} Европейское космическое агентство.

дованием для бурения на глубину 2 м с целью сбора и анализа образцов, не подвергшихся воздействию неблагоприятной среды на поверхности, где радиация и окислители могут уничтожить органические материалы. На посадочной платформе будет установлена научная аппаратура для изучения марсианской среды.

ЕКА и Роскосмос согласовали сбалансированное разделение обязанностей по созданию различных элементов миссии. ЕКА предоставит орбитальный модуль TGO и демонстрационный десантный модуль EDM для миссии 2016 года, а также перелетный модуль и марсоход для миссии 2018 года. Роскосмос отвечает за поставку десантного модуля миссии 2018 года, предоставление ракет-носителей для запуска двух миссий и радиоизотопных нагревателей для установки на марсоходе. Оба агентства предоставляют научные приборы. НАСА также обеспечит важные компоненты миссии «ЭкзоМарс», в том числе радиокомплекс УКВ «Электра» для осуществления связи между орбитальным модулем и поверхностью Марса, инженерную поддержку модуля EDM, а также значительную часть научного прибора МОМА, размещаемого на марсоходе и предназначенного для исследования органических молекул.

Возможность существования жизни на Марсе представляет собой одну их нерешенных научных задач нашего времени и имеет первоочередной приоритет в рамках программы «ЭкзоМарс».

Научные задачи программы «ЭкзоМарс-2018» таковы:

- Поиск следов прошлой и настоящей жизни на Марсе.
- Исследование вертикальных профилей водной/геохимической среды в подповерхностом слое.
- Исследование газовых примесей в атмосфере Марса и их источников.

С целью выполнения вышеуказанных задач, а также для подготовки будущих исследовательских миссий должны быть реализованы следующие технологии:

- Вход в атмосферу, снижение и посадка (EDM) на Марс.
- Передвижение марсохода по поверхности.
- Забор образцов грунта подповерхностного слоя с помощью бурильного устройства.
- Сбор, подготовка, распределение и анализ образцов грунта с помощью научных приборов.

2. Миссия «ЭкзоМарс» 2016 года

Миссия 2016 года предполагает выполнение следующих научных задач: Исследование газовых примесей в атмосфере Марса и их источников, что послужит вкладом в решение вопроса о возможности существования жизни на Марсе. Последняя задача будет выполнена путем тщательного анализа связи между малыми составляющими атмосферы и соотношениями изотопов. Кроме того, в рамках миссии будет выполнена с помощью модуля EDM первая технологическая задача программы посадка на Марс.

В таблице 2 представлены четыре вида исследований,

таблица 1 – Информ	ация о миссии «ЭкзоМарс»
2016 года	_

космический аппарат	орбитальный модуль для исследования малых газовых примесей атмосферы (TGO) и модуль демонстрации входа в атмосферу, спуска и посадки (EDM)
запуск	январь 2016 года с космодрома Байконур на PH «Протон-М»
прибытие на Марс	октябрь 2016 года
орбита модуля TGO	круговая орбита высотой 400 км, наклонением 74°, периодичностью повторения приблизительно 30 марсианских суток. Аппарат выходит на заданную орбиту после завершения маневра аэродинамического торможения (в ноябре 2017 года)
посадка EDM	прямой вход в атмосферу с гиперболической траектории во время сезона пылевых бурь. Плато Меридиана (1,82° S, 6,15° W). Максимальная высота: –1 км относительно нулевого уровня в системе MOLA. Эллипс посадки: 100 км × 15 км
научные исследования	модуль TGO: Исследование газовых примесей атмосферы и распределения воды в верхнем подповерхностном слое, съемка поверхности. Модуль EDM: Научные исследования на этапе спуска в атмосфере, метеорологические исследования. Масса заправленного аппарата: 4332 кг, в том числе EDM 600 кг. Срок службы модуля TGO: до конца 2022 г. (номинальный срок службы научных приборов составляет 1 марсианский год). Срок службы модуля EDM: несколько дней
наземный	Центр управления полетом: ESOC.
ССЕМСНЕ	центр паучных операции. ЕЗАС



рисунок 1. Художественное изображение орбитального модуля TGO миссии «ЭкзоМарс» 2016 года

проводимых с помощью научной аппаратуры, размещаемой на модуле TGO. Прибор NOMAD использует два инфракрасных (ИК) и один ультрафиолетовый (УФ) канал, тогда как прибор ACS имеет три ИК канала.

таблица 2	– Научные	приборы,	устанавливаемые	на модуле TGO
-----------	-----------	----------	-----------------	---------------

прибор	научное обоснование
малые газовые составляющие	определение детального состава атмосферы Марса, включая обнаружение газовых примесей в миллиардных долях. Составление карты распределения малых газовых составляющих, определение их источников и поглотителей, изучение их географического распределения и временной изменчивости. Для максимального повышения научной значимости результатов будут одновременно задействованы два нижеуказанных комплекса научной аппаратуры
комплекс, включающий 2 инфракрасных (ИК) и 1 ультрафиолетовый (УФ) спектрометр	NOMAD: два инфракрасных канала в диапазоне 2,2–4,3 µм используются для изучения малых газовых составляющих и утечки атмосферы, каналы же ультрафиолетового и видимого спектра, покрывающие диапазон 0,20–0,65 µм, предназначены для обнаружения аэрозолей, озона и серной кислоты
блок из 3-х инфракрасных спектрометров	ACS: три спектрометра покрывают, соответственно, диапазоны 0,7–1,7 µм, 2,3–4,6 µм, и 1,7–17,0 µм. С помощью прибора ACS ученые смогут изучить газовые примеси, вертикальное распределение изотопов, а также некоторые аспекты утечки атмосферы
камера	проведение геологических исследований посредством фотосъемки зон, представляющих интерес в качестве потенциальных источников малых газовых составляющих атмосферы. Характеризация областей, рассматриваемых в качестве возможных зон посадки будущих миссий
стерео камера	CaSSIS: камера высокого разрешения (4,5 м/пиксель), позволяющая получать цветные стереоснимки
подповерхностный слой:	получение уточненной карты распределения льда и водосодержащих минералов в верхнем слое грунта глубиной 1 м с разрешением, в десять раз превышающим результаты предыдущих измерений
нейтронный спектрометр	FREND: нейтронный детектор использованием коллиматора, значительно сужающего поле зрения прибора и позволяющего создать карты распределения водорода более высокого разрешения

Два этих прибора в совокупности обеспечивают наиболее полный на сегодняшний день спектральный анализ процессов, происходящих в атмосфере Марса. Для достижения высокой чувствительности, необходимой для обнаружения с помощью приборов NOMAD и ACS компонентов, присутствующих в ничтожно малых количествах, данные приборы должны работать в режиме солнечного затмения. В моменты восхода и захода Солнца, дважды за виток, они могут наблюдать солнечный свет, проходящий через толщину атмосферы Марса. Фактически, они используют Солнце как очень яркую инфракрасную лампу. Яркость солнечного света обеспечивает очень высокое соотношение сигнал/шум, что позволит приборам обнаружить примеси, содержащихся в атмосфере в миллиардных долях. NOMAD и ACS также могут работать в режимах сканирования лимба и съемки «в надир». Второй режим обладает многими интересными возможностями, но чрезвычайно сложен. Научные приборы могут быть также направлены прямо на поверхность планеты. Однако в этом случае помехи создает инфракрасный свет, проходящий через атмосферу и отражаемый от поверхности, что значительно снижает уровень полезного сигнала. Повысить отношение сигнал/шум можно путем снижения уровня помех. Для этой цели используется охлаждение детектора и части оптического оборудования, что представляет собой сложную техническую задачу. С другой стороны, этот режим позволит изучить атмосферу, покрывающую поверхность планеты и, как надеются ученые, обнаружить источники и поглотители интересующих веществ.

Один из интересующих ученых газов – метан (СН₄).

На Земле большая часть метана вырабатывается метанобразующими бактериями. Другой источник метана – некоторые подповерхностные гидротермальные процессы, такие как серпентизация. На Марсе метан впервые удалось обнаружить в 2004 году с помощью прибора PFS, установленного на борту орбитального аппарата «Марс Экспресс». Наблюдения, проводимые с Земли в настоящее время с помощью инфракрасных спектрометров и наземных телескопов, позволили получить аналогичную информацию. Однако, принимая во внимание то, что измерения на борту «Марс Экспресс» были выполнены на пределе чувствительности прибора и, а наблюдения Марса с Земли проводились сквозь земную атмосферу, содержащую значительную долю метана, ученые хотели бы подтвердить обнаружение сигнатуры метана. В последнее время поиски следов метана велись также с помощью прибора SAM, установленного на марсоходе MSL/«Кьюриосити» (Curiosity), однако результатов они не принесли. Возможно, это связано с тем, что зона поисков «Кьюриосити» или время их проведения были выбраны неверно. Кроме того, существует вероятность присутствия метана в атмосфере, а не на поверхности. Приборы NOMAD и ACS на орбитальном модуле TGO позволят провести наблюдения на всей поверхности планеты в течение марсианского года. Благодаря им появится возможность обнаружения метана и других углеводородных компонентов. В случае подтверждения присутствия метана изучение его связи с другими газами, а также тщательный анализ изотопных отношений помогут нам определить характер его происхождения - геологическое ли оно либо биологическое – или, возможно,

сочетание обоих. В любом случае, это означало бы, что Марс остается активной планетой.

Два других прибора предназначены для наблюдений поверхности Mapca. Прибор CaSSIS представляет собой цветную стереокамеру высокого разрешения (приблизительно 4,5 м/пиксель). Новаторская конструкция позволяет совмещать пары изображений, получая стереоснимки. Эта функция чрезвычайно важна для построения точных цифровых моделей рельефа (DEM) марсианской поверхности. Камера CaSSIS будет использоваться для изучения интересных геологических образований, которые могут быть связаны с присутствием интересующих ученых газовых примесей. Кроме того, камера CaSSIS является важным инструментом для характеризации возможных мест посадки будущих миссий. Еще один научный прибор, получивший название FREND, представляет собой нейтронный детектор, способный обнаружить присутствие водорода в форме воды или водосопержаших минералов в верхнем слое марсианской поверхности глубиной 1 м. Подобный инструмент был запущен в 2001 году на борту миссии НАСА «Одиссей» (Odyssey), благодаря ему была получена первая карта глобального распределения льда на поверхности. FREND поможет значительно улучшить разрешение существующей карты распределения водяного льда в подповерхностном слое.

После ухода модуля EDM с гиперболической подлетной траектории модуль TGO сначала перейдет на промежуточную орбиту, а затем начнется выполнение маневра аэродинамического торможения продолжительностью приблизительно 9 месяцев, по окончании которого аппарат выйдет на штатную орбиту для выполнения научных исследований: околокруговую орбиту высотой 400 км и наклонением 74°. Наклонение орбиты было выбрано с таким расчетом, чтобы на период миссии приходилось максимальное количество затмений Солнца и при этом обеспечивалось хорошее сезонное и широтное покрытие поверхности планеты.

Модуль EDM выполняет роль технологической демонстрационной платформы. Его задача состоит в обеспечении первой посадки на Марс европейского аппарата. EDM войдет в атмосферу Марса с гиперболической подлетной траектории. Теплозащитный экран обеспечит достаточное торможение для раскрытия сверхзвукового парашюта. На последних этапах посадки будут задействованы импульсные жидкостные двигатели. На высоте приблизительно один метр над уровнем поверхности двигатели модуля EDM выключатся, и платформа приземлится на сминаемую конструкцию, которая самортизирует удар при посадке за счет деформации. На этапе снижения будет работать прибор AMELIA, предназначенный для исследований атмосферы с использованием различных датчиков, размещенных на модуле EDM. Исследования позволят определить различные параметры атмосферы, включая плотность. Время посадки модуля EDM приходится, согласно статистическим данным, на сезон пылевых бурь. Вход и посадка во время сезона бурь до настоящего времени не выполнялись. Данные, которые

устанавливаемых на модуле EDM	
исследования	научное обоснование
научные исследования на этапе спуска в атмосфере	изучение атмосферы Марса и выполнение съемки на всем протяжении спуска модуля EDM
акселерометры, датчики, устанавливаемые на теплозащитном экране	АМЕLIА: использование данных, поступающих со служебных систем модуля EDM, для восстановления его траектории и определения параметров атмосферы, таких как плотность, скорость и направление ветра – от верхних слоев атмосферы до поверхности. Результаты исследований будут использованы для уточнения моделей атмосферы
научные	исследование условий окружающей
поверхности	среды на поверхности в условиях высокой запыленности атмосферы
метеостанция	DREAMS: выполнение серии коротких наблюдений для определения температуры, давления, скорости и направления ветра, оптической мутности (запыленности) и атмосферного заряда (электрического поля) в зоне посадки модуля EDM

таблица 3 – Исследования с помощью научных приборов,

будут получены на участке входа, имеют большую важность для проектирования будущих посадочных миссий. Кроме того, на модуле EDM будет установлена небольшая метеостанция DREAMS. Она проработает несколько дней, питаясь от батареи. Прибор DREAMS проведет измерения нескольких атмосферных параметров: температуры, давления, скорости и направления ветра, оптической толщины и, впервые, электрического заряда атмосферы. На модуле EDM будет также установлена камера.

На рисунке 2 изображена подготовка модели EDM к виброиспытаниям в Европейском центре космических исследований и технологий (ESTEC) в марте 2013 года.



рисунок 2. Модуль демонстрации входа в атмосферу, спуска и посадки (EDM) миссии «ЭкзоМарс» 2016 года. Подготовка к вибрационным испытаниям в ESTEC

3. Миссия «ЭкзоМарс» 2018 года

В рамках миссии 2018 года предполагается выполнение двух главных научных задач программы и всех технических задач. На борту марсохода «Экзо-Марс» будет находиться комплекс научных приборов, названный в честь Луи Пастера и предназначенный для проведения экзобиологических и геологических исследований. Марсоход, способный перемещаться на расстояние нескольких километров, выполнит поиск признаков прошлой и настоящей жизни путем сбора образцов каменистой обнаженной породы и грунта из подповерхностного слоя (до глубины 2 м) и их анализа. Уникальной особенностью миссии является сочетание мобильности и возможности доступа к зонам, где могут сохраниться органические молекулы. Кроме того, планируется разместить на посадочной платформе приборы для исследования среды на поверхности Марса, однако датчики для этих исследований еще не выбраны.

4. Поиск следов жизни

Термин «экзобиология», в самом широком понимании, означает изучение происхождения, развития и распространения жизни во Вселенной. Достоверно установлено, что жизнь на молодой Земле зародилась очень рано. Исследуя палеонтологические данные, ученые выяснили, что уже 3,5 миллиарда лет назад жизнь на Земле достигла высокой степени биологического развития. С тех пор живые организмы проявили высокую приспосабливаемость, обживая самые разнообразные места обитания, находящиеся в широком диапазоне температур, давления и химического состава среды.

Климат Марса холодный и сухой. Его поверхность сильно окислена, подвержена разрушающему воздействию ультрафиолетового света и ионизирующего излучения. Низкая температура и давление исключают существование воды в жидкой форме, она присутствует лишь в чрезвычайно ограниченных областях и только периодически. Тем не менее, многочисленные признаки, такие как широкие каналы, сети разветвленных долин и осадочные горные породы, свидетельствуют о присутствии в прошлом на поверхности Марса большого количества воды. Размеры каналов, образованных существовавшими когда-то водными потоками, говорят об огромных объемах воды, превышающих любые известные наводнения на Земле. Геологическая история Марса, следы которой сохранились до наших дней, насчитывает приблизительно 4,5 миллиардов лет. Основываясь на количестве перекрывающихся кратеров, можно сделать вывод, что возраст старейших рельефов составляет около 4 мрлд лет, а наиболее молодых - менее 100 млн лет. Большинство сетей речных долин имеет древний возраст (4,0-3,5 млрд лет). В наше время вода на Марсе в стабильном состоянии присутствует только в виде льда на полюсах, в виде обширных подземных участков вечной мерзлоты и в виде атмосферных примесей. С биологической точки зрения, сам факт существования в прошлом

воды в жидком состоянии заставляет задуматься о жизни на Марсе. Несмотря на преобладание на планете холодного климата, в течение первых 500 млн лет на поверхности существовали теплые и влажные зоны. Возможно, жизнь на Марсе зародилась независимо приблизительно в то же время, что и жизнь на Земле. Существует также вероятность перемещения земных организмов на Марс метеоритами. Согласно другой гипотезе, жизнь могла зародиться в теплых и влажных подземных зонах. Принимая во внимание открытие разнообразной биосферы на километровой глубине под поверхностью Земли, можно сделать вывод о вероятности существования на Марсе подобной колонии микроорганизмов, занявших эту экологическую нишу после исчезновения благоприятных условий на поверхности. Существует также вероятность того, что жизнь зародилась на Марсе в более ранний период, когда вода существовала на поверхности, и сохранилась в подземных областях. Такое предположение заставляет рассматривать планету в качестве главного кандидата для поиска жизни за пределами Земли.

Наиболее вероятный период зарождения жизни на Марсе – первые 0,5–1 млрд лет его истории. В тот период условия на планете были сходны с условиями на Земле: вулканическая и гидротермальная активность, падения метеоритов, большие водоемы (возможно, покрытые льдом), и не слишком разреженная атмосфера. Тем не менее, высока вероятность обнаружения убедительного свидетельства существования древних микроскопических форм жизни.

На поверхности нашей планеты постоянное присутствие проточной воды, солнечное ультрафиолетовое излучение, атмосферный кислород существование жизни как таковой стирает все следы мертвых организмов. Единственная возможность их обнаружить найти их биосигнатуры в защищенной среде – например, внутри пласта скальной породы. Однако, учитывая изменения большинства древних рельефов, вызванные высокотемпературными метаморфическими процессами и сдвигами тектонических плит, на Земле трудно найти скалы старше 3 миллиардов лет в хорошем состоянии. На Марсе же тектоническая активность была не так высока, как на Земле. Это означает, что сохранились горные породы, сформированные в самые ранние периоды марсианской истории и не подвергшиеся разрушающему воздействию высоких температур. Следовательно, учеными могут быть обнаружены хорошо сохранившиеся древние биомаркеры. Почему же они не были найдены по сей день? Возможно, ответ на этот вопрос кроется в том, в какие периоды и какими методами проводились исследования Mapca.

В 1976 году два спускаемых аппарат «Викинг» выполнили первые контактные измерения, основной задачей которых было обнаружение органических соединений и следов жизни на Марсе. Комплекс научной аппаратуры для биологических исследований миссии «Викинг» включал в себя три прибора, каждый из которых был предназначен для поисков следов метаболизма в образцах грунта. Один из них – эксперимент по

внесению меченых веществ (Labelled Release) дал очень интересные результаты. Полученные данные могли бы быть истолкованы как доказательство биологической активности, однако результаты других экспериментов не позволили сделать таких выводов. Тем не менее, теоретическое моделирование марсианской атмосферы и химический состав реголита натолкнули на мысль о существовании сильных окислителей, которые могли в той или иной степени повлиять на результаты трех экспериментов. Самым большим ударом стала неудача прибора GCMS (газовый хроматограф/масс-спектрометр), предназначенного для обнаружения органических молекул в миллиардных долях. Большинство ученых, за редким исключением, заключили, что результаты миссии «Викинг» не подтвердили присутствие жизни. В лабораторных условиях были предприняты многочисленные попытки имитировать реакции, наблюдаемые научными приборами «Викинг» при проведении биологических исследований. В некоторых случаях удалось частично воспроизвести полученные результаты, однако полного успеха ученые добиться не смогли. Следующий этап в нашем понимании природы марсианской поверхности стал абсолютно неожиданным. Результаты измерений в субполярных областях северного полушария, проведенных аппаратом «Феникс» в 2009 году, стали полной неожиданностью. На «Фениксе» был впервые установлен прибор для «мокрого» химического анализа. В образцах грунта, собранных манипулятором, с помощью этого прибора был обнаружен анион перхлората (ClO₄). Перхлораты – интересные молекулы. Например, перхлорат аммония обычно используется в качестве окислителя ракетного топлива. Его соли химически инертны при комнатной температуре, однако при нагревании выше нескольких сотен градусов выделяются четыре атома кислорода, активно вступающие в реакцию окисления. При анализе образцов, полученных аппаратом «Викинг», для высвобождения органических молекул использовалось нагревание. Если в почве в местах посадки двух аппаратов «Викинг» присутствовал перхлорат, возможно, он мог повлиять на результаты анализа? Повторный анализ образцов позволил обнаружить некоторое количество органических молекул, содержащих атомы хлора. На этот раз присутствие таких соединений ученые объяснили существованием остатков очищающего вещества, использовавшегося при подготовке космического аппарата. В 2011 году марсоход MSL (Марсианская научная лаборатория) приступил к поиску органических молекул в образцах грунта, полученных в результате бурения скал на поверхности. Образцы содержали те же соединения хлора, что и образцы, полученные «Викингом». Можно сделать вывод, что результаты, полученные приборами MSL, подтверждают присутствие перхлората. Эти результаты необходимо учесть при подготовке нашей миссии.

5. Необходимость исследования подповерхностного слоя

Зарождение и развитие живых организмов на Марсе было возможно только при условии наличия воды в

жидком состоянии. Вода необходима для большинства процессов клеточного метаболизма. При отсутствии воды живые организмы погибают или переходят в состояние покоя. Таким образом, поиск прошлой или сохранившейся жизни означает поиск существовавших или существующих в течение продолжительного времени влажных областей Марса.

Стратегия поиска следов прошлой биологической активности основывается на предположении, что любые сигнатуры, представляющие интерес для ученых, должны сохраниться в геологических разрезах в виде окаменелостей и органических материалов. Принимая во внимание, что условия на поверхности Марса неблагоприятны для большинства организмов, при поиске следов сохранившейся жизни необходимо основное внимание уделять защищенным зонам, в частности, под поверхностью и внутри обнаженных пород. Для обоих видов исследований может быть использован один комплекс научных приборов, включая устройство для забора образцов грунта. Как объясняется ниже, функция передвижения марсохода и возможность бурения на глубину 2 м крайне важны для успеха научных исследований миссии.

Марсоход «ЭкзоМарс» выполнит поиск двух типов сигнатур жизни: морфологических и химических. При этом будет учитываться геологический контекст, определенный с высокой точностью. На поверхности скал может сохраниться морфологическая информация, относящаяся к биологическим процессам – к примеру, отложения, имеющие микробиологическое происхождение, окаменевшие бактериальные маты, строматолитовые бугры и т.д. Такого рода исследования могут быть выполнены только при условии мобильности и возможности получения изображений от метрового до субмиллиметрового разрешения.

Для эффективной химической идентификации биосигнатур необходим доступ к хорошо сохранившимся органическим молекулам. Марсианская атмосфера более разрежена, чем земная, и поэтому поверхность Марса более подвержена воздействию физических факторов, уменьшающих вероятность длительного сохранения биомаркеров: К этим агрессивным воздействиям можно отнести, во-первых, уровень ультрафиолетового (УФ) излучения, значительно превосходящий значения на поверхности нашей планеты. УФ-излучение вызывает разрушение не защищенных от него организмов и биомолекул. Во-вторых, вызванные ультрафиолетовым излучением фотохимические процессы стимулируют образование реактивных оксидантов (таких, как вышеупомянутые перхлораты), которые, в свою очередь, могут уничтожить биомаркеры; механизм проникновения оксидантов в подповерхностный слой недостаточно изучен, в рамках миссии предполагается выполнить соответствующие измерения. И, наконец, в-третьих, верхние несколько метров поверхности Марса подвержены воздействию проникающей радиации, вызывающей замедленный процесс деградации, приводящий на протяжении нескольких миллионов лет к тому, что содержание органических молекул станет настолько малым, что для его обнаружения не хватит

ПРОЕКТ «ЭКЗОМАРС»: ЕКА – СЛЕДУЮЩИЙ ЭТАП НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ МАРСА

чувствительности существующих приборов. При этом следует учитывать, что степень воздействия ионизирующего излучения изменяется по глубине подповерхностного слоя, поскольку верхние слои получают большую экспозиционную дозу, чем нижележащие слои.

Наиболее благоприятным периодом для возникновения жизни на Марсе были самые ранние этапы его развития, когда воды на планете было больше. Поэтому крайне важно, чтобы марсоход совершил посадку в области, имеющей древнее происхождение (старше 3,5 миллиардов лет). Однако следы жизни, возможно, существовавшей на ранних этапах развития Марса, могли сохраниться после губительного воздействия радиации и химических веществ лишь в случае длительного нахождения под поверхностью. Согласно результатам исследований, для получения хорошо сохранившихся органических веществ, относящихся к самым ранним периодам истории Марса, необходим доступ в подповерхностный слой на глубину 2 м. Кроме того, крайне важно избегать отложений пыли, переносимой в результате эоловой активности, поскольку переносимые ветром материалы подвергаются воздействию УФ-излучения, ионизирующего излучения и, возможно, окислителей в атмосфере и на поверхности Марса. Биомаркеры, потенциально присутствующие в таких образцах, подверглись бы значительной деградации. По вышеперечисленным причинам бурильное устройство, устанавливаемое на марсоходе «ЭкзоМарс», должно иметь возможность проникать на глубину до 2 м, чтобы достичь твердых образований, таких как осадочные породы и эвапоритовые отложения. Бурильное устройство оснащено инфракрасным спектрометром, который будет проводить минералогические исследования внутри скважины.

На рисунке 3 представлено художественное изображение марсохода и бурильного устройства на поверхности Марса. Марсоход будет контролировать крутящий момент, глубину бурения и температуру буровой головки. Бур, проникающий при полном развертывании на 2 м в глубину, состоит из четырех секций: одной ударной штанги, снабженной внутренней перегородкой и устройством забора образцов, и трех выдвижных штанг. Бурильное устройство также оснащено инфракрасным спектрометром, который будет проводить минералогические исследования внутри скважины.

На Земле микроорганизмы быстро распространились по всей планете. В случае, если на ранних этапах истории Марса имел место подобный быстротекущий процесс, вероятность обнаружения следов прошлой жизни может быть высока. Обнаружение и изучение форм жизни, успешно приспособившихся к современным марсианским условиям, было бы еще более интересным. Это предполагает, однако, предварительное определение соответствующих с геологической точки зрения и благоприятных для жизни областей, где может быть доказано наличие воды, по крайней мере периодическое. До сих пор такие области обнаружены не были. Поэтому на этапе проработки технического задания консультативная группа ученых рекомендовала ЕКА уделить основное внимание поискам прошлой жизни, обеспечив при этом в рамках миссии необходимые средства для



рисунок 3. Художественное изображение марсохода «ЭкзоМарс». Забор грунта подповерхностного слоя Марса с помощью бурильного устройства

обнаружения настоящей жизни.

Стратегия миссии, обеспечивающая выполнение научных задач марсохода «ЭкзоМарс» (таблица 4):

- Посадка в зоне, имеющей древнее происхождение и обладающей высокой научной привлекательностью с точки зрения поиска следов прошлой (и/или настоящей) жизни, т.е. возможность проведения исследований в требуемой геологической среде.
- Сбор хорошо сохранившихся научных образцов, не подвергшихся окислению и воздействию радиации на поверхности, в разных зонах с помощью марсохода, оснащенного буровым устройством, способным проникать глубоко в грунт и скальную породу на поверхности. Для этого необходима возможность передвижения и забора образцов грунта подповерхностного слоя.
- Проведение в каждой зоне комплекса многомасштабных измерений, обеспечивающих ясное понимание геологического контекста и проведение информированного поиска биосигнатур. На начальном этапе поиска выполняется панорамный анализ геологической среды, затем масштаб исследований сужается и проводится изучение текстуры горной породы. В заключение выполняется сбор тщательно отобранных образцов и их изучение с помощью аналитической

таблица 4 – Стратегия миссии, обеспечивающая выполнение научных задач марсохода «ЭкзоМарс»

космический аппарат	посадочный модуль и десантный модуль с размещенным на нем марсоходом. Ретрансляция связи обеспечивается орбитальным модулем TGO
запуск	май 2018 года с космодрома Байконур на РН «Протон-М» (резервное окно запуска в августе 2020 года)
прибытие на Марс	январь 2019 года (апрель 2021 года в случае резервного запуска)
посадка	прямой вход в атмосферу с гиперболической траектории по окончании сезона пылевых бурь. Широта между 5° ю.ш. и 25° с.ш. на любой долготе. Зона посадки должна быть определена. Это должна быть безопасная область, соответствующая научным требованиям с точки зрения поиска жизни. Максимальная высота –1 км относительно нулевого уровня в системе MOLA. Эллипс посадки: 100 км×15 км
научные исследования	комплекс научной аппаратуры «Пастер», установленный на марсоходе. Масса 310 кг, включая бурильную установку/систему SPDS и приборы. Срок жизнедеятельности – 220 марсианских суток. Состав комплекса научной аппаратуры, размещаемого на посадочной платформе, на данный момент не определен
наземный сегмент	Центр управления полетом: ESOC. Центр управления марсоходом: ALTEC

лаборатории, установленной на марсоходе.

Стратегия научных исследований с помощью комплекса «Пастер» предусматривает выполнение продуманного комплекса исследований, способных достоверно подтвердить или опровергнуть существование биосигнатур в каждой зоне поиска.

Для обеспечения получения марсоходом достоверных результатов, касающихся возможного существования биосигнатур, необходима безопасная доставка аппарата в соответствующую научным требованиям область. Эта область должна иметь древний возраст (≥4 млрд лет), морфологическое или минералогическое подтверждение присутствия в прошлом воды в течение длитель-

ного времени, многочисленные выходы породы на поверхность в границах эллипса посадки (для обеспечения доступности по крайней мере некоторых из них для марсохода) и низкую запыленность.

6. Марсоход «ЭкзоМарс»

Номинальный срок жизнедеятельности марсохода «ЭкзоМарс» составляет 220 марсианских суток (приблизительно 6 месяцев). В течение этого периода марсоход будет иметь возможность передвигаться в пределах нескольких километров. Электропитание при этом будет обеспечиваться солнечными



рисунок 4. План научных исследований поверхности в рамках миссии «ЭкзоМарс». Марсоход выполнит многомасштабные измерения, начиная с панорамного анализа геологической среды, затем переходя к более детальному исследованию обнаженной горной породы. В заключение выполняется сбор тщательного отобранных образцов и их изучение с помощью приборов аналитической лаборатории, установленных на марсоходе

ПРОЕКТ «ЭКЗОМАРС»: ЕКА – СЛЕДУЮЩИЙ ЭТАП НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ МАРСА

таблица 5 – Комплекс научной аппаратуры для экзобиологических исследований, устанавли	иваемой на марсоходе
«ЭкзоМарс»	

прибор	научное обоснование
приборы для панорамных исследований	анализ геологической среды поверхности и подповерхностного слоя Марса. Камеры позволяют выполнить съемки разного масштаба – от панорамной до участков размером 10 м, с разрешением порядка 1 см для близко расположенных объектов
система панорамных камер	камера PanCam: 2 широкоугольные стереокамеры и 1 камера высокого разрешения; предназначены для исследования среды в непосредственной близости от марсохода и ее геологических характеристик. Кроме того, они имеют большое значение для выбора объекта исследований
инфракрасный (ИК) спектрометр	ISEM: предназначена для определения общих минералогических характеристик, дистанционного распознавания водосодержащих минералов и выбора объектов исследований совместно с камерой PanCam
подповерхностный радиолокатор (GPR)	WISDOM: стратиграфическиий анализ подповерхностного слоя до глубины 3 м, результаты которого используются при определении стратегии бурения
нейтронный спектрометр	ADRON: определение уровня гидратации подповерхностного слоя и возможного присутствия льда
приборы для контактных исследований	предназначены для исследования обнаженных пород, скальной породы на поверхности и грунта. С научной точки зрения интерес представляют макроскопические текстуры, структуры и слои рельефа. Данная информация имеет основополагающее значение для понимания свойств осадочных пород в зоне исследований и поиска морфологических биосигнатур на скалах
камера для съемки с близкого расстояния	СLUPI: визуальные исследования горной породы с близкого расстояния (50 см) с субмиллиметровым разрешением. Кроме того, с помощью этого прибора будут изучены мелкие фракции, образующиеся при бурении, и образцы керна. Прибор для съемки с близкого расстояния снабжен функцией смены фокуса и может получать снимки высокого разрешения с дальних расстояний
встроенный в бур	прибор Ma_MISS: предназначен для исследований минералогических свойств стен скважины
вспомогательные подсистемы	задача этих устройств состоит в заборе и подготовке образцов для последующего детального исследования в аналитической лаборатории. Реализация высокого научного потенциала миссии, в особенности с точки зрения поиска признаков жизни, зависит от функционирования этих двух подсистем
устройство для бурения подповерхностного слоя	предусмотрена функция забора образцов грунта с глубины до 2 м, где могут быть обнаружены органические молекулы, не подвергшиеся разрушающему воздействию радиации и окисления. Кроме того, бур оснащен температурными датчиками и инфракрасным спектрометром
система подготовки и распределения образцов (SPDS)	принимает образец, полученный с помощью бурильного устройства, подготавливает его для научного анализа и распределяет между всеми приборами аналитической лаборатории. Важно сохранить органические и водосодержащие составляющие грунта при его измельчении и подготовке для анализа
блок аналитической лаборатории:	выполнение детального анализа каждого отобранного образца. Первый этап исследования измельченного образца включает визуальный и спектроскопический анализ. После этого впервые проводится поиск органических молекул. В случае получения интересующих результатов приборы выполняют более подробный анализ
спектрометр УФ и видимой областей спектра с формированием изображения	MicrOmega: изучит структуру и состав измельченного образца на уровне зерен грунта. Данные этих измерений будут также использоваться для наведения лазерных приборов Raman и MOMA
рамановский лазерный спектрометр	RLS: определение геохимической/органической составляющей минералов в измельченном препарате
LDMS + Der-TV GCMS	МОМА: это самый крупногабаритный прибор, устанавливаемый на марсоходе. Его задача заключается в проведении поиска органических молекул в отобранном образце с помощью высокочувствительных инструментов в широком диапазоне. Предусматривается два метода выделения органических веществ: 1 – лазерная десорбция (LD); и 2 – лазерно- термическое испарение вещества (TV), с использованием или без использования дериватизации (Der). Затем проводится сепарация выделенных органических компонентов с использованием 4 колонок газового хроматографа (GC). Для обнаружения органических молекул используется масс-спектрометр (MS) с ионным фильтром

батареями. Комплекс научной аппаратуры «Пастер» (таблица 4) включает в себя: приборы панорамного обзора (камеры, инфракрасный спектрометр,

подповерхностный радиолокатор и нейтронный спектрометр); приборы для контактных исследований скальной породы на поверхности и отоб-



рисунок 5. Детали конструкции буровой головки комплекса научной аппаратуры «Пастер». Бур, достигающий при полном развертывании 2 м в глубину, состоит из четырех секций (одной ударной штанги, снабженной внутренней перегородкой и устройством забора образцов, и трех выдвижных штанг). Бурильное устройство также будет оснащено инфракрасным спектрометром для выполнения минералогических исследований внутри скважины. Фото предоставлено: Selex Galileo (Италия)



рисунок 6. Диаграмма, иллюстрирующая этапы исследований, выполняемых приборами аналитической лаборатории «Пастер»

ранных образцов (камера для съемки с близкого расстояния); устройство для бурения на глубину 2 м и забора образцов грунта; система подготовки и распределения образцов (SPDS) и блок аналитической лаборатории (спектрометр УФ и видимой областей спектра с формированием изображения, рамановский спектрометр и хроматографический масс-спектрометр с лазерно-термическим испарением вещества).

На рисунке 4 изображена схема исследований

поверхности с помощью марсохода «ЭкзоМарс». Марсоход выполнит измерения в разных масштабах. Начав с панорамного анализа геологической среды в непосредственной близости, марсоход перейдёт к более детальным исследованиям текстуры осадочной горной породы на поверхности и истории ее образования, после чего приступит к поиску биосигнатур. Кроме того, планируется получение более детальной информации о геологическом строении подповерхностного слоя. Такая информация поможет определить перспективные зоны бурения. Возможен забор образцов обнаженной породы на поверхности или грунта подповерхностного слоя (с глубины до 2 м). Полученные образцы подвергнутся съемке и дальнейшему анализу в масштабе минеральных зерен и молекулярном масштабе с помощью приборов аналитической лаборатории.

Диаграмма, изображенная на рисунке 6, иллюстрирует последовательность анализа образцов грунта с помощью аналитической лаборатории, установленной на марсоходе.

7. Посадочный модуль «ЭкзоМарс»

Десантный модуль (DM) «ЭкзоМарс» представляет собой компонент составного космического аппарата, выполняющий вход в атмосферу, управляемый спуск и посадку. Перелетный модуль (СМ) доставит десантный модуль к Марсу, обеспечит его вход в атмосферу под точно рассчитанным углом. При этом скорость DM составит приблизительно 20000 км/ч. Теплозащитный экран, установленный на нижней части капсулы, позволит снизить скорость до значения приблизительно в два раза выше скорости звука. В этот момент активируется парашютная система. Однако даже после задействования основного парашюта конечная скорость составит более 300 км/ч. На последнем этапе в работу вступают дросселируемые жидкостные двигатели десантного модуля. Многолучевой радиолокатор измерит

расстояние до поверхности и горизонтальную скорость. Данные измерений, вкупе с информацией об ориентации аппарата, позволят бортовому компьютеру модуля DM принять решение относительно режима работы двигателей и выполнения управляемой посадки. Для посадки на поверхность будут использованы посадочные опоры. Если все пойдет по плану, марсоход, размещенный в верхней части посадочной платформы, развернет панели солнечных батарей, мачту с установленной на ней камерой и шасси. Марсоход сойдет на поверхность Марса по развернутым трапам посадочной платформы. По всей вероятности, для съемки рельефа в непосредственной близости от посадочной платформы и выбора наиболее безопасного направления съезда с нее марсохода потребуется несколько суток.

После съезда марсохода планируется проведение научных экспериментов с помощью приборов, размещенных на посадочной платформе. Выбор приборов для установки на посадочной платформе будет зависеть от наличия ресурсов, объем которых будет определен по завершении проектирования десантного модуля.

На рисунке 7 изображена предварительная концепция платформы марсохода и системы схода на поверхность. Окончательная конфигурация может отличаться от изображенной на рисунке.



рисунок 7. Предварительная концепция платформы марсохода и системы схода на поверхность. Окончательная конфигурация может отличаться от изображенной на рисунке. Фото предоставлено: Роскосмос / НПО им. С.А. Лавочкина (Россия)

заключение

Исследования в рамках миссии орбитального модуля TGO позволят получить новые важнейшие данные о марсианской атмосфере. Измерения малых газовых составляющих, выполненные с беспрецедентной точностью, помогут ученым определить, может ли Марс считаться активной планетой – с геологической либо биологической точки зрения.

Марсоходы НАСА «Спирит» (Spirit) и «Оппортьюнити» (Opportunity), запущенные в 2004 году и успешно выполнившие миссию Mars Exploration Rover (MER), были предназначены для выполнения геологических исследований. С их помощью было доказано существование в прошлом влажных областей на Марсе. Марсоход «Феникс» (Phoenix), запущенный в 2009 году, позволил получить новые важные данные о кислотных характеристиках марсианской среды. Однако наиболее ценные знания об истории Марса, в том числе информация о наличии древних отложений глинистых минералов, которые могли быть сформированы только в случае присутствия воды в жидкой форме, были получены с помощью миссий «Марс Экспресс» (2003) и MRO (2005). Это подтверждает гипотезу о том, что среда древнего Марса была более влажной, чем нынешняя. Марсоход MSL (2011) проводит геологические исследования и выполняет поиск органических веществ на поверхности Марса с целью определить потенциально обитаемые области. Реализация миссии марсохода «ЭкзоМарс» является следующим логическим шагом. Приборы, которые будут установлены на марсоходе «ЭкзоМарс», позволят определить, существовала ли жизнь на Красной планете в какой-либо момент времени. Кроме того, в рамках этой миссии впервые предусмотрено сочетание двух функций – передвижения и доступа в зоны, где могут быть обнаружены хорошо сохранившиеся органические молекулы. Таким образом, обеспечивается беспрецедентная возможность проведения контактных исследований третьего измерения Марса – глубины. Наличие таких возможностей само по себе гарантирует открытие новых научных горизонтов. Результаты, полученные марсоходом, будут дополнены данными научных приборов, установленных на посадочной платформе.

С точки зрения долгосрочной перспективы, понимание научной ценности образцов грунта подповерхностного слоя принципиально важно, поскольку, основываясь на этом понимании, можно будет принять решение относительно типа образцов, доставляемых на Землю для дальнейшего анализа. Получение результатов научных исследований, проведенных с помощью научной аппаратуры ЕКА и Роскосмоса, устанавливаемой на марсоходе, станет важнейшим этапом подготовки будущей международной миссии по возвращению образцов грунта с Марса.

Программа «ЭкзоМарс», созданная с учетом результатов миссий «Гюйгенс» (Huygens) и «Марс Экспресс» (Mars Express), позволит Европе и России решить новые задачи и продемонстрировать возможность выполнения космических исследований мирового уровня.

Авторы выражают благодарность группе проекта «ЭкзоМарс» за участие в подготовке статьи.

Статья поступила в редакцию 17.03.2014 г.

ЭКСПЕРИМЕНТ АЦС ДЛЯ АТМОСФЕРНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НА ОРБИТАЛЬНОМ АППАРАТЕ «ЭКЗОМАРС-2016»

О.И. Кораблев, доктор физикоматематических наук^{*,**}, korab@iki.rssi.ru; **О.І. Korablev**^{****,*****}

Н.И. Игнатьев, кандидат физикоматематических наук^{*,**}, niignatiev@gmail.com; **N.I. Ignatiev**^{****,*****}

А.В. Григорьев^{*}, grirn@iki.rssi.ru; **A.V. Grigoriev**^{****} franck.montmessin@latmos.ipsl.fr; F. Montmessin****** А.В. Шакун,

кандидат физикоматематических наук^{*}, avshakun@iki.rssi.ru; **A.V. Shakun^{****}**

Ф. Монмессин***,

доктор наук,

K.A. Ануфрейчик^{*}, kos@iki.rssi.ru; K.A. Anufreichik^{*****}

АЦС – спектрометрический комплекс для атмосферных исследований (Atmospheric Chemistry Suite, ACS) – является одним из российских приборов, устанавливаемых на орбитальный KA Trace Gas Orbiter (TGO) российско-европейского проекта «ExoMars». В эксперименте будет исследована атмосфера Марса, как с помощью чувствительных измерений малых атмосферных газов при наблюдении солнечных затмений, так и посредством мониторинга состояния атмосферы при наблюдениях в надир. Эксперимент позволит приблизиться к решению таких глобальных проблем исследований Марса, как современный вулканизм, современное состояние и эволюция климата, и призван решить задачу поиска метана в атмосфере. Спектрометры комплекса перекрывают спектральный диапазон от ближней ИК-области (0.7 мкм) до теплового ИК-диапазона (17 мкм) при спектральной разрешающей силе λ/Δλ достигающей 50000. Комплекс ACS состоит из трех независимых ИК-спектрометров и блока электроники, объединенных в единый конструктив с общими механическими, электрическими и тепловыми интерфейсами. В статье дано краткое описание научных задач и представлена концепция эксперимента.

Ключевые слова: Марс; атмосфера; метан; изотопы; дистанционное зондирование; солнечные затмения; спектрометр высокого разрешения; Фурье-спектрометр; эшелле; скрещенная дисперсия; акустооптический фильтр.

введение

Исследования атмосферы и климата Марса определены как основные научные задачи космического аппарата Trace Gas Orbiter (TGO) проекта

- ** Московский физико-технический институт (университет), Россия, Московская область, г. Долгопрудный.
- *** Лаборатория атмосферных наблюдений и сред LATMOS, Франция, Гуйанкур.

ACS EXPERIMENT FOR ATMOSPHERIC STUDIES ON «EXOMARS-2016» ORBITER

A.A. Федорова, кандидат физикоматематических наук^{*,**}, fedorova@iki.rssi.ru; A.A. Fedorova^{****,*****}

A.B. Трохимовский^{*,**}, trokh@iki.rssi.ru; A.V. Trokhimovskiy^{****,*****}

Т.О. Козлова*, kozlovato@yandex.ru; **Т.О. Kozlova******

ACS is a set of spectrometers for atmospheric studies (Atmospheric Chemistry Suite). It is one of Russian instruments for Trace Gas Orbiter (TGO) of Russian-European «ExoMars» program. The purpose of the experiment is to study Mars atmosphere by means of two observations regimes: sensitive trace gases measurements in solar occultations and by monitoring atmosphere state during nadir observations. The experiment will allow to approach such global problems of Mars research as current volcanism, modern climate status and its evolution. Also the experiment is intended for solving mystery of methane presence in the Martian atmosphere. Spectrometers of the ACS set cover the spectral range from near IR-range (0.7 µm) to thermal IR-range

(17 µm) with spectral resolution $\lambda/\Delta\lambda$ reaching 50000. The ACS instrument consists of three independent IRspectrometers and an electronics block, all integrated in a single unit with common mechanical, electrical and thermal interfaces.

The article gives an overview of scientific tasks and presents the experiment concept.

Key words: Mars;

atmosphere; methane; isotopes; solar occultations; remote sensing; high-resolution spectrometer; Fourier spectrometer; echelle grating; cross dispersion; acousto-optical filter.

«ExoMars» (Zurek R.W. et al., 2011). Аппарат TGO, ключевой элемент прежней кооперации ESA-NASA в проекте «ExoMars», должен был нести мощный

**** Space Research Institute (IKI RAN), Russia, Moscow.

- ***** Moscow Physical Technical Institute (University), Russia, Moscow region, Dolgoprudny.
- ****** Laboratoire Atmospheres, Milieux, Observations Spatiales LATMOS, France, Guyancourt.

^{*} Институт космических исследований РАН, Россия, Москва.

ЭКСПЕРИМЕНТ АЦС ДЛЯ АТМОСФЕРНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НА ОРБИТАЛЬНОМ АППАРАТЕ «ЭКЗОМАРС-2016»

арсенал атмосферных приборов: Фурье-спектрометр для солнечных затмений MATMOS (Wennberg P.O. et al., 2011), предназначенный для измерений малых атмосферных составляющих в диапазоне 2.3-11.8 мкм при спектральном разрешении 0.02 см-1; эшеллеспектрометр NOMAD (Nadir and Occultation for MArs Discovery) (Vandael A.C. et al., 2011), дублирующий измерения MATMOS в солнечных затмениях в диапазоне 2.2-4 мкм с меньшим спектральным разрешением 0.15–0.2 см⁻¹, но имеющий возможность картирования метана в надир и дополненный УФ-каналом; EMCS (ExoMars Climate Sounder) (Schofield J.T. et al., 2011), лимбовый радиометр для мониторинга состояния атмосферы в тепловом ИК-диапазоне в полосах СО₂, H₂O, пыли и льда; и, наконец, широкоугольная камера У Φ -видимого диапазона (*Cantor B.A.* et al., 2011) для наблюдений облаков и пыли в надир.

В 2011 году NASA вышло из проекта и европейский прибор NOMAD остался единственным экспериментом на борту, предназначенным для исследования атмосферы Марса. Были утрачены возможности постоянного мониторинга термического состояния и распределения аэрозоля в атмосфере прибором MATMOS, а также точные измерения им малых газовых составляющих.

Для новой конфигурации проекта в сотрудничестве ESA и Роскосмоса мы предложили новый спектрометрический комплекс для исследования атмосферы Mapca, Atmospheric Chemistry Suite (ACS, AЦC). После одобрения Секцией по Солнечной системе Совета по космосу РАН, эксперимент был представлен в Роскосмос как один из двух российских приборов для спутника TGO. Прибор АЦС состоит из трех независимых спектрометров различных ИК-диапазонов (каналы НИР, МИР и ТИРВИМ) и общего блока электроники.

Аппаратура АЦС создается в ИКИ РАН с использованием опыта, накопленного при создании приборов для предыдущих проектов. В частности, использованы заделывысокойстепениготовностиотприборов АОСТ и ТИММ проекта «Фобос-Грунт» (Кораблев О.И. u dp., 2012; Korablev O. et al. Compact..., 2013; Зеленый Л.М., Захаров А.В., 2011; Полищук Г.М. и др., 2009) и прибора РУСАЛКА, работавшего на Международной космической станции (МКС) в 2009–2012 г. (Кораблев О.И. и др., 2011). Международная кооперация эксперимента включает французскую лабораторию LATMOS и Институт планетных исследований DLR (Германия), которые поставляют ряд компонентов прибора, а также Институт физики межпланетного пространства (IFSI) в Италии, предоставивший возможности для калибровок. В настоящей статье рассмотрена концепция и методология эксперимента АЦС, представлен обзор научных задач, кратко описана аппаратура эксперимента. Более подробное описание оптических схем и конструкции спектрометров, входящих в состав комплекса, можно найти в работах (Korablev O. et al. Atmospheric..., 2013; 2014).

1. Научные задачи

Эксперимент АЦС должен внести серьезный вклад в решение фундаментальных проблем, стоящих перед исследователями Марса. Проблема внутреннего строения планеты, в частности вопрос о возможности современного вулканизма, изучается проведением измерений и уточнением верхних пределов детектирования малых атмосферных газов, возможно, имеющих вулканическое происхождение. Задачи исследования современного климата Марса и его эволюции решаются путем мониторинга состояния атмосферы, а также измерения изотопов атмосферных газов, в частности отношения D/H. Проблема поиска следов жизни на Марсе затрагивается путем измерений малых составляющих атмосферы, имеющих потенциальную биологическую значимость (в частности метана). АЦС внесет существенный вклад в постоянно пополняющуюся базу знаний о Марсе, созданную предыдущими экспериментами (Кораблев О., 2013).

1.1. Проблема вулканизма Марса

Наиболее обильными вулканическими газами на Земле являются водяной пар и СО₂. Измерения этих относительно обильных составляющих не могут быть индикаторами вулканической активности, как на Земле, так и на Марсе. Бюджет метана как вулканического газа на Земле обычно игнорируется на фоне преобладания биогенного метана. Тот же вопрос о происхождении метана, в случае его позитивного детектирования, возникает и на Марсе. Наиболее перспективным индикатором вулканической активности на Марсе могли бы стать соединения серы, в частности SO₂, образующийся в окислительной атмосфере. Средствами наземной астрономии установлен очень низкий предел содержания SO₂ в атмосфере Mapca, 0.3 ppb (*Encrenaz T*. et al., 2011; Krasnopolsky V., 2012). Регулярные измерения с орбиты с высоким спектральным разрешением, возможно, позволят уточнить этот предел, обнаружить временные увеличения концентрации этого газа или зарегистрировать иные соединения серы, например, OCS.

1.2. Мониторинг современного климата

Количественное знание термической структуры атмосферы и характеристик аэрозоля необходимо для реалистичного моделирования климата планеты с помощью моделей общей циркуляции. Экспериментальную основу изучения климата Марса в настоящее время составляют измерения в тепловом ИК-диапазоне, например (*Smith M.D.*, 2004). Задача термического зондирования атмосферы в широком диапазоне высот успешно решается в углекислотной атмосфере благодаря полосе поглощения СО₂ в районе 15 мкм. Решение
обратной задачи позволяет восстановить температурный профиль атмосферы от поверхности до 40-60 км, в зависимости от спектрального разрешения. Орбита космического аппарата TGO оптимизирована для наилучшего покрытия планеты и наблюдений суточных вариаций. Температурный профиль и оптическая толщина аэрозоля определяются самосогласованным образом из одного и того же спектра: температурный профиль находится по полосе 15 мкм СО₂, а оптическая толщина – по аэрозольным полосам поглощения. Пылевая и конденсационная составляющие аэрозоля разделяются спектрально. Одновременно определяется температура поверхности с использованием яркостной температуры в области спектра, где излучательная способность поверхности близка к единице и отсутствует газовое поглощение.

Атмосферный аэрозоль на Марсе представляет собой важнейший, плохо поддающийся измерениям и изменчивый фактор формирования теплового баланса и климата в целом. Пыль в атмосфере приводит к ее разогреву, уменьшая выхолаживание в космос. С другой стороны, кристаллические облака из водяного льда увеличивают альбедо, уменьшая количество поглощаемой солнечной энергии. Помимо мониторинга двух основных компонентов аэрозоля – минеральной пыли и конденсационных облаков – в надир, большие возможности предоставляет метод солнечных затмений, позволяющий измерять экстинкцию атмосферного аэрозоля на лимбе. Наиболее характерные особенности поглощения света частицами атмосферного аэрозоля проявляются в диапазоне длин волн, сравнимом с характерными размерами частиц, т.е. в ближнем ИК-диапазоне. Измерения экстинкции аэрозоля в эксперименте будут проводиться по участкам спектрального континуума, свободным от поглощения атмосферными газами. Эксперимент даст возможность оценить отношение экстинкции пыли в видимом и в тепловом ИК-диапазоне. Такие измерения позволят количественно сопоставить поглощение пылью солнечного излучения и ее излучение в тепловом диапазоне (Forget F., 1998), что до сих пор не удавалось сделать одновременно (Korablev O. et al., 2005).

1.3. Проблема эволюции климата

Среднее значение дейтерия к водороду, D/H, на Марсе в 5.5 (± 2) раз превышает земное (Krasnopolsky V. et al., 1997; Owen T. et al., 1988). Это принято считать свидетельством длительной диссипации воды по мере эволюции климата планеты, что привело к накоплению более тяжелого изотопа. Для количественных оценок современных процессов диссипации, обмена воды между подповерхностными резервуарами и атмосферой необходимы измерения значения D/H с высокой точностью и вертикального профиля этого отношения (Montmessin F. et al., 2005).

1.4. Проблема поиска метана

Многолетний поиск метана на Марсе астрономическими средствами и с КА дал результаты в 2004 году. Несомненно, стимулирующим фактором был выход на орбиту KA «MarsExpress» с Фурье-спектрометром PFS, разрешающая сила которого в фундаментальной полосе метана превышает 2000. Сообщения об открытии метана поступили от трех независимых групп. Поглощение в полосе 3.3 мкм, соответствующее ~10 ppb CH₄, было обнаружено в спектрах прибора PFS (Formisano V. et al., 2004). Параллельно были опубликованы результаты независимых наземных наблюдений, показавшие такое же количество метана (Krasnopolsky V.A. et al., 2004). Наиболее надежными считаются данные (Митта М.J. al., 2009), свидетельствующие о выбросе et метана в 2003 году. Дальнейшие астрономические наблюдения (Krasnopolsky V., 2012; Mahaffy P.R. et al., 2013) и измерения на марсоходе Curiosity (Mahaffy P.R. et al., 2013) дают верхние пределы метана 1–2 ppb.

Фотохимическое время жизни метана 300-400 лет, с одной стороны, достаточно мало, и предполагает необходимость постоянно действующего источника газа. С другой стороны, за это время метан должен равномерно перемешаться в атмосфере, и наличие локализованных источников не может объяснить его переменность. Популярна гипотеза о биологическом происхождении метана: такое небольшое его количество, как 10-30 ppb может быть легко получено от очень разреженной биоты (Atreya S. et al., 2007; Krasnopolsky V.A. et al., 2004). Обнаружение метана в атмосфере Марса вызвало лавину публикаций, выдвигается и опровергается масса гипотез о механизмах его возникновения и причинах изменчивости. Все наблюдательные данные недалеки от предела обнаружения, и сам факт детектирования подвергается сомнению (Zahnle K. et al., 2011). Для выяснения вопроса необходимы, в первую очередь, надежные измерения. Измерение содержания малых составляющих, прежде всего метана в атмосфере Марса, а также его картирование является основной научной задачей эксперимента АЦС.

2. Методы измерения

Эксперимент АЦС предназначен для исследования атмосферы Марса методами ИК-спектрометрии. Спектральный диапазон, перекрываемый различными каналами прибора, а также соответствующие измеряемые атмосферные составляющие, приведены на рисунке 1. Используются два основных метода исследования: ИК-зондирование в надир и солнечные затмения. В ближнем ИК-диапазоне также планируется наблюдать дневные и ночные свечения атмосферы, в надир и на лимбе планеты.

Период рабочей орбиты спутника ТGO (круговая околополярная орбита с высотой 400 км и наклонением 74°) составляет около 2 часов. Таким образом, за сутки можно зарегистрировать около 12 часов

ЭКСПЕРИМЕНТ АЦС ДЛЯ АТМОСФЕРНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НА ОРБИТАЛЬНОМ АППАРАТЕ «ЭКЗОМАРС-2016»

дневных и ночных надирных спектров, а также 24 затмения – прохода диска Солнца по атмосфере Марса (12 заходов и 12 восходов). Реальная продолжительность измерений будет определяться с учетом распределения бюджета телеметрии между различными экспериментами TGO и пропускной способностью канала связи. Схема наблюдений приведена на рисунке 2.



1 – наблюдения в надир на ночной стороне; **2** – солнечное просвечивание на восходе Солнца; **3** – наблюдения в надир на дневной стороне; **4** – солнечное просвечивание на заходе Солнца.

рисунок 1. Спектральное покрытие трех каналов прибора АЦС, режимы работы и основные измеряемые атмосферные составляющие



рисунок 2. Схема наблюдений

2.1. ИК-зондирование в надир

Инфракрасные (ИК) Фурье-спектрометры и спектрорадиометры многократно использовались для исследования Марса на борту орбитальных космических аппаратов (*Christensen P.R. et al.*, 2001; *Formisano V. et al.*, 2005; *Hanel R. et al.*, 1972). Инфракрасные спектры в широком диапазоне содержат информацию, как о поверхности, так и об атмосфере Марса. Прибор TES на KA «Mars Global Surveyor» (Christensen P.R. et al., 2001) проработал с 1997 по 2004 год. Задачи прибора были ориентированы на определение состава поверхности, но, главное, его результаты составляют основу современной климатологии Марса по таким параметрам, как сезонные циклы температуры атмосферы, пыли и водяного пара, например, (Smith M.D., 2004). Фурье-спектрометр PFS на KA «MarsExpress» успешно работает на орбите у Марса с 2003 года (Formisano V. et al., 2005).

В режиме зондирования в надир наблюдаются атмосфера и поверхность Марса. Знание термического строения атмосферы, сезонных и суточных вариаций важно для понимания климата планеты. Для работы в надир будут использованы каналы АЦС НИР и ТИРВИМ, перекрывая, с небольшим исключением, диапазон от 0.7 до 17 мкм.

Модельные спектры, соответствующие каналу ТИРВИМ, приведены на рисунке 3. В настоящее время быстро развиваются модели общей циркуляции атмосферы Марса (Madeleine J.B. et al., 2011), что накладывает дополнительные требования на точность и полноту экспериментальных данных. По спектрам излучения в тепловом диапазоне восстанавливаются температурные профили атмосферы, а также измеряются оптические толщины пыли и конденсационных облаков и температура поверхности. Орбита спутника позволяет исследовать практически весь широтный диапазон от экватора до широт ~74°. Также орбита ТGO позволяет наилучшим образом исследовать суточные и сезонные вариации параметров атмосферы. Особенностью измерений с ТGO является возможность изучения суточных циклов в атмосфере Марса. В эксперименте PFS получено несколько миллионов спектров для разных сезонов и местного времени, но выделить суточные вариации в этом массиве данных очень трудно. Измерения, относящиеся к одной области планеты и к одному местному времени, либо сильно разнесены во времени, либо попадают на разные сезоны, т.е. суточные вариации невозможно отделить от изменчивости сезонного и другого характера. Наблюдения, проводимые американскими KA «Mars Global Surveyor» и «Mars Reconnaissance Orbiter» жестко привязаны к 2 часам дня и ночи.

По результатам работы АЦС в надирном режиме будут получены данные по вертикальным профилям температуры до высоты около 60 км (ТИРВИМ), содержанию водяного пара и других малых составляющих (ТИРВИМ, НИР), содержанию аэрозолей, с разделением на пылевые и конденсационные облака (ТИРВИМ), свечениям атмосферы (НИР).

Отдельную задачу представляет картирование метана в надир. Прибор ТИРВИМ позволит проводить измерения метана в надир при спектральном разрешении 0.2 см⁻¹ и времени экспозиции около 10 с. При условии, что содержание метана в атмосфере превысит уровень 3–5 ppb, картирование позволит установить возможные источники газа на поверхности. Эти измерения обеспечивают дублирование аналогичных измерений надирным каналом прибора NOMAD, повышая вероятность выполнения важнейшей научной задачи.

Канал НИР позволит проводить детектирование и картирование атмосферных свечений в ближнем ИК-диапазоне. Регулярные наблюдения свечения синглетного кислорода, впервые глобально исследованного в экспериментах SPICAM и OMEGA на KA «MarsExpress» (Fedorova A. et al., 2006) позволяют уточнить наше понимание фотохимических процессов в атмосфере, и дают оценки содержания озона в ней, как индикатора стабильности углекислой атмосферы Марса. Эти наблюдения существенно дополнят одновременные наблюдения озона по полосе Хартли (260 нм) в УФ-канале NOMAD. Наблюдения ночного свечения молекулярного кислорода, недавно открытого на полюсах планеты (Bertaux J.L. et al., 2012; Fedorova A.A. et al., 2012), даст возможность не только построить картину распределение атомарного кислорода, но также может быть индикатором температур и скорости ветра в средней атмосфере (Garcia Munoz et al., 2005). При лимбовых наблюдениях (пока не включены в программу миссии) мы также рассчитываем провести чувствительный поиск новых свечений в ближнем ИК-диапазоне с помощью канала НИР.

На поверхности Марса наблюдения в широком ИК-диапазоне позволят исследовать суточные и сезонные вариации поверхностных инеев, дополнить исследования сезонных вариаций химически связанной и адсорбированной воды в грунте.



рисунок 3. Интенсивность излучения с дневной стороны Марса, рассчитанное для практически чистой атмосферы. Слева – собственное излучение планеты в тепловом диапазоне, справа – в основном отраженное солнечное излучение

2.2. Солнечные затмения

Исследование планет методом солнечных затмений (СЗ) или солнечного просвечивания является мощным средством получения информации о составе и вертикальной структуре атмосфер и неоднократно применялось в космических миссиях. Преимущества метода состоят в высокой яркости источника, калибровке прибора при каждом измерении и возможности получения вертикальных профилей. Такие измерения проводятся, начиная с исследования атмосферы Марса на КА «Фобос-2» (Blamont J. et al., 1989; Krasnopolsky V.A. et al., 1991),



рисунок 4. Модельный спектр пропускания атмосферы Марса для содержания CH_4 0 (черный спектр) и 10 ppb (красный) с разрешением 0.2 см⁻¹ (канал ТИРВИМ), высота зондирования над поверхностью 10 км, минимальная модель пыли (τ =0.1, h_{top} =20 км). По вертикальной оси – пропускание атмосферы в относительных единицах



рисунок 5. Спектры пропускания различных составляющих атмосферы Марса для прицельной высоты на лимбе 22 км и разрешающей силы $\lambda/\Delta\lambda$ =50000. Приняты следующие относительные содержания: CO=1000 ppm, H₂O=100 ppm, HDO=171ppb; CH₄=10 ppb, H₂CO=3 ppb. Вертикальными линиями обозначены границы семи областей (с перекрытием), каждую из которых можно выбрать для измерения в канале МИР. Канал ТИРВИМ измеряет весь диапазон, но с меньшим спектральным разрешением, 0.2 см⁻¹

в проектах «MarsExpress» (Bertaux J. et al., 2006; Korablev O. et al., 2006), «VenusExpress» (Bertaux J. et al., 2007). Научный прибор МАТМОЅ прежнего состава ТGO кооперации ЕКА-НАСА, планировался именно на этом принципе (Wennberg P.O. et al., 2011).

В режиме солнечного затмения наблюдается излучение Солнца, просвечивающего атмосферу планеты. В канале ТИРВИМ наблюдается весь диск, в каналах МИР и НИР узким полем зрения вырезается лишь часть диска, что обеспечивает лучшее пространственное разрешение. Одна из основных научных задач, решаемых экспериментом в этом режиме, состоит в детектировании и измерении содержания метана в атмосфере Марса (ожидаемый предел обнаружения метана ~1 ppb, частей на миллиард, рисунок 4), а также измерении вертикального распределения плотности других малых составляющих по спектрам их поглощения. В качестве примера на рисунке 5 показаны модели спектров поглощения различными газами в атмосфере Марса при наблюдениях солнечного затмения прибором МИР на прицельной высоте 22 км. Так же этот метод неоднократно продемонстрировал возможность восстановления вертикального профиля водяного пара в атмосфере Марса

ЭКСПЕРИМЕНТ АЦС ДЛЯ АТМОСФЕРНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НА ОРБИТАЛЬНОМ АППАРАТЕ «ЭКЗОМАРС-2016»

при одновременном измерении количества молекул CO_2 на луче зрения (*Maltagliati L. et al.*, 2013). При высоком спектральном разрешении водяной пар может измеряться до высот ~100 км, а CO_2 – до высот ~150 км.

Другой важной задачей, которую помогут решить солнечные затмения, будет измерение содержания дейтерированной воды и определение отношения D/H в водяном паре. Это позволит улучшить понимание процессов диссипации воды с Марса. Несмотря на ряд астрономических наблюдений, погрешность измерения D/H остается значительной, так как до сих пор линии обычной и дейтерированной воды не удавалось измерить одновременно и с необходимой точностью. В эксперименте водяной пар может измеряться по нескольким различным полосам поглощения. Содержание HDO будет измеряться по полосе 3.7 мкм (2700–2720 см⁻¹), см. рисунок 5. Проводя одновременные измерения H₂O и HDO в режиме солнечных затмений, АЦС позволит получить точное значение отношения D/H для современного климата Марса, а также его пространственные и высотные вариации, связанные с конденсационными процессами в атмосфере и на поверхности.

Эксперимент предоставляет широкие возможности для исследования изотопических полос CO_2 , а также для поиска новых молекул атмосферных газов, например, HO_2 , C_2H_4 , NO_2 , N_2O , NH_3 , HCN, HCl, OCS и др.

Метод солнечных затмений также позволяет измерять экстинкцию атмосферного аэрозоля на лимбе. Такие измерения необходимо проводить в широком спектральном диапазоне, но наиболее характерные особенности поглощения света частицами атмосферного аэрозоля проявляются в диапазоне длин волн, сравнимом с характерными размерами частиц, т.е. в ближнем ИК-диапазоне. Измерения экстинкции аэрозоля в эксперименте будут проводиться в каналах НИР, МИР и ТИРВИМ по участкам спектрального континуума между полосами атмосферных газов. Широкий диапазон регистрируемых длин волн позволит не только провести измерения отношения экстинкции пыли в коротковолновом и в тепловом ИК-диапазонах, но и определить природу аэрозоля: конденсационные облака (водяного или углекислого льда) или минеральные частицы.

3. Аппаратура прибора АЦС

Прибор АЦС состоит из трех независимых спектрометров и блока электроники, объединенных общими механическим, тепловым и электрическим интерфейсами. Разработка и изготовление спектрометрического комплекса осуществляет ИКИ РАН, привлекая ведущих российских и зарубежных производителей оптических деталей. На космическом аппарате TGO спектрометрический комплекс занимает место на верхней приборной панели, ранее отведенное американскому прибору MATMOS. Конфигурация блоков АЦС приведена на рисунке 6. АЦС имеет несколько оптических входов как для надирных наблюдений (направление - У в системе координат КА), так и для наблюдений солнечных затмений, под углом 67° к оси - У в плоскости XY. При наблюдениях солнечных затмений КА поворачивается, как показано на рисунке 2. Также, с поворотом КА, возможны наблюдения лимба, однако возможность подобных разворотов пока не подтверждена командой управления аппаратом. Планируемая точность ориентации КА составляет ±1 мрад при угловом размере Солнца с орбиты Марс 6.1 мрад. Спектрометр НИР имеет два оптических входа: в направлении надира (-Y) и Солнца в режиме затмений (67°). Канал МИР имеет только одно поле зрения на Солнце. Главный оптический вход ТИРВИМ оборудован однокоординатным сканером-позиционером, поворачивающим поле зрения прибора в плоскости ХҮ от +Х до -Х. Сканер позволяет не только наводить поле зрения в надир и на Солнце, но также проводить калибровки прибора, наблюдая калибровочное черное тело (находится внутри прибора) и открытый космос.

Блок-схема комплекса АЦС представлена на рисунке 7. Главные измерительные и интерфейсные параметры АЦС приведены в таблице 1. Масса комплекса составляет 33.5 кг. Приблизительно две трети от общей массы занимают каналы МИР и ТИРВИМ. Оставшаяся масса распределяется между каналом НИР, блоком электроники, общими элементами крепления, межблочными кабелями и ЭВТИ.

Блок электроники (БЭ) связывает все каналы АЦС с КА, объединяя интерфейсы питания, команд и научных данных. Функции БЭ включают прием и выполнение цифровых команд от служебных систем КА, коммутацию питания на спектрометрические каналы, выдачу импульсных (релейных) команд, сбор научной телеметрии и выдачу цифровых команд управления спектрометрами, накопление и



рисунок 6. Трехмерная модель прибора АЦС, показывающая взаимное расположение основных блоков



рисунок 7. Блок-схема прибора АЦС. БЭ является единым электрическим интерфейсом для трех научных каналов АЦС по питанию, командам, а также передаче всей служебной и научной информации

передачу информации в служебные системы КА. Система питания БЭ включает ключи питания, фильтры, регуляторы и коммутаторы питания для спектрометров. Для связи с КА использованы дублированные интерфейсы MIL-1553b для команд и SpaceWire для данных. Полностью дублированный (холодный резерв) БЭ построен на основе ПЛМ и содержит 32 Гбайт энергонезависимой памяти в каждом полукомплекте. Электроника научных каналов АЦС также дублирована (за исключение детекторов). Для связи с научными каналами с БЭ использованы дублированные интерфейсы LVDS. Масса БЭ составляет 3.2 кг, его габаритные

размеры 400×180×140 мм. БЭ разработан в отделе 71 ИКИ РАН, его изготовлением заняты подразделения и СКБ КП института. В качестве прототипов БЭ, прошедших летные испытания, можно назвать системы управления научной аппаратурой проектов КОРОНАС-ФОТОН и Спектр-Р.

Согласно требованиям завода-изготовителя КА все научные приборы должны самостоятельно обеспечивать тепловой режим приборов, и кроме того минимизировать тепловые потоки между прибором и КА. Тепловой режим АЦС обеспечивается несколькими радиаторами, расположенными на верхних поверхностях каналов ТИРВИМ и МИР, а также

таблица 1 – Измерительные и интерфейсные параметры трех научных каналов АЦС и общие значения для всего прибора в целом

параметр	НИР	МИР	ТИРВИМ	АЦС
режимы наблюдений	надир (день, ночь), затмения,	солнечные затмения	надир (день, ночь), затмения	надир, затмения,
поле зрения	30×0.3 мрад	3×0.1 мрад	20 мрад (затмения)	
спектральный диапазон	0.7–1.7 мкм	2.2–4.4 мкм	2–17 мкм Канал 1.7–4 мкм (СН ₄ в надир)	0.7–17 мкм
мгновенное спектральное покрытие	70 см ⁻¹ напр. 16 нм на 1.37 мкм	10×(~0.3 мкм) напр. 3.13–3.46 мкм	весь диапазон	
время измерения 1 спектра	надир 1 с затмения 50 мс	0.5 c	надир 4 с СН ₄ надир 10 с Затмения 2 с	
спектр. разрешение/ разрешающая сила	λ/Δλ≥20000	λ/Δλ≥50000	надир 1.6 см ⁻¹ СН ₄ надир 0.5см ⁻¹ затмения 0.2 см ⁻¹ (λ/Δλ≈ 15000 на 3.3 мкм)	
масса	3.3 кг	12.2 кг	12 кг	33.5 кг
потребление	15 Вт	30 Вт	15 Вт	39-85 Вт подогрев 22 Вт
габаритные размеры	12×35×25 см ³	20×50×60 см ³	20×44×30 см ³	52×60×47 см ³
объем данных (предварительно)	0.2 Гбит/сут	0.7 Гбит/сут	0.7 Гбит/сут	1.6 Гбит/сут

ЭКСПЕРИМЕНТ АЦС ДЛЯ АТМОСФЕРНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НА ОРБИТАЛЬНОМ АППАРАТЕ «ЭКЗОМАРС-2016»

независимыми системами терморегулирования и подогрева. Во время перелета и аэроторможения КА прибор выключен и тепловой режим обеспечивается отдельной системой обогрева.

Принцип действия и характеристики научных каналов АЦС приведены в статьях (*Korablev O. et al.* Atmospheric..., 2013; 2014).

Канал ближнего ИК диапазона (НИР) представляет собой компактный спектрометр, работающий в диапазоне 0.7-1.7 мкм с разрешающей силой $\lambda/\Delta\lambda \sim 20000$. Он предназначен для работы в надир и в режиме солнечных затмений. Прибор построен на принципе комбинации акустико-оптического перестраиваемого фильтра (АОПФ) и эшеллеспектрометра, в котором АОПФ используется для выбора порядков дифракции (Korablev O. et al., 2002). За одну серию измерений (одно затмение или один надир) можно циклично регистрировать до десяти различных порядков дифракции, каждый из которых соответствует спектральному интервалу шириной от 10 до 20 нм в зависимости от диапазона. Прототип канала НИР – прибор «РУСАЛКА», работал на МКС в 2009-2012 годах (Кораблев О. и др., 2011).

Канал среднего ИК-диапазона (МИР) является эшелле-спектрометром со скрещенной дисперсией, предназначенным для измерений в режиме солнечных затмений в диапазоне 2.2-4.4 мкм с высоким спектральном разрешении, достигающем 50000. Для достижения высокой разрешающей силы используется уникальный оптический элемент: эшелле-решетка больших размеров (107×240 мм), позволившая уменьшить дифракционный предел оптики спектрометра. Разделение порядков дифракции производится по принципу скрещенной дисперсии при помощи дополнительной подвижной дифракционной решетки. За каждую элементарную экспозицию в 0.5 секунд измеряется один спектральный интервал шириной до 300 нм. Прибор представляет собой новую разработку, частично основанную на опыте создания прибора ТИММ для проекта «Фобос-Грунт» (Korablev O. et al. Compact echelle spectrometer..., 2013).

Канал теплового ИК-излучения (ТИРВИМ) представляет собой Фурье-спектрометр с апертурой 5 см, построенный по принципу двойного маятника. Прибор измеряет спектр во всем диапазоне 1.7–17 мкм с аподизированным спектральным разрешением от 0.2 до 1.6 см⁻¹. Для надирного картирования метана, в канале ТИРВИМ добавлен дополнительный специальный детектор, оптимизированный для диапазона 3.3 мкм. ТИРВИМ представляет собой существенно модифицированный вариант прибора АОСТ для проекта «Фобос-Грунт» (Кораблев О. и др., 2012).

заключение

Спектрометрический комплекс АЦС, российский прибор для орбитального аппарата Trace Gas Orbiter российско-европейского проекта «ExoMars» предназначен для решения главной научной задачи проекта «ExoMars-2016» - исследования атмосферы и климата Марса. В эксперименте будут проведены измерения малых атмосферных газов при наблюдении солнечных затмений и мониторинг состояния атмосферы при наблюдениях в надир. Научные задачи эксперимента напрямую связаны с такими глобальными проблемами, как возможность вулканической активности на Марсе в современную эпоху, состояние и эволюция климата. Спутник TGO в проекте «ExoMars» задумывался как решающая «итоговая» атмосферная миссия, призванная решить основные задачи дистанционных атмосферных исследований Марса на годы вперед. Наилучшим образом перед поставленной задачей могут справиться ИК-спектрометры широкого диапазона для работы в режиме солнечных затмений и мониторинга состояния атмосферы. Выбранная конфигурация комплекса АЦС, позволяющая получить, с использованием имеющихся прототипов, одновременно широкий спектральный диапазон, высокую разрешающую силу и возможность мониторинга состояния атмосферы, представляется оптимальной. Мы надеемся, что этот российский прибор выполнит возложенные на него задачи, и позволит выйти по итогам проекта «ExoMars-2016» на новый уровень понимания атмосферы и климата Марса.

список литературы

Зеленый Л.М., Захаров А.В. Проект «Фобос-Грунт»: приборы для научных исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 31-35.

Кораблёв О.И. и др. АОСТ: Фурье-спектрометр для исследования Марса и Фобоса // Астрономический вестник. 2012. 46, № 1. С. 4-43.

Кораблев О.И. и др. Прибор «РУСАЛКА» для измерения содержания углекислого газа и метана в атмосфере с борта МКС // Оптический журнал. 2011. 78, № 5. С. 44-58.

Кораблёв О.И. Спектроскопия Марса с космических аппаратов: новые методы, новые результаты // Успехи физических наук. 2013. 183. С. 762-769.

Полищук Г.М. и др. Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3-8.

Atreya S. et al. Methane and related trace species on Mars: Origin, loss, implications for life, and habitability // Planetary and Space Science. 2007. 55. P. 358-369.

Bertaux J.L. et al. SPICAM on Mars Express: Observing modes and overview of UV spectrometer data and scientific results // Journal of Geophysical Research-Planets. 2006. 111. E10S90.

Bertaux J.L. et al. SPICAV on Venus Express: Three spectrometers to study the global structure and composition

of the Venus atmosphere // Planetary and Space Science. 2007. 55. P. 673-1700.

Bertaux J.L. et al. First detection of $O_2 1.27 \,\mu m$ nightglow emission at Mars with OMEGA/MEX and comparison with general circulation model predictions // Journal of Geophysical Research (Planets). 2012. 117. E00J04.

Blamont J. et al. Vertical profiles of dust and ozone in the Martian atmosphere deduced from solar occultation measurements // Nature. 1989. 341. P. 600-603.

Cantor B.A. et al. Eyes in the Sky with the Exomars Trace Gas Orbiter Mars Atmospheric Global Imaging Experiment (TGO-MAGIE), Mars Atmosphere: Modelling and Observation. 2011. 493-495.

Christensen P.R. et al. Mars Global Surveyor Thermal Emission Spectrometer experiment: Investigation description and surface science results // Journal of Geophysical Research. 2001. 106. P. 23823-23872.

Encrenaz T. et al. A stringent upper limit to SO_2 in the Martian atmosphere // Astronomy & Astrophysics. 2011. 530. A37.

Fedorova A. et al. Observation of O_2 1.27 µm dayglow by SPICAM IR: Seasonal distribution for the first Martian year of Mars Express // Journal of Geophysical Research (Planets). 2006.111. E09S07.

Fedorova A.A. et al. The O_2 nightglow in the martian atmosphere by SPICAM onboard of Mars-Express // Icarus. 2012. 219. P. 596-608.

Forget F. Improved optical properties of the Martian atmospheric dust for radiative transfer calculations in the infrared // Geophys. Res. Lett. 1998. 25. P. 1105-1108.

Formisano V. et al. Detection of methane in the atmosphere of Mars // Science. 2004. 306. P. 1758-1761.

Formisano V. et al. The Planetary Fourier Spectrometer (PFS) onboard the European Mars Express mission // Planetary and Space Science. 2005. 53. P. 963-974.

Hanel R. et al. Investigation of the Martian Environment by Infrared Spectroscopy on Mariner 9 (A 5. 2) // Icarus. 1972. 17. P. 423.

Korablev O.I., Bertaux J.L., Vinogradov I.I. Compact high-resolution IR spectrometer for atmospheric studies // Proc. SPIE. 2002. 4818. P. 272-281.

Korablev O., Moroz V.I., Petrova E.V., Rodin A.V. Optical properties of dust and the opacity of the Martian atmosphere// Adv. Space Res. 2005. 35. P. 21-30.

Korablev O. et al. SPICAM IR acousto-optic spectrometer experiment on Mars Express // Journal of Geophysical Research-Planets. 2006. 111. E09S03.

Korablev O. et al. Compact echelle spectrometer for occultation sounding of the Martian atmosphere: design and performance // Applied Optics. 2013. 52. P. 1054-1065.

Korablev O. et al. Atmospheric chemistry suite (ACS): a set of infrared spectrometers for atmospheric measurements on board ExoMars trace gas orbiter // Proc. SPIE. 2013. 8867. id. 886709. 12p.

Korablev O. et al. Three infrared spectrometers, an

Atmospheric Chemistry Suite (ACS) for ExoMars 2016 Trace Gas Orbiter // J. Appl. Remote Sensing, in press. 2014.

Krasnopolsky V. Search for methane and upper limits to ethane and SO₂ on Mars // Icarus. 2012. 217. P. 144-152.

Krasnopolsky V.A. et al. Infrared solar occultation sounding of the Martian atmosphere by the Phobos spacecraft // Icarus. 1991. 9. P. 32-44.

Krasnopolsky V. et al. High-resolution spectroscopy of Mars at 3.7 and 8 μ m: A sensitive search for H₂O₂, H₂CO, HCl, and CH₄, and detection of HDO // Journal of Geophysical Research-P. 1997. 102(E3). P. 6525-6534.

Krasnopolsky V.A. et al. Detection of methane in the martian lanets. 102, 6525-6534. atmosphere: evidence for life // Icarus. 2004. 172. P. 537-547.

Madeleine, J.B. et al. Revisiting the radiative impact of dust on Mars using the LMD Global Climate Model // J. Geophys. Res. 2011. 116, E11010, doi:10.1029/ 2011JE003855.

MahaffyP.R. et al. Abundance and Isotopic Composition of Gases in the Martian Atmosphere from the Curiosity Rover // Science. 2013. 341. P. 263-266.

Maltagliati L. et al. Annual survey of water vapor vertical distribution and water-aerosol coupling in the martian atmosphere observed by SPICAM/MEx solar occultations // Icarus. 2013. 223. P. 942-962.

Montmessin F. et al. Modeling the annual cycle of HDO in the Martian atmosphere // Journal of Geophysical Research-Planets. 2005. 110. E03006.

Mumma M.J. et al. Strong Release of Methane on Mars in Northern Summer 2003 // Science. 2009. 323. P. 1041-1045.

Owen T. et al. Deuterium on Mars – The abundance of HDO and the value of D/H // Science. 1988. 240. P. 1767-1770.

Schofield J.T. et al. The Exomars Climate Sounder (EMCS) investigation, Mars Atmosphere: Modelling and Observation. 2011. P. 488-492.

Smith M.D. Interannual variability in TES atmospheric observations of Mars during 1999-2003 // Icarus. 2004. 167. P. 148-165.

Vandaele A.C. et al. NOMAD, a spectrometer suite for nadir and solar occultation observations on the ExoMars Trace Gas Orbiter, Mars Atmosphere: Modelling and Observation. 2011. P. 484-487.

Wennberg P.O. et al. MATMOS: the Mars atmospheric Trace Molecule Occultation Spectrometer, Mars Atmosphere: Modelling and Observation. 2011. P. 480-481.

Zahnle K. et al. Is there methane on Mars? // Icarus. 2011. 212. P. 493-503.

Zurek R.W. et al. Assessment of a 2016 mission concept: The search for trace gases in the atmosphere of Mars // Planetary and Space Science, 2011. 59. P. 284-291.

Статья поступила в редакцию 28.04.2014 г.

ВЫБОР МЕСТА ПОСАДКИ ДЛЯ МИССИИ «ЭКЗОМАРС-2018»

Xopxe Baro*, Jorge.Vago@esa.int; Jorge L. Vago** Лейла Лорензони*, Leila.Lorenzoni@esa.int; Leila Lorenzoni**

А.М. Защиринский,

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки, zam@laspace.ru; A.M. Zashchirinskiy

Совместная миссия «ЭкзоМарс-2018» Европейского Космического Агентства (ЕКА) и Роскосмоса по программе «ЭкзоМарс» доставит марсоход и посадочную платформу на поверхность Марса. Научные приборы, расположенные на марсоходе будут искать признаки жизни, научные приборы, расположенные на посадочной платформе будут выполнять геофизические измерения и измерения окружающей среды. Необходимым условием для выполнения этих целей является безопасная посадка в области, представляющей научный интерес. Эта статья описывает процесс, которому следуют оба агентства для выбора подходящего места посадки для этой миссии.

Ключевые слова: миссия «ЭкзоМарс-2018»; десантный модуль; схема спуска и посадки; марсоход.

1. Цели миссии

Миссия «ЭкзоМарс-2018» состоит из доставки на поверхность Марса двух научных комплексов: на марсоходе и на посадочной платформе. Марсоход будет нести целый комплекс научного оборудования, предназначенного для проведения геологических и экзобиологических исследований и названного в честь Луи Пастера. Марсоход будет в состоянии преодолевать расстояние в несколько километров, проводя поиски признаков настоящей и прошлой жизни. Исследования будут проводиться путем сбора и анализа образцов поверхностных пород и грунта, поднятого с 2-х метровой глубины. После того, как марсоход спуститься на поверхность, научные приборы, расположенные на посадочной платформе приступят к выполнению своей части научной программы по изучению марсианской окружающей среды в месте посадки и проведению геофизических измерений. Помимо достижения амбициозных научных целей, марсоход и посадочная платформа являются испытательными площадками для разработки и демонстрации новых технологий для европейской и российской исследовательской программы (Ваго Х.Л., Витасс О., Бальони П., Хальдеманн А. и др., 2014).

2. Последовательность входа, спуска и посадки миссии «ЭкзоМарс-2018»

Составной космический аппарат программы «ЭкзоМарс-2018» состоит из перелетного модуля (ПМ) и десан-

SELECTING A LANDING SITE FOR THE «EXOMARS-2018» MISSION

Фабио Калантропио,

Таллес Аления Спейс, Италия, г. Турин, Fabio.Calantropio@thalesaleniaspace.com; Fabio Calantropio

The European Space Agency (ESA) and Roscosmos «ExoMars-2018» joint mission will deliver both a rover and a surface platform to the surface of Mars. The rover scientific instruments will search for signs of life; the surface platform scientific instruments will conduct environmental and geophysics measurements. A necessary condition for realizing these objectives is to land safely at a scientifically interesting location. This article describes the process the two agencies are following to select a suitable landing site for this mission.

Key words: «ExoMars-2018» mission; Descent Module; descent and landing profile; Mars rover.

тного модуля (ДМ) (см. рисунок 1). Задачей ПМ является доставка ДМ к Марсу и обеспечение его входа в атмосферу Марса с заданными траекторными параметрами. ДМ отделяется от ПМ за 30 минут до входа в атмосферу Марса и входит ориентированно в марсианскую атмосферу, двигаясь со скоростью около 6 км/с.

ДМ двигается в атмосфере Марса по баллистической траектории. На участке аэродинамического торможения происходит снижение скорости ДМ до скоростей (число Маха 1.8–2.1) допустимых для ввода парашютной системы (ПС). Используя измерения ускорений и угловых скоростей на борту ДМ бортовой компьютер, используя специальный алгоритм, выдает команду на ввод первого каскада ПС.

Сверхзвуковой парашют, диаметром 15 метров, обеспечивает снижение скорости ДМ до чисел Маха менее 0.8, после чего отделяется от ДМ и вводится дозвуковой парашют диаметром 35 метров. После наполнения купола дозвукового парашюта, через 1–2 секунды от ДМ отделяется аэродинамический экран (АЭ), через 10 секунд многолучевой радар будет измерять расстояние до поверхности и горизонтальную скорость относительно поверхности. Компьютер ДМ будет получать эту информацию и сочетать ее с его сведениями касательно расположения ДМ, чтобы решить, когда и как начать управляемый этап спуска, используя тормозную

** European Space Agency / ESTEC, Netherlands, Noordwijk.

^{*} Европейское Космическое Агенство / ЭСТЕК, Нидерланды, г. Нордвейк.



рисунок 1. Составной космический аппарат миссии «ЭкзоМарс-2018»



рисунок 2. Схема спуска

двигательную установку (ТДУ).

Движение на ТДУ будет осуществляться до касания посадочными опорами поверхности Марса. Посадочная платформа, совершит посадку на поверхность Марса с вертикальной скоростью до 2 м/с и горизонтальной скоростью до 1 м/с (см. рисунок 2).

После посадки, марсоход будет находиться на посадочной платформе. Затем марсоход развернет свои солнечные панели, мачту с камерой и колеса. Посадочная платформа также развернет свои солнечные панели и два комплекта трапов, которые марсоход может использовать для съезда на поверхность Марса.

Наиболее вероятно, что потребуется несколько дней для получения изображения окрестностей и принятия решения, какое из направлений спуска с посадочной платформы на поверхность Марса явля-

ется наиболее безопасным для марсохода. Когда марсоход выйдет на поверхность, посадочная платформа начнет выполнение своей научной миссии.

3. Научные требования к месту посадки

С научной точки зрения, место посадки, удовлетворяющее требованиям миссии марсохода по поиску жизни, будет также интересно для научных приборов, расположенных на посадочной платформы.

Марсоход:

1. Исследует локальную геологию и определит послойно геологические пласты в масштабе от километра до долей миллиметра на глубине до 2 м. 2. Определит пригодные в прошлом условия для жизни в месте посадки.

3. Обследует подходящие геологические материалы на предмет сохранения в них следов биоорганизмов.

4. Подробно исследует их на наличие физических и химических признаков жизни в месте посадки – а также представит наглядные доказательства нежизнеспособности или образцы предбиологической углеродистой химии – в диапазоне глубин от 0 до 2-х м.

Марсоходу программы «ЭкзоМарс-2018», для достижения результатов, касательно возможного существования признаков жизни, категорически требуется, чтобы миссия «ЭкзоМарс-2018», была направлена на исследование геологически разнообразных пластов почвы, обладающих большим потенциалом благоприятных для условий жизни в прошлом, в которых могут сохраниться физические и химические признаки жизни и органическая материя (включая абиотическую/добиологическую органику).

Место посадки миссии должно обладать следующими свойствами:

1. Местодля посадки должно быть древним (старше, чем 3.6 млн. лет) – начиная от ранее обитаемой эры на Марсе, в пределах от Ноахийской до поздне-Ноахийской эры (Филозийской), возможно простирающихся в Гесперийскую эру.

2. В месте посадки должны в избытке находиться морфологические и минеральные свидетельства о длительной или часто повторяющейся водной активности.

3. Место посадки должно содержать в себе обширные осадочные отложения выходящего на поверхность пласта.

4. Отложения выходящего на поверхность пласта должны быть распределены по посадочному эллипсу, чтобы обеспечить возможность марсохода добраться до некоторых из них (стандартные пределы перемещения марсохода составляют несколько километров– при стандартной длительности проведения миссии равной 218 марсианским суткам)

5. Место посадки должно иметь небольшой пыльный покров.

Что касается поиска молекулярных признаков жизни, важны места посадки, предоставляющие легкий доступ к областям со сниженным накоплением радиации в подповерхностном слое. Присутствие мелкозернистых осадочных пород в компонентах грунта недавнего периода облучения было бы очень желательно (на Земле органические молекулы лучше сохраняются в мелкозернистых отложениях, чем в крупнозернистых материалах). Молодые кратеры могут послужить средством доступа к более глубоким отложениям, а исследования на Земле наводят на мысль, что ископаемые биомаркеры могли бы остаться на них даже после воздействия умеренного нагревания. Кроме того, гидротермальные разломы, возникшие в резуль-

тате столкновений, могли способствовать созданию среды обитания для микробной жизни в прошлом. Однако, исходя из соображений безопасности, при проведении посадки лучше не иметь много кратеров в эллипсе, поэтому места посадки, подвергавшиеся воздействию высокого уровня эрозии, будут выглядеть предпочтительными.

4. Ограничения места посадки по планетарной защите

Миссия «ЭкзоМарс-2018» не совместима с осуществлением посадки в специальных регионах Марса. Специальным регионом Марса определена любая область, обеспечивающая окружающие условия (даже если в течение нескольких часов в год), где превышены оба пороговых значения: температура (>-25°С) и водная активность (>0.5). Предлагаемая посадочная площадка не должна содержать особенности, в настоящее время рассматриваемые как специальные регионы Марса: овраги, яркие полосы, связанные с оврагами, и уплотненные участки поверхности. Любые признаки темных полос или повторного уклона удлиненных структур на поверхности планеты, в предлагаемом месте посадки, должны быть определены и оценены в каждом конкретном случае.

5. Технические ограничения места посадки

Технические ограничения места посадки являются совокупностью четких физических пределов, которым должны соответствовать места посадки, чтобы должным образом выполнить последовательность миссии по входу, спуску и посадке и последующие операции на поверхности.

Определенные ограничения должны рассматриваться как предварительные, так как они разработаны на очень раннем этапе проекта и будут непрерывно развиваться в течение всего проекта.

Широта: от 5° Ю до 25° С.

Возвышение: ≤-2 км возвышение относительно MOLA.

Посадочный эллипс: 104 км×19 км (см. рисунок 3).

Азимут посадочного Эллипса: 88° к 127° (по часовой стрелке от Северного направления)

- Для запуска 2018 года азимут посадочного эллипса может быть между 90° и 102°.
- Для запуска в 2020 году (резервного) азимут посадочного эллипса может измениться от 113°–127° (в начале стартового окна) к 88°–103° (в конце стартового окна).
- Предложенные позиции должны соответствовать обоим благоприятным условиям запуска (т.е. от 88° до 127°).

Рельеф местности и уклоны:

- ≤ 3.0 ° уклоны для шкал расстояний 2–10 км;
- ≤ 8.6 ° по 330-метровой шкале расстояний;

- ≤ 12.5 ° по 7-м шкале расстояний;
- ≤ 15.0 ° уклоны по 2-м шкале расстояний.

Каменные породы:

- ≤ 7 % содержание каменных пород. Термальная инерция поверхности: Термальные инерции поверхностей должны

составлять $\ge 150 \text{ J m}^{-2} \text{ s}^{-0.5} \text{ K}^{-1}$.

Поверхностное Альбедо:

- 0.1 ≤ альбедо ≤ 0.26.
 Отражательная способность радара:
- 15 дБ ≤ обратное рассеяние в диапазоне частот при эффективной площади отражения в надире ≤ 27.5 дБ.

Горизонтальный ветер:

- ≤ 25 м/с от 10 км до 1 м над уровнем поверхности (во время посадки);
- ≤ 30 м/с в 1 м над поверхностью (во время проведения операций на грунте).

Ниже мы объясняем, как каждое из представленных выше технических ограничений места посадки влияет на миссию.

Широта:

1. Чтобы получить достаточную инсоляцию на солнечных панелях для выработки электричества.

2. Чтобы иметь тепловую окружающую среду, которая не подвергает системы чрезмерной нагрузке – особенный интерес в данном случае представляют максимальные холодные температуры, с которыми встретятся марсоход и посадочная платформа в ходе их номинальной миссии.

Возвышение: Чтобы иметь достаточный по длине атмосферный столб, который позволит парашютной системе выполнять свою работу и все еще иметь возможность выполнять этап спуска с включенными двигателями, при обеспечении достаточного контроля.

Размеры посадочного эллипса: Посадочный эллипс является статистическим, огибающая фигура области разброса равного 3-сигма вокруг заданной области посадки. Размеры эллипса зависят от множества параметров.

Азимут посадочного эллипса: В зависимости от того, когда будет проведен запуск миссии в течение окна запуска (обычно длительностью 2 недели), азимут посадочного эллипса будет меняться. В случае программы «ЭкзоМарс-2018», это изменение более выражено для запасного запуска 2020 года, чем для номинальной возможности запуска в 2018 году.

Рельеф местности и уклоны: Особенности рельефа местности и уклоны являются факторами выполнения системы спуска и посадки, так как они могут воздействовать на измерения радара и влиять на динамику посадки посадочной платформы.

Допплеровский измеритель скорости и дальности (ДИСД) использует многочисленные лучи для измерения вертикальных и горизонтальных компонентов вектора скорости ДМ. Начальные измерения получаются после сброса лобового экрана ДМ, пока аппарат все еще подвешен под парашютом. Непрерывные измерения выполняются на протяжении всего этапа спуска, до 10 м над местным уровнем поверхности, после этого радар отключается. По всей траектории спуска и посадки, уклоны в разных масштабах длин могут влиять на знание «расстояния до поверхности при посадке», с потенциальными серьезными последствиями для потребления топлива, контроля и условий совершения посадки.

Распределение каменных пород: Главную озабоченность здесь вызывает наличие достаточного зазора между посадочной платформой и поверхностью. Каменные породы больших размеров несут в себе опасность. Настоящее требование основано на плотности распределения камней по размеру в статистической модели Марса.

Тепловая инерция и альбедо: Эти параметры важны для тепловой операционной среды Марсохода и посадочной платформы. Наличие большого количества дюн или волнообразных серий небольших дюн на поверхности (низкая тепловая инерция и высокое альбедо) несут в себе очень высокую опасность для передвижения и научной составляющей миссии марсохода.

Отражательная способность радара: Система спуска и посадки «ЭкзоМарс-2018» требует, чтобы поверхностные материалы, присутствующие на месте посадки, обладали радиоотражаемостью, обеспечивая остаточный отраженный сигнал, чтобы позволить измерение высоты и скорости относительно поверхности во время спуска.

Ветра: ДМ миссии «ЭкзоМарс-2018» проектируется для безопасной и аккуратной посадки в рамках диапазона атмосферных условий. Для того чтобы гарантировать, что ожидаемые рабочие характеристики могут быть достигнуты, пороги, которые «не должны быть превышены», были определены для атмосферной плотности, горизонтальных и вертикальных ветров. Применимость этих границ зависит от широты, так как они связаны с чувствительными событиями в последовательности спуска, такими как максимальное торможение, раскрытие парашюта, конечная скорость спуска, инициализация спуска на ТДУ и т.д.



рисунок 3. Пример диаграммы посадочного эллипса в виде бабочки (104 км×19 км)

ВЫБОР МЕСТА ПОСАДКИ ДЛЯ МИССИИ «ЭКЗОМАРС-2018»

Для запуска 2018 года (желтый), ориентация посадочного эллипса может варьироваться между 90° и 102° по азимуту (вычисляется по часовой стрелке от Северного направления). Для запуска 2020 года (голубой), азимут посадочного эллипса может находиться в границах 88°-127°, в зависимости от даты запуска в 2020 году. Диаграмма эллипса центрирована в 18.36° С, 77.59° В, на высоте -2.66 км по отношению к уровню MOLA в планетоцентрических координатах. Первичные научные задачи – листовые силикаты (не отображены). Показаны контуры существующих изображений HiRISE, CRISM (фиолетовый), и МОС (оранжевый). В зеленом цвете отображены новые запросы для HiRISE изображения (прямоугольник) и CRISM изображения (форма песочных часов) с центром в 18.365° C, 77.719° B.

К сожалению, природа редко всецело соответствует нашим конструкторским требованиям. Всегда будет случаться ситуация, когда этот или другой предел будут превышены – по крайней мере, в некоторых местах предполагаемого посадочного эллипса. Оценка технической пригодности места для посадки, по этой причине, должна продолжаться посредством долгой детальной проверки. Ученые и технические специалисты работают вместе, чтобы проанализировать предполагаемые места посадки и определить в чем и насколько места посадки отклоняются от установленных ограничений. Как только это установлено, проводится другая важная часть работы, которая заключается в проведении большого количества имитации входа, спуска и посадки, где параметры меняются случайным способом, чтобы представить различные варианты, которые мы можем обнаружить в заданном месте посадке. Эти имитации позволяют нам получить всеобъемлющую возможность успеха посадки в заданном месте посадки.

6. Процесс выбора места посадки

В ноябре 2013 года ЕКА и Роскосмос утвердили рабочую группу по выбору места посадки (LSSWG) для миссии «ЭкзоМарс-2018». Рабочая группа по выбору места посадки выпустила открытый запрос на предложения по местам посадки в декабре 2013 года. Восемь предложений удовлетворяющих требованиям запроса были получены в марте 2014 года. Рабочая группа по выбору места посадки проанализирует предполагаемые места посадки и обеспечит поддержку ЕКА и Роскосмоса в организации первого открытого научного семинара, который будет проходить 26-28 марта в Мадриде, где будет обсуждаться каждое предложенное место посадки, признанное пригодным. Рабочая группа по выбору места посадки представит информацию, составленную для всех предложений: Места посадки получат предварительную классификацию исходя из научных интересов и интересов безопасности. Заявители будут приглашены, чтобы представить свои предлагаемые места посадки, которые будут обсуждены всеми участниками. Результат семинара сформирует основу для назначения приоритетных и сокращения списка предполагаемых мест посадки.

После семинара, рабочая группа по выбору места посадки примет во внимание информацию, представленную на семинаре, а также результаты обсуждений касающихся различных предложенных мест посадки и представленные соображения участников семинара для выпуска ранжированного списка предполагаемых мест посадки. Не более четырех вариантов мест посадки будут включены в окончательный список для дальнейшей детальной оценки. Все места посадки, включенные в окончательный список, должны быть научно подходящими и безопасными для осуществления посадки (на основе доступной информации). Рабочая группа по выбору места посадки будет стремиться сделать эти рекомендации к закрытию защиты эскизного проекта по системе, запланированной на июль 2014 года.

Следуя своим первым рекомендациям, рабочая группа по выбору места посадки, при поддержке команды проекта и индустрии, выполнит очень аккуратную оценку свойств мест посадки. Более того, заявители и рабочая группа по выбору места посадки продолжит изучения научной привлекательности места посадки. Стоит отметить, что рабочая группа по выбору места посадки, ЕКА и ИКИ/Роскосмос будут оставлять за собой право заменить уже включенное в окончательный список место посадки до 30 января 2015 – если одна из зон будет признана неосуществимой для посадки, или если будет найдена более привлекательная зона посадки. Однако предпочтительным вариантом будет не использовать данную возможность.

Другие семинары по зонам посадки будут проходить раз в год. Желаемой целью будет завершение аттестации пригодных (с технической и научной точек зрения и с точки зрения планетарной защиты) зон посадки к защите технического проекта миссии (CDR), которая запланирована на сентябрь 2016.

Окончательные рекомендации по месту(ам) посадки миссии «ЭкзоМарс-2018» будут выпущены рабочей группой по выбору места посадки перед обзором летной готовности, в настоящий момент запланированным на октябрь 2017 года. Эти рекомендации будут направлены руководителю департамента по науке и роботизированным исследованиям ЕКА и соответствующим российским уполномоченным органам. Роскосмос и ЕКА затем будут следовать применимой процедуре утверждения с их руководящими органами.

список литературы

Ваго Х.Л., Витасс О., Бальони П., Хальдеманн А. и др. Проект «ЭкзоМарс»: ЕКА – следующий этап научных исследований Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 22-32.

Статья поступила в редакцию 01.04.2014 г.

БАЛЛИСТИКА И НАВИГАЦИЯ ПОЛЁТА И СПУСКА ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ МИССИИ «ЭКЗОМАРС-2018»

A.E. Евграфов*, eae@laspace.ru; A.E. Evgrafov*** И.М. Морской*, morskoy@laspace.ru; I.M. Morskoy***

А.Г. Тучин, доктор физикоматематических наук**, tag@kiam1.rssi.ru; **A.G. Tuchin****** A.B. Грушевский, доктор физикоматематических наук**, grushev@keldysh.ru; A.V. Grushevskii****

В статье рассматриваются основные этапы полёта составного космического аппарата миссии «ЭкзоМарс-2018». Даны основные баллистические характеристики условий функционирования космического аппарата на этапе перелёта к Марсу, а также пребывания посадочной платформы на поверхности планеты согласно текущему состоянию разработки европейскороссийского проекта.

Ключевые слова: схема полёта; космический аппарат; межпланетная траектория.

1. Состав КА «ЭкзоМарс-2018» и схема полёта

В состав космического аппарата «ЭкзоМарс» входят перелетный модуль (ПМ), десантный модуль (ДМ) и адаптер с системой отделения десантного модуля от перелетного модуля. Выведение составного космического аппарата на траекторию полета к Марсу осуществляется с космодрома Байконур российской ракетой-носителем (РН) «Протон-М» с разгонным блоком (РБ) «Бриз-М».

Перелетный модуль разрабатывается ЕКА и предназначен для доставки десантного модуля к Марсу. Перелетный модуль управляет КА на межпланетном этапе, осуществляет коррекции траектории, транслирует КПИ и ТМИ и обеспечивает необходимый вектор состояния КА на момент отделения ДМ для обеспечения требуемых параметров входа ДМ в атмосферу Марса и посадки в выбранный район. Маневры осуществляются ПМ с помощью собственной двигательной установки. Управление КА на участке перелёта и наведение для последующего входа ДМ в атмосферу Марса осуществляются наземными станциями ЕКА при поддержке российских станций и российских баллистических центров.

Десантный модуль разрабатывается НПО им. С.А. Лавочкина (*Ефанов В.В. и др.*, 2012) и предназначен для доставки на поверхность Марса стационарной посадочной платформы (ПП) с комплексом научной аппаратуры (КНА) и автономного марсохода (ровера) разработки ЕКА. Срок активного существования ПП на поверхности должен быть не менее марсианского года (около двух земных лет). Посадка ПП на

BALLISTICS AND NAVIGATION OF «EXOMARS-2018» DESCENT MODULE FLIGHT AND DESCENT

A.B. Симонов, кандидат технических наук^{*}, alex.simonov@laspace.ru; A.V. Simonov*** B.C. Добровольский*, flairfox@gmail.com; V.S. Dobrovolskiy***

Г.С. Заславский, кандидат физикоматематических наук**, zaslav@mail.ru; **G.S. Zaslavskiy******

B.A. Степаньянц, кандидат физикоматематических наук**, vic-stepan@rambler.ru; V.A. Stepaniants****

The article covers the main cruise phases of «ExoMars-2018» Spacecraft Composite. According to the current design of European-Russian program all basic ballistic characteristics of the spacecraft's operations during Mars cruise phase and also during landing platform stay on the planet's surface are given.

Key words: flight scheme; spacecraft; interplanetary trajectory.

Марс должна быть осуществлена после окончания сезона пылевых бурь (*Khan M. et al.*, 2014).

В соответствии с этим составом КА и распределением ответственности сторон экспедицию «ЭкзоМарс-2018» можно разделить на следующие основные этапы (*Khan M. et al. ExoMars 2018...*, 2013):

- выведение составного КА ракетой-носителем «Протон-М» и разгонным блоком «Бриз-М» на отлётную траекторию (ориентировочно четырьмя включениями с фазами пассивного полета по промежуточным орбитам ИСЗ, суммарной длительностью примерно 9 часов), отделение КА от РБ;
- межпланетный перелёт в течение около 9 месяцев с проведением коррекций траектории средствами перелётного модуля для наведения КА в прицельную точку входа в атмосферу Марса с углом входа примерно 12 градусов;
- выставка и закрутка КА для обеспечения ориентированного входа десантного модуля в атмосферу Марса, отделение ДМ;
- автономный полёт десантного модуля с последующим торможением в атмосфере и посадкой на поверхность Марса в заданном районе;
- функционирование посадочной платформы на поверхности Марса.

Орбитальный модуль TGO должен обеспечивать ретрансляцию телеметрической и научной информации на всех этапах автономного функционирования ДМ.

- *** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.
- **** Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russia, Moscow.

47

^{*} ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

^{**} ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Россия, Москва.

БАЛЛИСТИКА И НАВИГАЦИЯ ПОЛЁТА И СПУСКА ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ МИССИИ «ЭКЗОМАРС-2018»

Модуль TGO планируется заранее вывести на околомарсианскую орбиту в рамках миссии «ЭкзоМарс-2016».

2. Сезон пылевых бурь на Марсе

На момент прилёта КА к Марсу и последующей посадки накладывается существенное ограничение – он не должен происходить в сезон пылевых бурь или за непродолжительное время до его начала.

Сезон пылевых бурь на Марсе приходится на период прохождения планетой района перигелия своей орбиты. Времена, соответствующие сезону пылевых бурь, удобно представлять в виде функции долготы Солнца L_s в весенней ареоэкваториальной системе координат (ČK). Основная плоскость этой системы координат перпендикулярна оси вращения Марса и проходит через линию пересечения плоскости экватора планеты с плоскостью орбиты Марса. В этом случае L_c=0 соответствует моменту весеннего равноденствия на Марсе. Можно условно считать, что точка L_s=0 обозначает начало весны в Северном полушарии, $L_s^{}=\!90^\circ$ — начало
лета, $L_s^{}=\!180^\circ$ — начало осени и $L_s^{}=\!270^\circ$ — начало зимы. Перигелий находится вблизи точки с L_s=255°, недалеко от точки зимнего солнцестояния. Вследствие эллиптичности гелиоцентрической орбиты Марса осень и зима в Северном полушарии значительно короче весны и лета. В Южном полушарии – обратная картина. Времена года на Марсе с привязкой к долготе Солнца представлены на рисунке 1.

Для целей планирования экспедиции «ЭкзоМарс» считается, что сезон пылевых бурь начинается при $L_s=180^\circ$ и заканчивается при $L_s=324^\circ$. Диапазон дат, соответствующий этим величинам долгот Солнца, является запретным для прилёта КА к Марсу и последующей посадки. Для удобства планирования далее для каждого из рассматриваемых вариантов перелёта используется только одна дата прилёта к Марсу.



рисунок 1. Времена года на Марсе и определение долготы Солнца

В предполагаемые сроки осуществления миссии пылевые бури на Марсе прогнозируются на периоды (по земной временной шкале):

- с конца мая 2018 по середину января 2019 года;
- с середины апреля до начала декабря 2020 года;
- с середины февраля по конец октября 2022 года.

3. Характеристики траекторий перелёта к Марсу

3.1. Старт в основное окно запуска

Диапазон дат старта принят равным трем неделям – с 7 по 27 мая 2018 года. Дата прилёта составного КА к Марсу и последующего входа ДМ в атмосферу Марса принята одинаковой для всего интервала запуска и соответствует 15 января 2019 года. В это время долгота Солнца в весенней ареоэкваториальной системе координат равна 324°.

Модуль вектора асимптотической скорости отлета (Охоцимский Д.Е. и др., 1990) для всех дат старта основного окна не превышает 2.91 км/с. Эта скорость максимальна на краях периода запуска и минимальна в его середине (17.05.2018). Модуль вектора асимптотической скорости прилета к Марсу изменяется в зависимости от даты старта в интервале от 3.38 до 3.47 км/с. Самая высокая скорость подлёта и входа в атмосферу соответствует запуску в первую дату. При старте в последующие даты эта скорость уменьшается. Склонения обоих векторов гиперболических скоростей относительно плоскости среднего экватора Земли отрицательные. Асимптотическая скорость подлёта лежит практически в плоскости экватора Марса. Таким образом, вариант запуска в момент открытия окна с точки зрения энергетических затрат можно принять как наихудший.

Посадка в точку с заданной долготой будет обеспечиваться путём подбора момента подлёта к Марсу внутри заданной даты. Вход в атмосферу и дальнейший полёт ДМ будут происходить в том же направлении, что и движение атмосферы и поверхности Марса. Это обусловлено требованием выполнения посадки ПП до марсианского полудня для заряда аккумуляторных батарей, а также приводит к снижению относительной скорости входа в атмосферу до величин порядка 5.8 км/с.

На рисунке 2 показана траектория перелета в гелиоцентрической эклиптической СК для старта в первую дату окна запуска. Шаг маркировки траектории КА равен 30 суткам. В момент прилёта КА к Марсу расстояние до Земли составляет около 200 млн. км, значение угла Солнце-КА-Земля (СОЗ) – около 40 градусов. В начале августа (через 100 суток после старта) угол СОЗ будет близок к нулю, а угол Солнце-Земля-КА (СЗО) близок к 180°, т.е. по отношению к Земле КА будет находиться в направлении, противоположном Солнцу.

Для траектории перелёта были рассчитаны условия радиовидимости со следующих российских и иностранных станций слежения:

- Россия: Медвежьи Озера и Уссурийск;
- ESTRACK (ESA): Malargue (Маларгуэ), New Norcia (Нью Норсия) и Cebreros (Цебрерос);



рисунок 2. Траектория перелета для основного варианта

- DSN (NASA): Goldstone (Голдстоун), Canberra (Канберра) и Madrid (Мадрид).

Анализ данных показывает, что на начальном этапе полёта у станций, находящихся в Южном полушарии, условия наблюдения КА будут лучше, чем у станций Северного полушария. Это связано с тем, что величины угла склонения траектории перелёта относительно плоскости среднего экватора Земли будут отрицательными. К моменту подлёта к Марсу характеристики радиовидимости будут примерно одинаковыми для обоих полушарий. Длительность видимости и максимальный угол места (Иванов Н.М. и др., 2004) для сеансов связи с КА из Уссурийска будут больше, чем при наблюдении из Медвежьих Озер на всём протяжении перелёта.

3.2. Старт в первое резервное окно запуска

Первый резервный вариант перелета предполагает запуск с Земли в августе 2020 года и рассчитан под прилет к Марсу 19.04.2021 с L_s=34°, что соответствует весеннему сезону в Северном полушарии, т.е. продолжительности светового для более 12 часов. Асимптотическая скорость отлета от Земли в этом случае намного больше, чем при основной схеме полета и равна примерно 5 км/с. Величины её склонения к экватору Земли довольно значительны и лежат в диапазоне от 23 до 51 градуса. Асимптотическая скорость прилета к Марсу для даты открытия окна пуска примерно такая же (3.5 км/с), а для даты закрытия - намного ниже (2.7 км/с). Её склонение к экватору Марса также имеет довольно серьёзный разброс – от 0 до минус 23 градусов. Посадка выполняется в районе марсианского полдня. Траектория гелиоцентрического участка перелёта при старте 05.08.2020 в проекции на плоскость эклиптики показана на рисунке 3.

Расстояние от Земли до Марса в момент прибытия



рисунок 3. Траектория перелёта для первого резервного варианта

около 300 млн. км, что на 100 млн. км больше, чем для основного варианта перелета. Это повышает требования к энергетическим характеристикам радиолинии и также может привести к некоторому ухудшению точности определения траектории КА. Величина угла СОЗ в первые два с половиной месяца полёта уменьшается с 75° в начале перелёта до 30°, далее в течение трех месяцев немного увеличивается (до 40°), а к моменту прилёта возвращается к величине 30°. Угол СЗО в первые сутки после старта с Земли равен 105° и далее увеличивается до максимума в 140° в начале октября, а затем уменьшается до 60° на момент прилёта к Марсу.

В силу того, что траектория располагается в основном над плоскостью среднего экватора Земли, условия наблюдения с северных станций слежения будут лучше, чем для пунктов из Южного полушария. Первые два месяца полёта КА можно круглосуточно наблюдать со станции Медвежьи Озёра. Длительность зон радиовидимости российских станций на всём перелёте будет более 13 часов, максимальный угол места превысит 55°. Первые ~40 суток полёта видимость со станций Южного полушария (Маларгуэ и Канберра) будет отсутствовать.

3.3. Старт во второе резервное окно запуска

Альтернативный резервный вариант траекторий перелёта при старте в 2020 году предполагает отлёт от Земли в июле, а прилёт к Марсу – примерно на три месяца ранее первого варианта, 19 января 2021 года. В этом случае долгота Солнца L_s=350°.

Достоинством этого случая является меньшее значение асимптотической скорости отлёта с Земли – около 3.7 км/с. Склонение вектора отлётной скорости к экватору Земли ниже и меняется в меньшем диапазоне внутри окна запуска (20±5°). Старт с Земли предполагается примерно на месяц раньше. Относительная скорость подлёта к Марсу примерно одинакова и соответствует 3.0...3.1 км/с. Однако при входе ДМ в атмосферу Марса вдоль её вектора скорости посадка будет происходить значительно позже местного полдня – около 16 часов. К тому же сам участок автономного полёта ДМ не будет наблюдаться с Земли.

Подводя итог, отметим, что этот вариант характеризуется лучшими условиями для выведения, большим временем от посадки до начала следующего сезона пылевых бурь, однако участок прилёта и посадки выглядит менее привлекательным.

При старте в эти же даты и увеличении длительности перелёта увеличиваются асимптотические скорости отлёта и прилёта. При этом местное время в момент посадки смещается на более раннее.

Анализ результатов расчётов условий радиовидимости показывает, что на начальном этапе полёта у станций, находящихся в Северном полушарии, условия наблюдения КА будут немного лучше, чем у станций Южного полушария, как и для первого резервного варианта. Однако в этом случае различие между условиями видимости из «северных» и «южных» станций меньше. Длительность видимости и максимальный угол места для сеансов связи с КА из Медвежьих Озер будут больше, чем при наблюдении из Уссурийска на всём протяжении перелёта.

4. Баллистико-навигационное обеспечение полёта

4.1. Коррекции траектории

С целью детализации особенностей схемы коррекций баллистико-навигационного обеспечения (БНО) миссии «ЭкзоМарс» обратимся к типовому описанию БНО согласно уже проработанному варианту «ЭкзоМарс-2016» (*Khan M. et al. ExoMars 2016...*, 2013). По этой схеме полёт к Марсу включает следующие динамические операции БНО:

- коррекция для парирования ошибок исполнения маневра выведения КА на траекторию перелёта LIC (Launch Insertion Correction). Эта коррекция должна быть проведена как можно раньше с целью сокращения необходимых затрат характеристической скорости. Однако существует ряд операций на борту КА, которые должны быть реализованы в течение начальной стадии LEOP (Launch end Early Orbit Phase) для калибровки бортовых приборов, а также расчётов, выполняемых на Земле – определение параметров движения КА и расчет параметров оптимальной коррекции. Эти операции на борту, накопление траекторных измерений на Земле и расчёт коррекции занимают обычно четыре-пять дней. Коррекция LIC проводится на седьмой день. Величина LIC зависит от точности выведения;
- коррекция, которая должна парировать ошибки исполнения LIC, называется TCM 1 (Trim 1 Correction Manoeuvre) и проводится на 10-е сутки полёта. После этого начинается пауза до подготовки ко второй

коррекции, которая названа DSM-1 (Deep Space Manoeuvre 1);

- вторая и третья коррекции (Deep Space Manoeuvres DSM1, DSM2) проводятся стандартным образом, через четыре месяца после старта и за пять месяцев до прибытия к Марсу.

Анализ показал, что оптимальной является стратегия разделять DSM на две независимые части: первую, составляющую 98% затрат характеристической скорости ∆V, и вторую – 2%. Вторая часть реализуется только в случае необходимости, спустя семь дней. При необходимости, по оперативным причинам, вторая часть маневра может быть отложена еще на одну неделю (до 14 дней после DSM1). Реализация первого этапа детерминирована, а вторая часть определяется детерминированными и стохастическими составляющими. Запланированные детерминированные затраты характеристической скорости ΔV равны сумме детерминированных составляющих первой и второй части DSM1. Стохастическая часть добавляется к затратам, определяемым ошибками навигации перелёта.

Коррекции ТСМ2, ТСМ3, ТСМ4 обеспечивают выполнение краевых условий, заданных в картинной плоскости (B-plane). Считается оптимальным исполнять коррекцию ТСМ2 на 10-й день после коррекции DSM2 с целью исправления ошибок её проведения. Коррекции ТСМ3, ТСМ4 проводятся за 30 и 5 дней перед подлетом к Марсу с целью повышения точности приведения КА к Марсу.

4.2. Программа измерений на участке перелёта

Программа измерений формировалась на основе навигационного анализа миссии. В ходе его проведения траектория КА была разбита на несколько дуг. Для каждой из них доплеровские измерения условно считаются основными. На участках планируемых измерений ΔDOR они проводятся при наличии видимости с двух станций каждые четыре часа. Для различных дуг имеется своя частота проведения доплеровских измерений. За 43 дня до подлёта к планете измерения проводятся ежедневно.

Определение орбиты проводится по запросным доплеровским измерениям с использованием телеметрической информации в течение всего перелёта. Во время LEOP и до проведения LIC наземными станциями ESA будут проводиться запросные измерения наклонной дальности. Уточнение орбиты с использованием ΔDOR проводится в течение одной недели перед определяющими коррекциями DSM1, DSM2, TCM2. Ежедневные ΔDOR проводятся и обрабатываются в последние 43 дня до прибытия к Марсу. Характеристики ошибок при проведении траекторных измерений наземными станциями приведены в таблице 1.

В баллистическом центре ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (БЦ ИПМ) планируется обработка траекторных измерений КА «ЭкзоМарс», определение и прогнозирование параметров движения.

В случае привлечения отечественных наземных станций слежения БЦ ИПМ будет обеспечивать для них

таблица 1 – Ошибки траекторных измерений наземных станций

случайная ошибка запросных измерений наклонной дальности (1σ)	4 м
систематическая ошибка запросных измерений (1σ)	20 м
случайная ошибка запросных измерений радиальной скорости	0.075 мм/с
систематическая ошибка запросных измерений радиальной скорости	нет
случайная составляющая ошибки измерений ΔDOR (1σ)	5 см
ошибка знания координат станций ESA (10)	0.5 м
ошибка знания координат станций DSN NASA (1σ)	5 см

расчёт целеуказаний и обработку траекторных измерений.

Задействование отечественных наземных станций слежения целесообразно проводить по следующей схеме. Сигнал излучается со станции ESA, принимается на КА и переизлучается на Землю. Этот сигнал одновременно принимается станцией ESA и одной из отечественных станций. Если при обработке измерений отечественной станции учесть характеристики излучаемого сигнала и особенности бортового радиокомплекса, то могут быть получены доплеровские измерения по схеме «З-путевого Доплера». Такие измерения, несомненно, повысят точность определения параметров движения КА и надежность реализации задач миссии (Симонов А.В. и др., 2011).

5. Условия пребывания посадочной платформы на поверхности Марса

Основные баллистические условия пребывания КА вблизи Марса представлены на рисунках 4 и 5.

На рисунке 4 приведены графики изменения углов Солнце–Земля–Марс и Солнце–Марс–Земля на интервале времени от прилёта для основного варианта миссии (15 января 2019 года) до момента, соответствующего «позднему» прилёту для резервного варианта плюс один марсианский год (примерно соответствующий двум земным годам). Видно, что в начале сентября 2019 года и в начале октября 2021 года значения обоих углов будут близки к нулю. Будет происходить так называемый «заход Марса за Солнце», в котором Марс при наблюдениях с Земли будет находиться на фоне Солнца, что значительно ухудшит условия радиосвязи с ТGO. В течение примерно 10 дней угол СОЗ будет менее одного градуса, а угол СЗО – меньше двух градусов.

На рисунке 5 для этого же времени показаны графики изменения расстояний от Марса до Земли и Солнца. Максимальное расстояние между Землёй и Марсом – около 400 млн. км – приходится на моменты противостояний, при которых планеты располагаются на одной прямой с Солнцем, но с разных сторон от него. Такая конфигурация будет складываться в сентябре 2019 года и



рисунок 4. Углы Солнце–Земля–Марс и Солнце–Марс–Земля

в октябре 2021 года – примерно в серединах марсианской половины года без сезона глобальных пылевых бурь. При расположении Земли и Марса с одной стороны от Солнца минимальное расстояние будет равно примерно 60...80 млн. км. Эта конфигурация будет складываться в октябре 2020 года и в конце ноября – начале декабря 2022 года.

Научной группой проекта в настоящий момент рассматриваются три варианта точки посадки. Их координаты на марсианском эллипсоиде MOLA представлены в таблице 2.

Для этих точек посадки были рассчитаны времена восхода и заката Солнца и Земли на Марсе (в марсианских часах, равных ~1.03 земного часа), а также продолжительности светового дня и видимости Земли в земных и марсианских часах. Результаты представлены на рисунках 6 и 7. Эта информация позволяет определить условия работы систем электроснабжения и радиосвязи посадочной платформы и марсо-

|--|

	1 · · · · · · · · · · · · · · · · · · ·		
обозначение	широта, градус	долгота, градус	высота, км
Beagle-2	10.6 с.ш.	90 в.д.	-3.749
Elysium Planita	4.323 с.ш.	135.663 в.д.	-2.609
Mawrth Vallis	24.5 с.ш.	20 з.д.	-2.904



рисунок 5. Расстояния Марс – Земля и Марс – Солнце







для рассматриваемых точек посадки в марсианских часах

хода (Полищук Г.М. и др., 2009). Колебания продолжительности светового дня в течение марсианского года зависят от широты точки посадки – чем дальше от экватора, тем они больше. Для точки посадки Mawrth Vallis, максимально удалённой от экватора из всех рассматриваемых мест посадки, отклонения достигают почти двух марсианских часов. Продолжительность зон видимости Земли из точек посадки также колеблется вокруг величины в 12 марсианских часов, и примерно в тех же диапазонах.

Анализ результатов расчётов условий радиовидимости с наземных станций показывает, что длительность зон наблюдения Марса составляет 11±3 часа, максимальный угол места в основном изменяется в диапазоне от 25 до 80 градусов. Длительность зон радиовидимости для российских станций слежения достигает максимальных значений (до 14–15 часов) в июне 2019 года, апреле 2021 года и начале 2023 года. Минимальная продолжительность радиовидимости будет в феврале 2020 года и затем через один марсианский или два земных года, в феврале 2022 года. Максимальный угол места наблюдения Марса на рассматриваемом временном интервале из Уссурийска выше, чем из Медвежьих Озёр.

выводы

1. Основной сценарий миссии «ЭкзоМарс-2018» предполагает старт с Земли в мае 2018 года и прилёт к Марсу в январе 2019 года. Длительность окна стартов равна 21 дню. Дата прилёта к Марсу принята единой для всего окна стартов и выбрана из условия посадки после окончания сезона пылевых бурь.

2. 2020 год является резервным для запуска КА. При этом существует два варианта перелета, различающихся датами старта и прилёта. Эти варианты также обеспечивают прилет к Марсу после окончания сезона пылевых бурь.

3. Для рассмотренных вариантов перелёта Земля – Марс приведены основные баллистические условия функционирования КА.

4. Рассмотрены условия пребывания посадочной платформы на поверхности Марса, а также характеристики радиовидимости для российских и иностранных наземных станций.

5. На данном этапе разработки проекта с точки зрения баллистико-навигационного обеспечения функционирования десантного модуля основным проблемным вопросом является обеспечение связи ДМ с Землей через орбитальный КА ТGO миссии 2016 года. В процессе посадки в выбранный район и первых минут пребывания посадочной платформы на поверхности Марса – на одном из критических этапов миссии – указанный КА должен проходить над этим районом.

список литературы

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

Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004. 544 с.

Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. М.: Наука, 1990. 448 с.

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.

Симонов А.В., Морской И.М., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. Баллистическая схема полёта КА «Фобос-Грунт» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 66-73.

Khan M., Yamaguchi T. ExoMars 2018 Mission – Mission Analysis Guidelines. EXM Reference EXM-G2-TNO-ESC-00003. ESA. 2013, 109 p.

Khan M., Yamaguchi T. ExoMars2016MissionConsolidated Report on Mission Analysis. Reference EXM-MS-RP-ESA-00008. Issue 4 Rev. 0, 2013-03-27, 108 p.

Khan M., Yamaguchi T. ExoMars 2018 Mission and System Requirements Document. EXM Reference EXM-M2-RSD-ESA-00003. ESA. 2014, 63 p.

Статья поступила в редакцию 25.03.2014 г.

ОРГАНИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ АВТОМАТИЧЕСКОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ «ЭКЗОМАРС-2018»

A.E. Ширшаков, кандидат технических наук*, shirshakov@laspace.ru; A.E. Shirshakov** **М.И. Артюхов*,** artyukh@laspace.ru; **М.І. Artyukhov****

В статье описывается текущее состояние работ по обеспечению программы полета автоматической межпланетной космической станции «ЭкзоМарс-2018»; изложены результаты проработки функциональной схемы взаимодействия бортовых систем; представлена организационная структура российской части наземного комплекса управления и ее взаимодействие с европейской частью.

Ключевые слова:

автоматическая межпланетная космическая станция; космический аппарат; программа полета; перелетный модуль; десантный модуль; посадочная платформа; управление полетом; наземный комплекс управления.

введение

Ключевой особенностью международного проекта «ЭкзоМарс-2018» является глубокое интегрирование европейской и российской сторон в создание составных частей космического комплекса и, как слепствие, сложность схемы ответственности сторон на всех этапах разработки и реализации проекта. Это нашло свое отражение в функциональной схеме космического аппарата (КА). Европейская и российская аппаратура перелетного модуля (ПМ) и десантного модуля (ДМ) образуют единый бортовой комплекс управления КА. В составе наземного комплекса управления (в целом европейского) будет функционировать российская часть, включающая в себя, в частности, центр управления посадочной платформой (ЦУ ПП), наземную станцию управления (НСУ), баллистический центр (БЦ).

1. Этапы полета автоматической межпланетной космической станции «ЭкзоМарс-2018»

Экспедиция «ЭкзоМарс-2018» состоит из трех основных этапов:

- 1. Этап выведения и перелета составного КА.
- 2. Этап спуска-посадки ДМ на поверхность Марса.

3. Этап работы на поверхности Марса, включающий в себя две фазы:

- фаза съезда ровера с посадочной платформы;
- фаза функционирования посадочной платформы на поверхности Марса.

MANAGEMENT OF FLIGHT CONTROL FOR «EXOMARS-2018» ROBOTIC INTERPLANETARY SPACE STATION

Ю.В. Казакевич*, cm96@laspace.ru; Yu.V. Kazakevich**

А.И. Калашников*, aka@laspace.ru; **A.I. Kalashnikov****

The article covers the current status of activities on development of «ExoMars-2018» robotic interplanetary space station in terms of SC Composite flight program, results of on-board systems interaction functional design study. Organizational structure of russian part of ground control and management of its interaction with european part of ground control are proposed.

Key words: robotic interplanetary space station; spacecraft; flight profile; Cruise Module; Descent Module; Surface Platform; flight control; ground control complex.

2. Функционирование составного КА на этапе выведения и перелета

Выведение КА «ЭкзоМарс-2018» на межпланетную перелетную траекторию осуществляется РН «Протон-М» и РБ «Бриз-М». Длительность участка выведения в настоящее время принимается равной 10 часам (рассматривается возможность уменьшения длительности выведения до 5 часов).

Запитка составного КА производится за 2 часа до старта. В состав бортовых систем (БС) ДМ включены: бортовая машина № 1 (БЦВМ1), комплекс автоматики и стабилизации питания (КАС), блок управления (БУ), блок автоматики и пиротехники (БАППТ), средства обеспечения температурного режима (СОТР). Питание ДМ осуществляется от ПМ. Аккумуляторная батарея (АБ) ДМ рассматривается как резервный источник электропитания ДМ на случай нештатной ситуации. На участке выведения питание ПМ осуществляется от АБ ПМ.

РБ «Бриз-М» отделяет КА в состоянии закрутки со скоростью около 5 град/с вокруг продольной оси «Х», направленной на Солнце. После отделения КА и раскрытия солнечных батарей (СБ) питание КА осуществляется от СБ. В первом сеансе связи проводится сброс телеметрической информации (ТМИ) на Землю и контроль БС. При необходимости возможно проведение коррекции орбиты КА. Сеансы связи проводятся ежедневно, длительность около 4 часов.

В течение первых 50 суток ось вращения КА (ось «+Х») направлена на Солнце для получения максимального тока СБ, затем она переориентируется на Землю для обеспечения условий связи КА с наземными стан-

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

^{*} ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

ОРГАНИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ АВТОМАТИЧЕСКОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ «ЭКЗОМАРС-2018»

циями ЕКА. С периодичностью примерно один раз в неделю производится коррекция ориентации оси «Х». Несколько раз за перелет осуществляется подзарядка АБ ДМ от ПМ.

На этапе перелета часть российской аппаратуры (научная аппаратура ПП и БЦВМ2) отключена, за исключением времени сеансов тестирования, которые проводятся в начале, середине и конце этапа перелета. В сеансах тестирования российской части аппаратуры ДМ производится проверка комплектности и работоспособности аппаратуры в различных режимах функционирования.

Длительность этапа перелета составляет около 8 месяцев, в течение которых оптимальным образом проводятся траекторные измерения (*Бажинов И.К., Почукаев В.Н.*, 1976). Перелет завершается разделением ДМ и ПМ. Перед разделением ПМ и ДМ составной КА переориентируется в положение, соответствующее условиям входа ДМ в атмосферу Марса (скорость входа V_e =5786 м/с; угол входа θ_e =-11,48°), и разгоняет скорость закрутки до 15 град/с. Разделение ПМ и ДМ производится в момент времени, заложенный на борт в заключительных сеансах связи.

Непосредственно перед разделением производится переход питания ДМ на собственную АБ. Расстояние ДМ до Марса на этот момент времени составляет около 10 тыс. км, что не позволяет обеспечить передачу информации об отделении на Землю через орбитальный КА ТGO. Поэтому прорабатывается вопрос о продолжении передачи ТМИ от ПМ на Землю в «Х»-диапазоне после разделения до входа в атмосферу.

3. Функционирование ДМ на этапе посадки на поверхность Марса

С целью экономии энергоресурса АБ ДМ, предварительный прогрев тормозного двигателя (ТД) производится в течение 1 часа перед разделением ПМ и ДМ.

Непосредственно перед разделением ПМ и ДМ силовые связи ПМ и ДМ обесточиваются по командам БЦВМ1.

Принимается, что на этапе посадки энергопотребление марсохода и СОТР отсутствует. Система электроснабжения (СЭС) ДМ осуществляет питание БС ДМ от АБ.

Управление спуском-посадкой осуществляется БЦВМ1. Для реализации мягкой посадки ДМ реализует специальную циклограмму работы двухкаскадного парашюта и двигателя мягкой посадки (*Авдуевский В.С., Успенский Г.Р.*, 1989). БЦВМ2 функционирует, автономно взаимодействуя с метеокомплексом из состава комплекса научной аппаратуры (КНА) по отдельной шине МКО.

Этап спуска-посадки поддерживается передачей ТМИ наивысшего приоритета на орбитальный аппарат ТGO, работающий в той же полосе частот (Космическая техника, 1964). В качестве дополнительного средства получения информации о разделении рассматривается прием УКВ-сигнала от ДМ наземным радиотелескопом (средства уточняются в процессе проектирования). Измерительная информация о процессе спуска-посадки от бесплатформенного инерциального измерительного блока (БИБ), радара, навигационной задачи (GNC) фиксируется в памяти БЦВМ1 и по началу зоны видимости передается на TGO и далее транслируется на Землю. Для передачи информации используются две малонаправленные УКВ-антенны. Первая, размещенная в заднем кожухе, работает до момента сброса кожуха, вторая – от этого момента и далее на спуске и на повер-хности Марса.

На этапе посадки из состава КНА ДМ функционирует только аппаратура «Метеокомплекса».

4. Функционирование ПП на поверхности Марса

Примерно через 10 мин после срабатывания датчиков касания и осаждения пыли запускается циклограмма раскрытия трапов и СБ. Информация БИБ опрашивается БЦВМ1 и передается на Землю для определения ориентации ПП относительно горизонта (дополнительно может быть использован БИБ ровера). По окончании сеанса связи производится отключение БИБ. В дальнейшем его включение не предусматривается.

БЦВМ1 продолжает управление БС ДМ, включая систему съезда марсохода. БЦВМ2 осуществляет управление КНА по шине МКО-3 (MIL-1553b) и путем выдачи релейных команд ведет диагностику КНА.

Орбита ТСО в настоящее время не определена. По предварительным данным, орбита круговая, высота орбиты около 400 км, зона видимости ПП составляет 10–15 мин. После посадки накопленная информация фазы спуска и посадки будет повторно воспроизведена с квитированием полученной информации от орбитального аппарата. Принимается, что посадка ПП производится в полдень по марсианскому времени, для обеспечения условий заряда АБ перед началом ночи. Очередная зона видимости ТGO возможна через ~12 часов (Основы теории полета ..., 1972), т.е. ночью, и поэтому не может использоваться для проведения сеанса связи. Таким образом, следующий сеанс связи с TGO состоится через сутки после посадки. При благоприятном стечении условий пролета TGO возможны две зоны видимости TGO (меньшей длительности) на соседних витках.

На время марсианской ночи аппаратура ПП переводится в режим минимального потребления. Приемопередающее устройство (ППУ) УКВ- диапазона отключается на время ночи и включается по ее окончании в дежурном режиме, позволяющем по получении сигнала от ТGO перейти в сеансный режим и обеспечить прием/ передачу информации.

После съезда марсохода функции управляющей машины передаются от БЦВМ1 к БЦВМ2. БЦВМ1 продолжает работу в качестве репитера, обеспечивая по шине МКО выход БЦВМ2 на БУ, БАППТ, ППУ, а также сохраняет возможность выдачи прямых команд на смену полукомплектов БЦВМ2, БУ ДМ и БАППТ. БЦВМ1 обеспечивает трансляцию в БЦВМ2 командно-программной информации (КПИ), переданной через орбитальный аппарат и обратно ТМИ, включая ТМИ КНА.

Прорабатывается возможность функционирования ПП на поверхности Марса в течение двух земных лет со следующей программой:

1. В течение марсианского дня (~12.3 ч) с соблюдением суточного энергобаланса:

- проведение сеансов научных исследований с записью

научной информации согласованного состава КНА;

- сеансы связи с воспроизведением информации КНА и вводом КПИ с орбитального КА;
- нахождение в дежурном режиме с восполнением заряда АБ.

2. В течение марсианской ночи (~12.3 ч) КА находится в режиме выживания с обеспечением теплового режима.

Оперативное планирование работы БС ПП и КНА проводится на сутки (*Кравец В.Г., Любинский В.Е.*, 1983). Программа работы КНА определяется с учетом квоты потребления и баланса информативности записи с возможной информативностью в сеансе ВП.

- Программа работы КНА включает в себя:
- постоянную работу отдельных приборов;
- сеансы связи для воспроизведения научной информации и ввода КПИ для работы приборов;
- возможную квотируемую работу на заходе/восходе Солнца по программе «Терминатор».

5. Функциональная схема АМС

Функциональная схема АМС «ЭкзоМарс-2018» представлена на рисунке 1. Она отражает достигнутые договоренности по разделению задач между европейской и российской сторонами, в частности:

 необходимость использования в ДМ задела проекта «ЭкзоМарс-2016» в части значительного объема аппаратуры: БЦВМ1, БИБ, радар, ППУ. Так как указанная аппаратура сделана по стандартам ЕКА, не предусматривающим защиту сети от короткого замыкания (КЗ) в этих приборах, необходимо предусмотреть дополнительные средства такой защиты.

- управление аппаратурой составного КА обеспечивается аппаратурой производства ЕКА и России, функционально объединенной в единый бортовой комплекс управления;
- включение части аппаратуры ДМ производится в ходе предстартовых операций на Земле;
- запитка СЭС ДМ осуществляется от системы электроснабжения ПМ стабилизированным напряжением;
- запитка аппаратуры ровера от СЭС ДМ производится во время тестовых включений на перелете и на отдельных участках работы до съезда ровера;
- подключение БЦВМ2 к БЦВМ1 осуществляется по отдельной шине MIL-1553;
- подключение комплекса научной аппаратуры к БЦВМ2 производится по отдельной шине МКО.

Управление КА строится на сочетании автономного функционирования КА по заложенным алгоритмам и командно-программного управления в сеансах связи с Землей.

Для управления ПМ и ДМ на всех этапах полета и на поверхности Марса вплоть до съезда марсохода используется одна бортовая машина – БЦВМ1 (ЕКА), решающая следующие основные задачи:

- управление движением КА на этапе перелета и посадки на поверхность Марса;
- управление бортовыми системами КА;
- непосредственное взаимодействие с приемо-передающими устройствами: «Х»-диапазона на этапе перелета, УКВ-диапазона на этапе входа в атмосферу Марса, спуска-посадки и при работе на поверхности Марса;
- сбор и хранение информации, собираемой с аппаратуры производства ЕКА и располагаемой в ПМ и ДМ.



рисунок 1. Функциональная схема АМС

ОРГАНИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ АВТОМАТИЧЕСКОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ «ЭКЗОМАРС-2018»

- БЦВМ1 осуществляет опрос ТМ-параметров функционирования БС ДМ и управление БС ДМ по шине МКО-1 (MIL-1553b) и путем выдачи релейных команд. БЦВМ2 (РОС), КНА на перелете отключены.

СЭС ПМ осуществляет питание БС ДМ путем выдачи питания на входные шины СЭС ДМ напряжением +31,5 В. АБ ДМ на перелете находится в режиме хранения. Построение единой системы электропитания должно периодически обеспечивать (один раз в два месяца) под управлением БЦВМ1 подзарядку АБ ДМ и текущий контроль СЭС ДМ. Непосредственно перед разделением производится переход питания ДМ на собственную АБ.

6. Организация работы наземного сегмента

Наземный сегмент космического комплекса «ЭкзоМарс-2018» включает европейскую и российскую части и предназначен для наземного обеспечения проекта: управления составными частями комплекса, планирования и реализации научной программы и технологических операций, обработки, систематизации и распространения информации.

В российской части наземный сегмент разделяется на наземный комплекс управления (НКУ-ЭМ) и наземный научный комплекс (ННК-ЭМ).

Данные комплексы, как и их зарубежные аналоги, имеют ряд совместно используемых составных частей.

- Наземный сегмент программы состоит из следующих основных элементов:
- центр управления программой (ЦУП) Mission Operations Centre (MOC) на базе имеющегося European Space Operations Centre (ESOC);
- центр координации и планирования проекта (ЦКП) -Relay Coordination Office (ERCO) на базе средств ESOC:
- сеть наземных станций (HC) Ground Stations Network, которая в свою очередь, состоит из двух региональных сегментов (SLE-сегментов): европейских средств, сформированных на базе имеющейся сети European Space Tracking Network (ESTRACK), и российских станций из состава НКУ-ЭМ (Russian SLE Segment, SLE-R);
- система связи наземного сегмента, в состав которой входят европейская система связи и российская объединенная система связи (ССПД) российской части НКУ-ЭМ и ННК-ЭМ;
- центр управления орбитальным модулем TGO NASA (функционально);
- центр управления марсоходом (ЦУМ) ROCC;
- центр управления посадочной платформой (ЦУ ПП) с функциями сектора Главного конструктора (СГК) на базе сектора ДКА ЦУП НПО им. С.А. Лавочкина -Lander Operations Centre (LOC);
- баллистический центр (в обеспечение работ ЦУ ПП) на базе ИПМ РАН;
- распределенный наземный научный комплекс, состоящий из европейской части (НЦ – SOC на базе ESAC и ряд групп по бортовому научному оборудованию) и российской части (ННК-ЭМ на базе ИКИ РАН).

Схема деления российской части НКУ-ЭМ представ-



рисунок 2. Проект схемы деления российской части НКУ-ЭМ

лена на рисунке 2.

В течение периода времени от выведения КА на орбиту перелета к Марсу до съезда марсохода с посадочной платформы управление КА обеспечивает ЦУП КА «Экзомарс-2016», ЕКА с использованием европейской сети наземных станций управления, а также с привлечением российской наземной станции. Сеансы связи с КА проводятся ежедневно, длительность около 4 часов.

В составе КА на всех этапах функционирования работает российская служебная бортовая аппаратура, управление которой осуществляется также средствами ЦУП KA.

Для поддержки управления российской частью КА задействуется сектор главного конструктора (СГК «ЭкзоМарс-2018 – СГК ЭМ) НПО им. С.А. Лавочкина, также обеспечивающий взаимодействие с российским БЦ и российским ННК.

На начальном участке полета, в середине перелета и перед разделением ПМ и ДМ проводятся серии сеансов тестирования аппаратуры ДМ.

СГК ЭМ участвует в планировании тестовых сеансов, готовит командно-программную информацию для тестовых сеансов, анализирует телеметрическую информацию, поступающую из ЦУП КА в квазиреальном времени, ведет авторское сопровождение функционирования российской части КА, участвует в парировании нештатных ситуаций.

Взаимодействие СГК ЭМ с ЦУП КА на этапе планирования работы производится с участием центра координации и планирования проекта (ERCO), обеспечивающего прием, обработку и взаимоувязку заявок, поступающих от ЦУП КА, СГК ЭМ, ЦУП марсохода. ERCO формирует и согласовывает долгосрочные и оперативные планы работы с КА.

В соответствии с текущим планом работ СГК ЭМ формирует массивы командно-программной информации для тестирования российских БС и передает их в ЦУП КА. ЦУП КА обеспечивает составление единого сеанса связи с КА, реализовывает программы сеансов, ведет анализ функционирования бортовых систем.

Функционирование наземного комплекса управления КА «ЭкзоМарс-2018» на этапе перелета представлено на рисунке 3.

Этап схода марсохода завершает монопольную работу ЦУП по управлению составными частями КА. Управление посадочной платформой далее осуществляет ЦУ ПП. Управление ПП производится с использованием в качестве ретранслятора орбитального аппарата TGO. Для работы с TGO продолжают использоваться станции



рисунок 3. Функционирование наземного комплекса управления КА «ЭкзоМарс-2018» на этапе перелета

наземной сети ESTRACK. Российская наземная станция на данном этапе участвует в работе на регулярной основе.

ТGO должен обеспечить управление ПП и марсоходом в сеансах связи, ограниченных зоной видимости длительностью до 15 мин. После съезда марсоход и ПП находятся в одной зоне видимости ТGO. В течение суток возможно наличие от двух до пяти зон видимости. Принимается, что одна зона видимости будет отведена работе TGO с одним посадочным аппаратом: ПП или марсоходом. После окончания сеанса связи TGO с посадочным аппаратом, в ближайшей зоне видимости Земли полученная информация передается в ЦУП TGO. Далее информация по ПП передается в российский HKУ.

Так как непосредственно управление TGO обеспечивает ЦУП TGO, то ЦУ ПП взаимодействует с ним, передавая командно-программную и получая телеметрическую информацию.

Координация функционирования ЦУП ПП и ЦУП марсохода при планировании работ обеспечивается ЦКП ЕКА.

Оперативную поддержку управления БЦВМ1 обеспечивает ее разработчик, компания TAS-I.

В обеспечение функционирования комплекса научной аппаратуры ЦУ ПП взаимодействует с элементами распределенного ННК (через ЦУП).

Российский баллистический центр обеспечивает баллистико-навигационное сопровождение на всех этапах полета КА.

Схема функционирования наземного комплекса управления КА «ЭкзоМарс-2018» при управлении ПП аналогична показанной на рисунке 3, за исключением задействования через ЦКП дополнительных составных частей: ЦУП ТGO и стенда БЦВМ1 TAS-I. ЦУ ПП, как

и прежде, выполняет дополнительную функцию регионального SLE-контроллера (в терминах CCSDS 910) привлекаемых российских наземных станций.

Для реализации данной схемы ННК-ЭМ и НКУ-ЭМ совместно создают и используют систему связи и передачи данных, для которой отдельно отмечаются аспекты:

- максимального использования технологического задела ОКР «Фобос-Грунт» в части SLE-совместимого взаимодействия ЦУП-Л и ESOC;
- мультисервисность: возможность использования телефонной, репортажной, циркулярной и видеосвязи в рамках единой технологии;
- локальная достаточность: отдельно решается задача комплексного сопряжения российских средств и резервированного соединения с потребителем услуг SLE-сегмента (в данном случае – ЦУП в ESOC).

список литературы

Авдуевский В.С., Успенский Г.Р. Космическая индустрия. 2-е изд-е. М.: Машиностроение, 1989.

Бажинов И.К., Почукаев В.Н. Оптимальное планирование навигационных измерений в космическом полете. М.: Машиностроение, 1976. 288 с.

Кравец В.Г., Любинский В.Е. Основы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1983. 224 с.

Космическая техника / Под ред. Г. Сейферта. М.: Наука, 1964.

Основы теории полета и проектирование космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972.

Статья поступила в редакцию 19.03.2014 г.

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС» НА ЭТАПЕ ЕГО СПУСКА И ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА

В.Н. Лихачев, кандидат технических наук^{*}, fed_vp@lasace.ru; **V.N. Likhachev**^{**} **В.П. Федотов*,** fed_vp@lasace.ru; **V.P. Fedotov****

Рассматривается совместный проект

Европейского и Российского космических агентств для космического аппарата, совершающего мягкую посадку на поверхность Марса. Представлена последовательность операций системы управления по подготовке к этапу заключительного торможения, и предложены алгоритмы управления ориентацией, высотой, скоростью и тягой тормозного двигателя посадочного модуля.

Ключевые слова:

мягкая посадка; навигация; тормозной двигатель; алгоритмы управления; параметры движения.

введение

Задачам управления движением и функционированиемкосмических аппаратов (КА), совершающих мягкую посадку на поверхность небесных тел, посвящено уже достаточно большое количество публикаций (Багров А.Ф. и др., 2012; Буслаев С.П., 2013; Жуков Б.И. и др., 2012; Ефанов В.В. и др., 2012; Полищук Г.М. и др., 2009; Polishcuk G.M. et al., 2011). В данной работе рассматривается управление движением при выполнении мягкой посадки на поверхность Марса. Система управления движением десантного модуля (ДМ) разрабатывается с европейской стороны – специалистами Thales Alenia Space-Internal (TAS-I) при участии российских специалистов от НПО им. С.А. Лавочкина в части разработки алгоритмов управления заключительным торможением и поставкой блоков электропитания и электроавтоматики управления двигательной установкой.

Система управления движением ДМ начинает свою работу ещё до его отделения от перелетного модуля. В качестве измерительных средств для определения ориентации в системе управления используются два бесплатформенных инерциальных блока (IMU), каждый из них содержит три гироскопа и три акселерометра, оси чувствительности которых взаимно перпендикулярны. К моменту отделения от перелетного модуля система управления завершает калибровку этих измерительных средств, получает прогнозируемый Центром управления вектор состояния для момента входа в атмосферу и приступает к счислению ориентации связанных осей ДМ относительно инерци-

CONTROL OF «EXOMARS» SC LANDING MODULE MOTION DURING ITS DESCENT AND LANDING ON MARS SURFACE

The joint project between European Space Agency and Russian Space Agency for the spacecraft to perform soft landing on Mars surface is considered. Control system operations sequence of terminal braking phase preparation is presented and control algorithms of Landing Module braking engine attitude, altitude, velocity and thrust are proposed.

Key words: soft landing; navigation; braking engine; control algorithms;

альной системы координат, связанной с расчетной точкой входа в атмосферу. Точность счисления ориентации достаточно высока, и к моменту включения двигателя торможения погрешность знания направления гравитационного ускорения не превышает 0.8° .

Точность счисления высоты полета и вектора скорости движения десантного модуля не позволяет совершить мягкую посадку, поэтому после отделения аэродинамического экрана система управления включает доплеровский альтиметр (Radar), который способен выдавать информацию о дальности до поверхности и составляющих скорости перемещения КА на направления четырех лучей его антенной системы. Точность измерения высоты составляет 0,5% (1о) при систематической составляющей порядка 0,5 м; соответственно точность измерения скорости по каждому лучу антенной системы – порядка 0,5% (10) при шумовой составляющей 0,2 м/с. Эта точность позволяет выполнить заданные требования по скорости и ориентации в момент контакта посадочного модуля (ПсМ) с поверхностью.

Исполнение команд от системы управления осуществляют блоки электроавтоматики, разрабатываемые российской стороной.

1. Операции по подготовке к заключительному торможению

После отделения от перелетного модуля ДМ в течение 30 минут находится в режиме пассивной

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

^{*} ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

стабилизации вращением вокруг продольной оси с угловой скоростью 16,25±1,5 °/с. Момент входа ДМ в атмосферу определяется системой управления по превышению расчетного уровня перегрузки, измеряемого IMU. Спуск и торможение в атмосфере осуществляются по баллистической траектории за счет сопротивления движению набегающего потока. При этом за счет аэродинамического экрана обеспечивается собственная устойчивость ориентации продольной оси ДМ относительно набегающего потока, а ввиду отсутствия собственного демпфирования потоком может сохраняться вращение вокруг продольной оси с указанной выше угловой скоростью. После прохождения пика перегрузки и тепловых потоков система управления с использованием информации акселерометрических каналов измерений IMU выдает команду на ввод первого, а затем и второго каскада парашютной системы. Благодаря парашютной системе за время 60-100 с скорость движения ДМ снижается до 30-50 м/с. При этом, в процессе ввода и снижения на парашюте, обеспечивается устойчивость ориентации продольной оси ДМ относительно набегающего потока, но движение ДМ характеризуется весьма значительными амплитудами колебаний по углам и угловым скоростям. К моменту отделения защитного кожуха (ЗК) с закрепленной на нем парашютной системой (ПС) амплитуда колебаний по углу атаки и скольжения может составлять 15°, а по угловой скорости этих колебаний – до 7 °/с. За счет скручивания подвеса ДМ к парашюту может сохраняться скорость вращения ДМ вокруг его продольной оси.

С момента отделения от перелетного модуля и на последующих участках спуска и торможения система управления производит непрерывное счисление ориентации связанных осей ДМ в системе координат, связанной с центром Марса и расчетной точкой входа ДМ в атмосферу Марса. А с момента входа в атмосферу бортовая вычислительная машина по информации углоизмерительных и акселерометрических каналов IMU производит счисление координат и скорости движения ДМ относительно Марса, начальные значения которых были переданы с Земли для номинальной расчетной точки входа в атмосферу. Так что к моменту ввода в действие доплеровского альтиметра в системе управления с определенной точностью известны ориентация и параметры движения ДМ относительно Марса.

Для снижения массы ДМ при работе второго каскада парашютной системы и обеспечения последующей работоспособности доплеровского альтиметра через 5 с после ввода второго каскада выдается команда на отделение аэродинамического экрана. С этого момента система управления начинает подготовку тормозного двигателя к работе, в том числе его десятисекундный огневой прогрев. Длительность этих операций составляет 13 с. Но уже через 10 с после отделения аэродинамического экрана система управления выдает команду на включение доплеровского альтиметра. За это время аэродинамический экран удаляется от ДМ на достаточное расстояние, не создающее помех работе альтиметра. Если к этому моменту соблюдаются условия радиолокационного контакта с поверхностью, то через 2–3 с после включения альтиметр способен выдавать информацию о дальности и составляющих скорости движения ДМ относительно поверхности Марса. Диапазон высот, в котором можно ожидать поступления этой информации, от 3000 до 6500 м.

Для облегчения условий работы альтиметра система управления через 5 с после отделения аэродинамического экрана (АЭ) приступает к демпфированию угловой скорости вращения ДМ вокруг продольной оси. К моменту включения альтиметра угловая скорость вращения не превысит 1 °/с. Поперечные колебания продольной оси могут привести к задержке радиолокационного контакта альтиметра с поверхностью, так что момент поступления информации о высоте и составляющих скорости перемещения относительно поверхности может отстоять от момента выдачи команды на отделение АЭ на 12-22 с. С этого момента система управления формирует посадочную систему координат (ПСК). Первая ось этой системы координат совпадает с направлением от центра планеты (противоположно вектору гравитационного ускорения). Вторая ось расположена в плоскости, содержащей направление гравитационного ускорения и измеренный вектор скорости V на этот момент. Третья ось дополняет систему координат до правой.

С момента получения достоверной информации от альтиметра система управления переходит к счислению параметров движения инерциальными средствами в сформированной посадочной системе координат, тем самым, сохраняя знание текущих значений высоты и скорости перемещения ДМ относительно поверхности, несмотря на возможность кратковременного прекращения радиолокационного контакта альтиметра с поверхностью из-за угловых колебаний. Получив от альтиметра информацию о высоте и скорости ДМ, система управления приступает к прогнозу момента отделения посадочного модуля от защитного кожуха с парашютной системой. Прогноз учитывает:

- участок по уклонению ПсМ от парашюта на дистанцию, исключающую его контакт с защитным кожухом в процессе дальнейшего снижения и накрытия ПсМ куполом парашюта после посадки;
- участок интенсивного торможения тормозным двигателем;
- участок спуска ПсМ с постоянной скоростью непосредственно перед посадкой.

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС» НА ЭТАПЕ ЕГО СПУСКА И ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА

2. Управление движением на заключительном участке торможения

Собственно управляемое движение посадочного модуля осуществляется только после отделения парашютной системы. Управление торможением пля выполнения мягкой посалкой ПсМ на поверхность Марса имеет много общего с управлением торможением на этапе прецизионного торможения для выполнения мягкой посадки на поверхность Луны (*Лихачев В.Н. и др.*, 2012; 2013). В качестве средства управления используются четырехкамерный тормозной двигатель и двигатели ориентации. Тяга тормозного двигателя с использованием привола регулятора тяги может изменяться от 1962 до 13734 Н (200–1400 кГ). Рабочий диапазон углов поворота регулятора тяги ±125°. Настроечная точка соответствует углу поворота минус 50° при тяге 4905±210 Н (500±22,5 кГ). Внутри рабочего диапазона обеспечивается линейное изменение тяги двигателя от минимального до максимального значений в функции угла поворота привода с 10% допуском от величины номинального градиента.

Для управления угловым движением в канале крена, в том числе и для демпфирования угловой скорости вращения до отделения защитного кожуха с ПС, используются двигатели стабилизации – двигатели малой тяги (ДМТ). Для управления угловым движением посадочного модуля в каналах тангажа и рыскания с использованием двух приводов система управления может регулировать разность тяг диаметрально противоположных камер тормозного двигателя в пределах 20% от их средней тяги, определяемой углом поворота привода регулятора тяги тормозного двигателя. Если в какие-то моменты времени управляющего момента от разности камер окажется недостаточно, то к управлению в каналах тангажа и рыскания могут быть подключены двигатели стабилизации ДМТ.

Участок выполнения маневра увода начинается с момента отделения защитного кожуха с закрепленной на нем парашютной системой. Для диапазона вертикальной скорости 30–50 м/с высота полета в момент отделения составляет от 600 до 1000 м соответственно. Через 1 с после команды на отделение защитного кожуха выдается команда на включение тормозного двигателя и управление угловым движением с использованием ДМТ, а еще через 0,5 с – разрешение управления приводом регулирования общей тяги двигателя и приводами управления разностью тяг его камер.

С учетом профиля ветра у поверхности горизонтальная скорость перемещения ПсМ относительно поверхности в момент отделения ЗК с ПС может достигать 30 м/с. Маневр необходим для того, чтобы после падения защитного кожуха купол парашютной системы не накрыл выполнивший мягкую посадку ПсМ. Опасность накрытия куполом максимальна при малых значениях горизонтальной скорости. В связи с этим система управления формирует управление для создания горизонтальной скорости, гарантирующей увод ПсМ на заданную дистанцию от места отделения ЗК с ПС. Направление этой скорости противоположно горизонтальной скорости, зафиксированной на момент отделения ЗК с ПС. Маневр увода выполняется в том случае, когда горизонтальная скорость ПсМ в момент отделения не превышает 5 м/с. Для увода на расстояние более 50 м (длина строп ПС) достаточно изменить горизонтальную скорость на 10 м/с.

Для сохранения радиолокационного контакта доплеровского альтиметра с поверхностью требуется, чтобы угол отклонения продольной оси ДМ от вертикали не превышал 20-25°. Поэтому для повышения быстродействия контура управления процесс изменения угла ориентации продольной оси ПсМ имеет участки с предельным углом ориентации и участки с максимально допустимой угловой скоростью. При этом предполагалось, что первые 12 с тормозной двигатель стабилизирует вертикальную скорость спуска на уровне её значения в момент отделения ЗК с ПС, в среднем развивая тягу, уравновешивающую «марсианский» вес ПсМ, а на последующем участке интенсивного торможения - тягу, создающую ускорение, избыточное над гравитационным порядка 5 м/с². При такой схеме увода при малых значениях горизонтальной скорости дистанция удаления ПсМ от точки отделения ЗК с ПС составляет порядка 100 м.

Если горизонтальная скорость в момент отделения ЗК превышает 5 м/с, то маневр увода не выполняется, так как ЗК с ПС самостоятельно удалятся от возможного места посадки ПсМ на достаточное расстояние. В этом случае система управления, стабилизируя вертикальную скорость в течение ранее указанного времени, снижает горизонтальную скорость так, что к моменту перехода на интенсивное торможение горизонтальная скорость не превышает 15 м/с.

После набора заданной горизонтальной скорости система управления при определенных соотношениях между высотой и вертикальной скоростью переводит тормозной двигатель в режим интенсивного торможения. Дальнейшее управление снижением ПсМ осуществляется путем регулирования тяги двигателя торможения по разности измеренного и программного значения вертикальной скорости, а гашение горизонтальной скорости – путем отклонения оси ПсМ от оцененного навигационной подсистемой направления гравитационной вертикали. В качестве программного значения скорости принята зависимость вертикальной скорости от высоты для торможения с постоянным уровнем избыточного ускорения порядка 5 м/с².

При достижении вертикальной скорости 6–7 м/с система управления снижает интенсивность

торможения и в течение 2–3 с, сводя тягу тормозного двигателя до уровня «марсианского» веса, доводя вертикальную скорость спуска до 1–1,5 м/с, углы отклонения продольной оси от вертикали и горизонтальную скорость до значений, близких к ошибкам измерительных средств. На высоте менее 10 м система управления прекращает использование информации от доплеровского альтиметра, и завершающий этап спуска выполняется только на основе информации инерциальных средств измерения параметров движения.

Выключение тормозного двигателя выполняется по сигналу касания с поверхностью от любого из датчиков, установленных на каждой опоре. К моменту контакта посадочных опор с поверхностью вертикальная скорость ПсМ не превысит 1,8–2 м/с, а горизонтальная составляющая – 1 м/с. При нулевом значении горизонтальной скорости после отделения ЗК алгоритм управления позволяет обеспечить увод ПсМ от точки разделения с ЗК на расстояние не менее 50–70 м.

3. Алгоритмы управления при работе тормозного двигателя

Таким образом, система управления, используя углоизмерительные и акселерометрические каналы IMU, информацию доплеровского альтиметра и информацию навигационной подсистемы, должна обеспечить:

- своевременное формирование и выдачу необходимых команд управления пиротехникой и электроавтоматикой ДМ;
- выдачу команд управления пневмосистемой двигательной установки;
- выдачу команд на включение/выключение импульсных двигателей стабилизации;
- выдачу цифровых команд в электроавтоматику ДМ для управления приводом управления тягой и приводами управления разностью тяг камер тормозного двигателя.

На заключительном этапе торможения блок управления электроавтоматикой должен обеспечить также:

- прием и обработку информации от датчиков касания поверхности;
- выдачу команды на выключение двигательной установки.

Для решения этих задач навигационная подсистема системы управления движением обрабатывает информацию измерительных средств и формирует следующие навигационные параметры:

 ориентацию связанных осей ДМ относительно посадочной системы координат в виде углов υ, ψ, γ, матрицы или кватерниона ориентации;

- высоту ДМ над поверхностью – ĥ;

- вертикальную скорость ДМ относительно поверхности (проекция скорости движения на направление гравитационного ускорения) – V;
- горизонтальную скорость ДМ относительно

поверхности (проекции скорости движения на поперечные оси посадочной системы координат) – V₂₂ и V₂₂.

 V_{ny} и V_{nz} . С момента выдачи команды на отделение ЗК и ПС формируется программное значение вертикальной скорости снижения V_{gs} , равное вертикальной скорости ДМ в момент отделения V_{sep} ; определяется отклонение вертикальной скорости V_r от программного значения $dV_r = V_{gs} + V_r$; рассчитывается значение требуемого угла поворота регулятора тяги ТД

 $\delta_{p} = \delta_{0} - K_{vr} dV_{r} + K_{fv} \int dV_{r} dt$

где δ_{o} – расчетная компенсационная подправка, равная углу поворота регулятора тяги для номинальной дроссельной характеристики тормозного двигателя, при котором тяга равна произведению массы ДМ на программное результирующее ускорение торможения;

K_{jv}∫dV_rdt – подправка, в установившемся режиме компенсирующая отклонение дроссельной характеристики от номинальной зависимости;

К_{уг}, К_{буг} – настройки алгоритма.

Программное значение вертикальной скорости спуска после завершения маневра уклонения определяется в функции измеренного значения высоты. Для управления горизонтальной скоростью:

- формируется программное значение углов ориентации $(\upsilon\psi)_{\rm pr}$

 $(\upsilon \psi)_{pr} = \pm dV_{nyz}^{r^{*}} k_{vyz} < 20^{\circ}; dV_{nyz} = V_{nyz} - V_{nyz_{pr}},$

где V_{пуд рг}=V* – при проведении маневра увода;

V_{пуz_pr}=0 – после завершения маневра или при его отсутствии;

- определяются отклонения углов ориентации от программных значений
- $\Delta(\upsilon\psi\gamma) = (\upsilon\psi\gamma) (\upsilon\psi\gamma)_{pr}$;
- формируется сигнал управления на приводы регулирования тяги камер

 $\delta_{ki} = \pm [k_{\upsilon\psi} [\Delta(\upsilon\psi) + T_{\upsilon\psi} \omega_{vz}] + K_{f\upsilon\psi} \Delta(\upsilon\psi) dt,$

где $K_{\int \upsilon \psi} \Delta(\upsilon \psi) dt$ – подправка, в установившемся режиме пропорциональная внешнему возмущающему моменту;

k₁₁₁₀, Т₁₁₁₀, К_{бию} – настройки алгоритма;

- формируется сигнал управления в канале крена $\sigma_y = \Delta_y + k_{\omega} \omega_y$.

Прогноз момента отделения ЗК с ПС заключается в определении момента равенства высоты полета её программному значению, зависящему от вертикальной скорости спуска. Эта зависимость оценивается на земле и включается в программное обеспечение бортовой вычислительной машины системы управления.

На интервале от завершения прогрева тормозного двигателя до момента отделения ЗК с ПС производится переход привода регулятора тяги тормозного двигателя в положение, соответствующее регули-

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС» НА ЭТАПЕ ЕГО СПУСКА И ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА

ровочной точке тормозного двигателя.

На интервале выполнения маневра увода алгоритм управления формирует программные значения параметров движения в виде

$$\begin{split} &V_{gs} = V_{r-sep}; \ \delta_o = \delta(P = m_{DM}g_M); \\ &\upsilon_{pr} = -k_{vny}(V_{ny} - V_{ny-pr}); \ \psi_{pr} = k_{vnz}(V_{nz} - V_{nz-pr}); \\ &|\upsilon_{pr}| < \phi_{max}; \ |\psi_{pr}| < \phi_{max}; \\ &d\upsilon_{pr}/dt < \omega_{max}; \ d\psi_{pr}/dt < \omega_{max}; \end{split}$$

на интервале интенсивного торможения – соответственно:

$$\begin{split} & \mathbf{V}_{gs} = \sqrt{[2(\mathbf{h} - \mathbf{h}_{k})\mathbf{W}_{pr}]}; \ \delta_{p} = \delta[\mathbf{P} = \mathbf{m}_{DM}(\mathbf{W}_{pr} + \mathbf{g}_{M})]; \\ & \mathbf{W}_{pr} = \mathbf{Const}; \ \mathbf{V}_{nypr} = \mathbf{V}_{nzpr} = \mathbf{0}. \end{split}$$

Переход от интенсивного торможения к участку с постоянной скоростью определяется моментом, программное значение вертикальной когла скорости интенсивного торможения снижается до уровня суммы программной скорости последующего участка плюс ожидаемое изменение скорости на интервале перевода привода регулятора тяги в положение, соответствующее уровню тяги равному «марсианскому» весу ПсМ. Все отклонения измеренной скорости спуска (рассчитанные навигационной подсистемой) от программного значения парируются изменением тяги тормозного двигателя. В качестве управляющего воздействия используется требуемое значение угла поворота регулятора тяги.

Наиболее напряженным по управлению тягой является участок интенсивного торможения. В процессе его выполнения контур управления испытывает влияние таких возмущающих факторов, как:

- допуск на максимальную тягу двигателя;
- отклонение массы ПсМ от номинального значения;
- запаздывание выхода двигателя торможения на режим требуемой тяги;
- ошибки измерительных средств по высоте и скорости;
- изменение высоты полета за счет изменения уклона поверхности.

Поэтому в качестве программного значения тяги принято значение, отличающееся в меньшую сторону от максимального:

- так, допуск на максимальную тягу составляет 5% 687 Н (70 кГ);
- отклонение массы ПсМ к моменту начала интенсивного торможения не превысит 10 кг, что эквивалентно изменению тяги порядка 98 Н (10 кГ);
- длительность перехода тяги от уровня «марсианского» веса до требуемого уровня интенсивного торможения составляет 1,2 с. Это в среднем на 6% снижает уровень тяги торможения, что составляет 737 Н (75 кГ);
- ошибки измерительных средств эквивалентны изменению уровня тяги от 2 до 4%, или на 290...490 Н (30...50 кГ);

- возможное изменение уклона поверхности на дистанции торможения порядка 10 м вызовет изменение уровня тяги на 4%, или на 390...490 H (40...50 кΓ).

Учитывая эти потери, за номинальное (программное) значение тяги торможения можно принять величину ниже максимальной тяги на 1120...2400 H (125...255 кГ). Так как все указанные выше возмущения являются случайными, то в качестве программной принято значение 11770 H (1200 кГ) как среднее между максимальной оценкой и вероятным отклонением.

При переходе от участка выполнения маневра увода к участку интенсивного торможения необходим быстрый перевод тяги от «марсианского» веса к тяге интенсивного торможения. Так как ожидаемый градиент изменения тяги в функции поворота регулятора тяги составляет порядка 5,88 Н/град (6 кГ/град), то привод регулятора тяги должен изменить свое положение на 140...150° при максимальной скорости вращения привода 125°/с. На перевод требуется время порядка ∆t₂=1,2...1,3 с. Для получения нулевого отклонения по скорости в момент достижения тяги интенсивного торможения команда на переход к интенсивному торможению выдается несколько ранее высоты, соответствующей достижению равенства программной и измеренной вертикальной скорости, а именно, в момент перехода должно выполняться неравенство

 $dV_r = V_{gs2} + V_r < 0.5W_{pr}\Delta t_2 = \Delta V_2,$

где $V_{gs2} = \sqrt{[2(h-h_k)W_{pr}]}$ есть программное значение вертикальной скорости спуска на участке интенсивного торможения.

Кроме того, для исключения возникновения значительного переходного процесса после выдачи команды на переход к интенсивному торможению (в связи с требуемым изменением тяги) в алгоритм управления введена компенсирующая составляющая, изменяющаяся по экспоненте

$$dV_r = V_{gs} + V_r - \Delta V_2 e^{-t/T_2}$$
,

где T₂=0,7...1,0 с.

Последующий участок спуска с постоянной скоростью служит для успокоения ПсМ, завершения всех переходных процессов по вертикальной и горизонтальной скорости и вертикализации продольной оси перед его контактом с поверхностью. Он связан с затратами характеристической скорости, которые пропорциональны высоте, оставшейся до контакта с поверхностью. Спуск может осуществляться в условиях отсутствия информации от альтиметра, так как он завершает свою работу на высоте порядка 10 м. Поэтому управление движением осуществляется по навигационным параметрам, счисляемым по информации IMU. Так как длительность этого участка не превышает 10 с, а значения параметров движения благодаря предыдущей информации альтиметра известны с высокой точностью, то сам



рисунок 1. Типовой график изменения тяги тормозного двигателя: H=900 м, V_r =-50 м/с, V_n =25 м/с, Tan=5°, W_{pr} =5 м/с²



рисунок 2. Фазовая траектория заключительного торможения: H=900 м, V_r =-50 м/с, V_n =25 м/с, Tan=5°, W_{pr} =5 м/с²



рисунок 3. Типовое изменение угла тангажа, вертикальной и горизонтальной скорости при выполнении маневра увода: H=900 м,V_r=-50 м/c, V_n=5 м/c, Tan=5°, W_{pr}=5 м/c²

спуск можно проводить с постоянной скоростью.

Однако начало спуска с этой скоростью сопряжено с переводом тяги двигателя от тяги интенсивного торможения к тяге, уравновешивающей «марсианский» вес ПсМ, на что потребуется время не менее $\Delta t_3 = 1, 3...1, 4$ с. Поэтому переход на участок спуска с постоянной скоростью производится в момент, когда $dV_r = V_{gs3} + V_r > 0, 5W_{pr} \Delta t_3 = = \Delta V_3$. Для исключения резкого перехода, провоцирующего возникновение переходных процессов, формируется плавный переход с использованием компенсационной составляющей, меняющейся по экспоненциальному закону от времени



рисунок 4. Типовое изменение угла тангажа, вертикальной и горизонтальной скорости без выполнения маневра увода: $H=900 \text{ M}, \text{V}_{r}=-50 \text{ M/c}, \text{V}_{n}=25 \text{ M/c}, \text{Tan}=5^{\circ}, \text{W}_{\text{pr}}=5 \text{ M/c}^{2}$



рисунок 5. Типовое изменение расстояния между посадочным модулем и отделившимся защитным кожухом с парашютной системой при выполнении маневра увода: $H=900 \text{ M}, \text{V}_{r}=-50 \text{ M/c}, \text{V}_{n}=5 \text{ M/c}^{2}$

таблица 1 – Оценка	расхода	топлива	на управляемое
торможение			

начальная масса ДМ, кг	1800			
скорость в момент отделения ЗК с ПС, м/с	30	40	50	
расход топлива ДМТ, кг	0,9	0,98	1,06	
расход топлива тормозного двигателя, кг	98,67	107,78	116,89	
суммарный расход, кг	99,57	108,76	117,95	
рабочий запас (+5%), кг	104,54	114,20	123,85	

таблица 2 – Оценка расхода топлива на управляемое торможение

начальная масса ДМ, кг	2000			
скорость в момент отделения ЗК с ПС, м/с	30	40	50	
расход топлива ДМТ, кг	1,00	1,11	1,21	
расход топлива тормозного двигателя, кг	110,55	121,64	132,73	
суммарный расход, кг	111,55	122,75	133,94	
рабочий запас (+5%), кг	117,13	128,88	140,63	

$V_{gs3} = V_k + \Delta V_3 e^{-t/T_3},$

где $T_3=0,8...1$ с, а величина ΔV_3 зависит от постоянной времени и желаемой величины конечной скорости V_k .

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС» НА ЭТАПЕ ЕГО СПУСКА И ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА

При использовании пропорционального алгоритма управления горизонтальной скоростью υ_{pr} =-k_{vny}(V_{ny}-V_{ny-pr}), ψ_{pr} =k_{vnz}(V_{nz}-V_{n-zpr}) для одновременного равенства нулю угла отклонения и горизонтальной скорости в момент начала снижения угла отклонения с 20° необходимо, чтобы υ_{max} =-k_{vny}V_{n2}. В этом случае коэффициент пропорциональности должен быть равен k_{vny}=k_{vnz}=3,2 град·с/м. При отклонении этих коэффициентов от указанного значения переходный процесс может стать либо апериодическим, либо колебательным.

4. Результаты моделирования и оценка затрат топлива

Типовые процессы управления заключительным торможением ПсМ после отделения парашютной системы по результатам математического моделирования представлены на рисунках 1–5.

По результатам предварительного моделирования процессов снижения с работающим тормозным двигателем можно утверждать, что приборный состав измерительных средств системы управления, разработанная циклограмма основных операций, характеристики предлагаемого двигателя мягкой посадки и алгоритмы управления снижением, горизонтальной скоростью полета и угловым движением позволяют выполнить контакт ПсМ с поверхностью Марса с требуемыми параметрами движения.

Расход топлива на выполнение управляемого торможения существенно зависит от массы модуля и вертикальной скорости ПсМ в момент отделения от защитного кожуха с закрепленной на нем парашютной системой. В настоящее время начальная масса ДМ рассматривается в диапазоне от 1800 до 2000 кг. Результаты расчетов расхода топлива представлены в таблицах 1, 2.

заключение

1. Показано, что используемый состав измерительных средств системы управления и предложенные средства торможения позволяют обеспечить управление процессом посадки на участки поверхности Марса, расположенные на 1–2 км ниже среднего радиуса его поверхности.

2. Отделение защитного кожуха с парашютом выполняется при достижении заданной высоты, зависящей от вертикальной скорости на момент отделения. Диапазон высоты от 600 м (для скорости 30 м/с) и до 1200 м (для скорости 50 м/с).

3. Управление при малых значениях горизонтальной скорости в момент отделения защитного кожуха от посадочного модуля позволяет выполнить маневр увода и обеспечить расстояние между их точками посадки не менее 50–70 м.

4. Четырехкамерный двигатель торможения с глубоким регулированием его тяги и регулирова-

нием разности тяг его камер совместно с двигателями малой тяги обеспечивают торможение и управление угловым движением посадочного модуля на всех этапах спуска после отделения защитного кожуха с парашютной системой.

5. Результаты моделирования подтверждают, что предложенные предварительные алгоритмы позволяют выполнить поставленные задачи управляемого спуска при работающем двигателе торможения.

6. Рабочий запас топлива на выполнение управляемого торможения зависит от массы ДМ и для начальной массы десантного модуля 1800 кг при скорости отделения ПС 45 м/с составляет 120 кг, а для массы 2000 кг и скорости 50 м/с – 140 кг.

список литературы

Багров А.Ф., Вятлев П.А., Сергеев Д.В., Сысоев В.К. Концепция обеспечения посадки лунных посадочных станций посредством светотеневого анализа видеоизображения подстилающей поверхности // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5 (16). С. 47-52.

Буслаев С.П. Разработка бортовой системы автономного технического зрения марсохода // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1 (17). С. 24-28.

Жуков Б.И., Зайко Ю.К., Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г. и др. Адаптивный терминальный алгоритм наведения для посадки на Луну // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 4 (15). С. 92-102.

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

Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П. Заключительные этапы торможения и методика расчета параметров управления движением КА, совершающего мягкую посадку на Луну // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1 (17). С. 3-10.

Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П. Этап основного торможения для выполнения мягкой посадки на поверхность Луны как один из видов коррекции траектории // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5 (16). С. 27-33.

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. 3-8.

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. T. 45, № 7. P. 593-597.

Статья поступила в редакцию 20.03.2014 г.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС»

В.С. Финченко, доктор технических наук*, finval@migmail.ru; **V.S. Finchenko**** **А.А. Иванков,** доктор технических наук^{*}, ival@laspace.ru; **А.А. Ivankov****

В статье представлены исходные данные для проведения расчетов аэротермодинамики десантного модуля проекта «ЭкзоМарс»; указаны используемые методы расчета; приведены результаты расчетов аэродинамических характеристик выбранной на этапе эскизного проектирования формы десантного модуля и конструкционных параметров теплозащитного покрытия десантного модуля. Также приводятся результаты испытаний разрушаемого материала теплозащитного покрытия и сравнение основных характеристик десантного модуля с аэродинамическим экраном в форме конуса и шарового сегмента.

Ключевые слова: десантный модуль; методы расчета; аэродинамические характеристики; тепловая защита; аэродинамический экран; задний кожух.

введение

В соответствии с Техническим заданием Федерального космического агентства Российской Федерации на опытно-конструкторскую работу «Создание космической системы для исследования Марса в совместном с Европейским космическим агентством (ЕКА) проекте «ЭкзоМарс» Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина является исполнителем работ по созданию десантного модуля ДМ-18 экспедиции «ЭкзоМарс» 2018 года.

ДМ-18 представляет собой выпуклое тело, внутри которого на российской посадочной платформе, несущей служебную и научную аппаратуру, размещается марсоход проекта ЕКА. ДМ-18 предназначен для доставки марсохода на поверхность Марса и для защиты содержащихся внутри модуля конструкций от тепловой и аэродинамической нагрузок во время спуска в атмосфере. Поэтому при создании ДМ-18 значительное внимание уделяется исследованию его аэротермодинамических параметров: аэродинамических характеристик, силовой и тепловой нагрузок и параметров его тепловой защиты. Для этого используются как теоретические, так и экспериментальные методы исследований. Теоретические методы более оперативны, менее затратны, играют решающую роль на тех участках траектории движения ДМ, где затруднительно или невозможно в рамках наземного эксперимента воспро-

THE PRELIMINARY RESULTS OF THE CALCULATION AND TEST INVESTIGATIONS OF THE MAIN AERO AND THERMODYNAMIC PARAMETERS «EXOMARS» DESCENT MODULE

С.И. Шматов, кандидат технических наук^{*}, sivash2005@yandex.ru; **S.I. Shmatov**^{**} A.C. Мордвинкин, acnupaнm*, an.se.m@mail.ru; A.S. Mordvinkin**

The article presents the initial data for «ExoMars» Descent Module aerothermodynamics calculations, used calculation methods are indicated, the results of aerodynamic characteristics calculations for the Descent Module shape and thermal protection structural parameters selected at the conceptual design phase are given. Also test results of the thermal protection destructible material and comparison of the basic characteristics of Descent Module with front shield in the form of a cone and a spherical segment are presented.

Key words: Descent Module; methods of calculation; aerodynamic properties; thermal protection system; front shield; back shell.

извести или смоделировать реальные условия обтекания ДМ газовым потоком. Экспериментальные методы, как правило, более дорогостоящи и продолжительны во времени. Экономические соображения диктуют необходимость переходить к более широкому использованию теоретических методов решения, оставляя экспериментальным методам валидацию выбранных в результате расчетов проектных параметров аэротермодинамики ДМ.

1. Основные исходные данные для расчетных исследований аэротермодинамики десантного модуля

При спуске десантного модуля в атмосфере Марса на него со стороны набегающего потока газа оказывается силовое и тепловое воздействия. Силовое воздействие обусловливает движение ДМ и механическую нагрузку на корпус аппарата, а тепловое – необходимость нанесения на его поверхность теплозащитного покрытия (ТЗП).

Основными исходными данными для расчетов аэротермодинамики ДМ при спуске в атмосфере Марса являются:

· форма, геометрические параметры и масса ДМ;

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

^{*} ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС»

- баллистические условия (скорость и угол) входа ДМ в атмосферу;
- состав атмосферы Марса и изменение ее термодинамических параметров по высоте;
- материал силовой конструкции ДМ и допустимые температуры ее нагрева;
- схема конструкции и материалы ТЗП поверхности ДМ;
- теплофизические и физические свойства материалов теплозащитного покрытия и силовой конструкции ДМ.

Для эффективного торможения в разреженной атмосфере Марса форма ДМ-18 выбирается со значительно затупленной лобовой поверхностью, выполненной в виде 140-градусного конуса с диаметром основания *D*. Альтернативой коническому аэродинамическому экрану (АЭ) может служить АЭ в форме шарового сегмента, имеющего радиус 1.5 *D*.

Донная область ДМ-18 образована задним кожухом (ЗК) конической формы. Сопоставление внешних обводов двух вариантов формы ДМ представлено на рисунке 1.



рисунок 1. Форма и основные геометрические размеры ДМ-18 с конической (слева) и сегментальной (справа) лобовой поверхностью

При проектировании ДМ-18 и его систем должно выполняться требование к массе ДМ, которая при массе марсохода, равной 350 кг, не должна превышать 2000 кг.

В соответствии с рассматриваемыми на этапе эскизного проекта исходными данными посадку десантного модуля ДМ-18 предполагается осуществить на одном из трех участков поверхности Марса: в районе посадки спускаемого аппарата Beagle-2 экспедиции «Марс-Экспресс» 2003 года, в районе Elysium Planitia и в районе Mawrth Vallis. Скорость входа на высоте $H_e=120$ км для первого района составляет $V_e=5791.9$ м/с, второго – 5786.3 м/с и третьего – 5816.9 м/с. Угол входа в атмосферу для всех трех районов посадки $\theta=-12^{\circ}\pm 0.21^{\circ}$.

Также рассматриваются три возможных для каждого из районов посадки распределения параметров атмосферы по высоте: COLD, DUST и WARM, вычисляемых с помощью программы EMCD v. 5.0 (European Mars Climate Database, version 5.0). На высоте H_e =120 км максимальные атмосферы имеют следующие давления p_{max} : DUST – $\approx 2 \cdot 10^{-3}$ Па, WARM – $\approx 8 \cdot 10^{-4}$ Па, COLD – $\approx 4 \cdot 10^{-4}$ Па. На высоте H=20 км атмосфера DUST имеет максимальное давление ≈ 300 Па, WARM – ≈ 105 Па, COLD – ≈ 100 Па.

Силовая конструкция (корпус) ДМ представляет собой панель, состоящую из алюминиевых сот, обшитых по обоим торцам пластинами из композитного материала. Допустимая температура нагрева корпуса 200°С.

Для ДМ выбирается схема пассивной тепловой защиты, показанная на рисунке 2. Такая конструкция ТЗП соответствует классической схеме, эффективность которой подтверждена успешным использованием на большом количестве отечественных космических аппаратов, осуществивших спуск в атмосферах Земли, Венеры и Марса (Алексашкин С.Н. и др., 2011; 2012; Polishchuk G.M. et al., 2011).



1 – слой термически разрушаемого материала ТЗП;

2 – теплоизоляционный слой сотовой конструкции;

3–5 – несущая конструкция ДМ;

3 и 5 – пластины из углепластика;

4 – алюминиевые соты.

рисунок 2. Схема конструкции силового корпуса и системы теплозащиты десантного модуля ДМ-18

Разрушаемый материал конструкции ТЗП ДМ-18 выбирается по результатам испытаний разных материалов-претендентов в индукционных плазмотронах. Критериями выбора являются их легковесность, достаточно высокая способность поглощать тепло при температуре их интенсивного разрушения при воздействии высокотемпературного и высокоскоростного газового потока, технологичность в использовании и экологическая безвредность.

Для расчетных исследований аэротермодинамики ДМ-18 из такого класса материалов в результате испытаний на установках, генерирующих высокоскоростные потоки плазмы, наиболее пригодным для ТЗП ДМ-18 оказался материал марки А, представляющий собой композицию на основе кремнийорганического каучука и полых стеклянных микросфер.

Кроме материала А, в качестве разрушаемого материала ТЗП, также испытывался материал марки В (полимерная композиция на основе силоксанового блоксополимерного каучука, наполненного стеклянными микросферами) и материал марки С (композиция на основе бутадиен-стирольного карбоксилатного каучука, наполненного стеклянными микросферами).

Теплофизические свойства этих материалов приводятся в ОСТ 92-1403-90. Температура интенсивной абляции всех трех материалов составляет 930...980 К.

2. Исследуемые параметры аэротермодинамики десантного модуля и используемые методы расчетных исследований

В результате расчетных исследований аэротермодинамики ДМ определяются аэродинамические характеристики (АДХ) – коэффициенты сил и моментов, действующих на ДМ, а также зависимости от текущего времени спуска *t* следующих основных параметров:

- траекторных параметров (высоты *H*, скорости *V* движения ДМ в атмосфере) и скоростного напора газового потока *рV*²/2;
- параметров торможения (давления *P*_o, температуры *T*_o и энтальпии *H*_o) газового потока;
- плотности суммарного теплового потока *q*=*q_k*+*q_n*, где *q_k* и *q_n* конвективная и радиационная составляющие теплового потока в выбранных для расчета точках поверхности ДМ;
- величины интегрального количества тепла Q, воспринимаемого единицей площади лобовой поверхности ДМ;
- уносимой толщины Δδ разрушаемого материала ТЗП
 в выбранных расчетных точках поверхности ДМ;
- динамики прогрева $T_i = f(t)$, где i номер расчетной точки в толщине конструкции ТЗП (обычно на границах слоев ТЗП) и конструкции корпуса ДМ.

Экспериментальные исследования аэротермодинамики ДМ-18 на следующих этапах проектирования будут направлены на определение эффективной энтальпии $H_{s\phi}$ разрушения материалов ТЗП, удельной скорости \dot{m} [кг/(с·м²)] уноса массы ТЗП, динамики нагрева $T_{\kappa}=f(t)$ ТЗП и корпуса ДМ в выбранных κ точках на поверхности ДМ и на валидацию теоретически определенного распределения плотности теплового потока на поверхности ДМ.

Расчет аэродинамических характеристик при движении ДМ в разреженных слоях атмосферы Марса и в сплошной среде с гиперзвуковыми скоростями в НПО им. С.А. Лавочкина проводится с помощью разработанного программного комплекса (ПК) AIRSOL (Шматов С.И., 2012), реализующего оперативный метод расчета (Финченко В.С. и др., 2011; Шматов С.И. и др., 2013), использующий математическую модель, основанную на гипотезе локального взаимодействия потока частиц с обтекаемой поверхностью.

В качестве основного метода расчета теплового воздействия на ДМ газового потока вдоль траектории спуска и определения параметров системы его тепловой защиты используется метод, основанный на математических моделях работ (*Борисов В.М. и др.*, 1992; 2004; *Голомазов М.М. и др.*, 2011), реализованный в ПК (Иванков А.А., 2012), применяемом в НПО им. С.А. Лавочкина при проектировании спускаемых в атмосферах планет аппаратов. Этот метод позволяет достаточно оперативно, в продолжение реального времени спуска ДМ в атмосфере, определять траекторные параметры, тепловую нагрузку, унос массы, прогрев ТЗП и нагрев силового корпуса аппарата. В настоящей статье полученные с помощью указанных ПК результаты сопоставляются с результатами точных численных методов расчетов, проведенных в ЦНИИмаш и ЦАГИ в рамках выполнения договорных отношений, а также с результатами численного расчета обтекания тел равновесным и неравновесным газами (Голомазов М.М., 2005; Голомазов М.М. и др., 2012).

В ЦНИИмаш расчет стационарного сверхзвукового обтекания ДМ-18 осуществлен методом установления с помощью численного интегрирования системы уравнений Эйлера. За основу принята модификация метода С.К. Годунова (Годунов С.К. и др., 1976), предложенная А.В. Родионовым (Родионов А.В., 1996). Для численного моделирования течения около ДМ-18 высокотемпературного неравновесно-диссоциирующего и частично ионизованного воздуха в ЦНИИмаш использован конечно-разностный метод решения уравнений Навье – Стокса.

Для расчёта лучистого теплообмена в ИК-диапазоне в ЦНИИмаш использована программа, которая по заданным параметрам газодинамического поля течения (температуре и концентрациям излучающих компонент) рассчитывает радиационный тепловой поток, падающий на поверхность ДМ. В этой программе используются таблицы с коэффициентами излучения и поглощения, рассчитанными на основе информации из базы спектроскопических данных HITRAN, для молекул СО и CO₂, которые являются основными источниками излучения ударного слоя в марсианской атмосфере.

В ЦАГИ для моделирования обтекания десантного модуля ДМ-18 сплошной средой использован вычислительный комплекс программ HSFlow. Метод моделирования обтекания с различными режимами течения (ламинарным и турбулентным), используемый в этом комплексе, основан на интегрировании осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса в осесимметричной постановке.

В организациях, проектирующих космическую технику, не обладающих сверхмощными вычислительными средствами и ограниченных сжатыми сроками выбораизбольшого числавариантов проектных решений, рекомендовано для расчета стационарного обтекания затупленного тела невязким сверхзвуковым потоком газа использовать модифицированный численный метод (Голомазов М.М., 2005). Отличительной особенностью этого метода является быстрая сходимость к решению, малый объем используемой оперативной и внешней памяти, что позволяет проводить серийные расчеты обтекания тел в широком диапазоне скоростей и углов атаки. В этом методе для описания течения в ударном слое используются уравнения Эйлера. В качестве численного метода решения выбран метод, являющийся развитием схемы II метода интегральных соотношений Дородницына – Белоцерковского (Белоцерковский О.М. и др., 1967) и метода прямых Г.Ф. Теленина (Теленин Г.Ф. и др., 1964) на трехмерные пространственные течения около тел сегментальной и затупленной конической формы с учетом равновесных химических реакций в ударном слое.

Аэродинамическими характеристикам, определяю-

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС»

щими траекторию, динамику и степень устойчивости движения ДМ-18 в атмосфере, является совокупность коэффициентов, которые в скоростной системе координат идентифицируются как коэффициент сопротивления С_{иа}, коэффициент подъемной силы С_{иа}, коэффициент момента относительно поперечной оси аппарата m_z и коэффициент демпфирующего момента

 $m_Z^{\omega_Z} = m_Z^{\alpha} + m_Z^{\overline{\omega}_Z}$. Безразмерные коэффициенты $C_{_{Xa}}$ и $C_{_{ya}}$ получают отнесением соответствующих аэродинамических сил к скоростному напору $q = \rho V_{\infty}^{2}/2$ и площади миделевого сечения $S=\pi D^2/4$, где ρ – плотность в набегающем газовом потоке; коэффициент m_{2} – отнесением размерного момента к скоростному напору q, площади S и характерному размеру D; коэффициент $m_z^{\omega_z}$ – отнесением размерного момента к q, S, D и отношению D/V_{m} .

Аэродинамические характеристики ДМ-18 проекта «ЭкзоМарс» определяются на каждом из режимов обтекания его газовым потоком.

В ЦАГИ при математическом моделировании обтекания аппарата разреженным газом и в переходном режиме течения использован метод прямого статистического моделирования (МПСМ) движения молекул.

3. Результаты определения аэродинамических характеристик десантного модуля

Далее представляются результаты определения основных аэродинамических характеристик ДМ-18 с АЭ и задним кожухом (ЗК) конической формы проекта «ЭкзоМарс» экспедиции 2018 года.

На рисунке 3 для сравнения показаны форма и геометрические параметры двух десантных модулей: ДМ-18, проектируемого НПО им. С.А. Лавочкина, и ДМ-16, создаваемого ЕКА для экспедиции «ЭкзоМарс» 2016 года.

На рисунках 4-6 приведены рассчитанные с помощью ПК AIRSOL зависимости АДХ ДМ-18 от угла атаки α при свободномолекулярном (FM), переходном (0.01<Kn<10) и континуальном (Cont) гиперзвуковом



рисунок 3. Форма и геометрические параметры десантных модулей ДМ-16 (слева) и ДМ-18 (справа)



рисунок 4. Зависимости коэффициента осевой составляющей аэродинамической силы от угла атаки и режимов обтекания



рисунок 5. Зависимости коэффициента нормальной составляющей аэродинамической силы от угла атаки и режимов обтекания



рисунок 6. Зависимости коэффициента момента тангажа относительно поперечной оси, проходящей через центр масс ДМ ($X_{\mu M} = 0.248 \cdot D$ мм от носка аппарата), от угла атаки и режимов обтекания

режимах обтекания ДМ.

Зависимости на рисунках 4-6 отличаются от результатов, полученных в ЦАГИ с использованием МПСМ, не более чем на 1.5%.

Из вида зависимостей коэффициента $m_{\rm Z}$ на рисунке 6 следует, что при движении ДМ-18 в верхних слоях атмосферы Марса (Кn<0.405) аппарат статически неустойчив. Однако расчеты динамики движения аппарата показывают, что к моменту воздействия восстанавливающей аэродинамической силы (Кn=0.405) угол



рисунок 7. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления ДМ от числа Маха М

атаки аппарата не превышает 20°.

На рисунках 7 и 8 приведены результаты определения основных АДХ ДМ-18 при континуальном режиме обтекания. Красной линией показаны зависимости АДХ ДМ-18 от числа Маха М, полученные в НПОЛ на основе анализа результатов испытаний спускаемых аппаратов Viking (*Spancer D.A. et al.*, 1977) и Phoenix (*Edquist K.T. et al.*, 2008), аэродинамический экран которых выполнен в виде 140-градусного конуса.

На этих же рисунках представлены результаты расчетов АДХ ДМ-18 в ЦНИИмаш, обозначенные значками □ и ■, соответствующими форме ДМ-18 с двумя разными конфигурациями заднего конического кожуха (угол, длина конуса и форма его вершины). Расчеты в ЦАГИ также приведены для двух ДМ-18 с разными формами донной части аппарата и обозначены значками х и +. На рисунке 7 приведены также результаты расчета для случаев обтекания ДМ-18 равновесным (значок – •) газами (*Голомазов М.М. и др.*, 2013).

На рисунках 8а и 8б в аналогичных обозначениях приведены зависимости от угла атаки α коэффициентов подъемной силы C_{ya} и момента тангажа m_Z относительно центра масс, удаленного на расстояние 0.248 $\cdot D$ мм от носка аппарата.

Зависимость $m_z(\alpha)$ на рисунке 86 имеет в рассматриваемом диапазоне угла атаки отрицательное значение производной $m_z^{\alpha} < 0$, что свидетельствует о статической устойчивости ДМ-18.

Динамическая устойчивость ДМ-18 характеризуется значениями коэффициента демпфирования $m_Z^{\omega_Z} = m_Z^{\dot{\alpha}} + m_Z^{\overline{\omega}_Z}$, полученными экспериментально в работе (Useltem B.L. et al., 1976) и представленными в таблице 1.





рисунок 8. Зависимости коэффициентов подъемной силы (а) и момента тангажа (б) от угла атаки α, град

Из данных таблицы 1 следует, что динамическая неустойчивость ДМ проявляется только при малых значениях числа Маха (M<2.46), но при отклонении продольной оси аппарата от направления газового потока на угол более одного градуса реализуется демпфирование колебаний ДМ-18.

4. Результаты определения основных параметров аэротермодинамики десантного модуля

При спуске ДМ в атмосфере Марса внешняя поверхность аппарата со стороны набегающего газового потока подвергается воздействию конвективного и радиационного (лучистого) тепловых потоков.

Конвективные тепловые потоки обусловлены торможением газа атмосферы в ударном сжатом слое перед лобовой поверхностью ДМ и в пограничном слое на

таблица 1 – Значения коэффициента демпфирования ДМ-18

М	$(m_{Z+}^{\overline{\alpha}}m_{Z}^{\overline{\omega}_{Z}})$						
	$\alpha = 0^{\circ}$	α=1°	$\alpha = 2^{\circ}$	$\alpha=3^{\circ}$	$\alpha = 6^{\circ}$	$\alpha = 10^{\circ}$	<i>α</i> =15°
1.76	+3.00	+2.50	0.00	-0.60	-0.50	-0.50	-0.50
2.00	-0.40	-0.25	-0.20	-0.15	-0.50	-0.50	-0.45
2.23	+0.20	-0.05	-0.22	-0.45	-0.40	-0.48	-0.45
2.46	-0.50	-0.10	-0.25	-0.48	-0.50	-0.47	-0.40
M>3	-0.50	-0.50	-0.50	-0.50	-0.50	-0.50	-0.50

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС»

поверхности. Выделение и перенос тепла здесь происходит за счет молекулярной теплопроводности, а также за счет диффузии атомов и ионов, образующихся в результате диссоциации и ионизации, с последующей их рекомбинацией у поверхности.

Радиационные тепловые потоки обусловлены излучением высокотемпературного газа (*T*~4000–5000 K) в сжатом ударном слое, образующемся перед лобовой поверхностью ДМ.

С целью выбора конструктивных параметров ТЗП, эффективную обеспечивающих защиту поверхности ДМ-18 во всем диапазоне возможного изменения исходных данных (см. раздел 1), принимается следующий перечень условий, обусловливающих максимально возможную тепловую нагрузку на ТЗП: масса ДМ *m* = 2000 кг; скорость входа в атмосферу V_e =5816.9 м/с; угол входа θ_e =-11.79°, соответствующий пологой траектории спуска, при которой к поверхности ДМ поступает наибольшее количество тепла $Q = \int dt$ из-за более продолжительного времени аэродинамического торможения; модель атмосферы Марса - DUST, как наиболее плотная из трех моделей.

Кроме того, предполагается суперкаталитичность поверхности ТЗП ДМ-18, а значение конвективного теплового потока в точках поверхности выбирается максимальным из двух результатов одновременного расчета с помощью соотношений для ламинарного и турбулентного режимов течения в пограничном слое.

На рисунке 9 показано положение точек на поверхности ДМ-18, её контур аналитически задается функциями $f_1...f_5$, в которых расчеты аэротермодинамики аппарата проведены для случая, когда ТЗП имеет двухслойную структуру (см. рисунок 2) и следующие толщины слоев материала А: в зоне критической точки 1 (сферическое затупление) – 8 мм; на начальном участке (точка 2) конической поверхности – 6 мм, на конечном (точка 3) – 5 мм; на кромке основания конуса (точка 4) толщина переменная с максимальным значением 13 мм; на поверхности заднего кожуха – 2 мм.

Толщина слоя стеклосот на лобовой поверхности



рисунок 9. Положение расчетных точек на поверхности ДМ-18



рисунок 10. Траекторные параметры (пологая траектория V_=5816.9 м/с, θ_{z} =-11.79°)



рисунок 11. Траекторные параметры (крутая траектория *V*=5816.9 м/с, *θ*=-12.21°)

ДМ-18 составляет 10 мм, на всей поверхности заднего кожуха – 5 мм. В местах соединения стеклосот ТЗП с силовым корпусом ДМ и со слоем материала А прокладывается стеклоткань, пропитанная клеем.

Начальная температура ТЗП при входе в атмосферу принята равной минус 100°С, коэффициент аэродинамического сопротивления C_{xa} – в соответствии с данными рисунка 7 (красная линия).
Расчеты заканчиваются в момент достижения скорости движения ДМ, при которой предположительно происходит ввод парашютной системы (2.2>M>1.8).

Результаты расчетов аэротермодинамики ДМ-18 иллюстрируются рисунками 10–17.

Отличия проявляются в силовой нагрузке *q**и времени достижения высоты ввода парашюта – 8.7 кПа, 200 с при крутой траектории; 8.0 кПа, 230 с – при пологой.

Рисунок 12 иллюстрирует изменение плотности составляющих конвективного q_{κ} и лучистого q_{Λ} , а также суммарного $q=q_{\kappa}+q_{\Lambda}$ теплового потока к критической точке при спуске ДМ-18 в атмосфере Марса по пологой траектории. Максимальное значение суммарного теплового потока в критической точке 1 составляет около 600 кВт/м².

На рисунке 13 показано изменение плотности теплового потока в расчетных точках поверхности ДМ-18 в продолжение спуска. Максимальная плотность теплового потока величиной около 600 кВт/м² достигается в критической точке 1, в точке 2 (начало конической поверхности АЭ) – 395 кВт/м², в точке 3 (окончание конической поверхности АЭ) – 350 кВт/м², в зоне угловой кромки АЭ 4 – 350 кВт/м², в донной части заднего кожуха – около 60 кВт/м².

Результаты расчета уносимой толщины слоя разрушаемого материала А в расчетных точках поверхности АЭ 1, 2, 3 и 4 приведены на рисунке 14. Уноса материала в точках 5 и 6 по результатам расчета не наблюдается.

Максимальный унос происходит в критической точке $1 - \Delta \delta_1 = 7.4$ мм, в точке $2 - \Delta \delta_2 = 4.2$ мм, в точке $3 - \Delta \delta_2 = 3.5$ мм, в точке $4 - \Delta \delta_4 = 4.1$ мм.

Ни в одной из характерных точек поверхности ТЗП ДМ уносимая толщина материала А не превышает изначально выбранную для расчетов начальную толщину этого слоя – 8, 6, 5, 13 мм в соответствующих точках 1, 2, 3 и 4.

На рисунках 15–17 приведены графики изменения температуры по толщине ТЗП и силового корпуса ДМ-18 в критической точке 1 АЭ, в точке 3 его конической поверхности и в точке 6 заднего кожуха. Из рисунка 17 следует, что температура поверхности в донной критической точке 6 не достигает значения температуры интенсивного разрушения материала А и, следовательно, уноса его в этой точке не происходит.

Кривая 1 на рисунках 15–17 (см. рисунок 2) соответствует изменению температуры наружной поверхности ТЗП, кривая 2 – в стыке слоя материала А со стеклосотами ТЗП, кривая 3 – в стыке стеклосот ТЗП с верхней углепластиковой пластиной силового корпуса, кривая 4 – в стыке верхней обшивки и стеклосот, 5 – температуре в стыке алюминиевых стеклосот и нижней пластиной силового корпуса, обращенной во внутреннюю полость ДМ.

Анализ приведенных зависимостей свидетельствует, что использованные в расчетах толщины слоев ТЗП обеспечивают выполнение требований к температурному режиму $T_{non} \leq 200^{\circ}$ С несущей конструкции



рисунок 12. Составляющие теплового потока в критической точке 1 (V_=5816.9 м/с, $\theta_{=}$ =-11.79°)



рисунок 13. Тепловые потоки в пяти точках поверхности (*V* = 5816.9 м/с, *θ* = -11.79°)

ДМ в продолжение всей траектории спуска в атмосфере:

 температура нижней, обращенной во внутренний объем ДМ, пластины из материала КМу-4л сотовой панели корпуса АЭ не превышает 103°С;

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС»



рисунок 14. Унесенная толщина слоя материала А (V=5816.9 м/с, θ =-11.79°)



рисунок 15. Прогрев ТЗП в критической точке АЭ $(V_e = 5816.9 \text{ м/c}, \theta_e = -11.79^\circ)$

- температура верхней пластины из материала КМу-4л сотовой панели корпуса АЭ не превышает 105°С;
- температура верхней и нижней пластины из материала КМу-4л сотовой панели корпуса ЗК не



рисунок 16. Прогрев ТЗП в точке 3 конической поверхности (*V* =5816.9 м/с, θ =-11.79°)



рисунок 17. Прогрев ТЗП в точке 6 заднего кожуха $(V_e = 5816.9 \text{ м/c}, \theta_e = -11.79^\circ)$

превышает 160°С.

С целью повышения надежности ТЗП ДМ-18, учитывая наличие разбросов на физические и теплофизические свойства материалов ТЗП, отклонения в технологии нанесения его на поверхность ДМ, на этапе эскизного проектирования принято решение о целесообразности увеличить толщину материала А: на поверхности сферического затупления АЭ до 10 мм, а в точках 2 и 3 – на 1 мм, доводя ее до величин 7 и 6 мм соответственно. Тогда масса ТЗП ДМ-18 составит 121.2 кг.

5. Результаты предварительных тепловых испытаний образцов разрушаемого материала системы теплозащиты ДМ-18

С целью выбора разрушаемого материала для конструкции системы тепловой защиты поверхности ДМ-18 на этапе эскизного проектирования проведены предварительные испытания образцов материалов марки типов А, В и С (см. раздел 1). Испытания проведены на высокочастотном плазмотроне У-13 ВЧП ФГУП «ЦНИИмаш» и на торцевом холловском ускорителе (ТХУ) в Институте тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова (ИТМО) НАН Беларуси.

На обеих установках проведены испытания близких по конструкции и размерам образцов на двух режимах, обеспечивающих при натекании на каждый из образцов как воздуха, так и углекислого газа плотность теплового потока 250 и 1000 кВт/м². При этом на установке У-13 индукционно разогреваемый и разгоняемый газовый поток имел дозвуковую скорость, а на установке ТХУ – сверхзвуковую, обусловливающую образование перед образцом сжатого ударного слоя.

На рисунке 18 показан вид одного из образцов, представляющего собой до испытания приклеенный к подложке из материала АМг6 диаметром 30 мм и толщиной 1 мм слой материала А толщиной около 10 мм.



рисунок 18. Образец материала марки А (вид спереди, сбоку и сзади) до испытаний

Для испытаний образец размещается в охватывающей его боковую поверхность водоохлаждаемой державке, как показано на рисунке 19.

На рисунке 20 показан вид одного из образцов после испытания. На передней поверхности образца шлаковый слой, легко отделяемый после демонтажа образца (на рисунке справа).



2.2014

Державка установки ТХУ



Державка установки ВЧП У-13 **рисунок 19.** Водоохлаждаемые державки экспериментальных установок



рисунок 20. Фронтальная, боковая и задняя поверхности образца материала А после испытания в плазме CO₂ в державке установки ВЧП У-13 ($q \approx 1000 \text{ kBt/m}^2$)

Результаты испытаний показали, что наименьшим уносом массы и толщины из выбранных трех обладает материал А.

В таблице 2 представлены основные результаты, полученные в ЦНИИмаш на установке ВЧП У-13. Продолжительность воздействия высокотемпературной плазмы на каждый из образцов составляла 30 секунд при давлении в рабочей камере установки около 3 кПа.

Данные таблицы 2 указывают на существенную зависимость уносимой толщины материала А от количества тепла, подведенного к его поверхности – приблизительно в три раза больше при 30 МДж/м² (*q*=1000 кВт/м²), чем при 7.5 МДж/м² (*q*=250 кВт/м²).

Аналогичные результаты по уносу и прогреву, представленные в таблице 3, получены при испытаниях

тепловой поток, кВт/м ² (газ)	начальный вес образца, г	конечный вес образца, г	толщина образца до испытания, мм	толщина образца после испытания, мм	массовый унос, г	линейный унос, мм
250 (воздух)	5.5678	5.4542	11.5	10.8	0.1136	0.7
250 (CO ₂)	5.5029	5.0470	11.4	10.9	0.4559	0.5
1000 (воздух)	5.4088	4.6701	10.0	8.1	0.7387	1.9
1000 (CO ₂)	6.3855	5.7525	12.9	11.0	0.6330	1.9

таблица 2 – Результаты испытаний на установке ВЧП У-13

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНЫХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС»

режим, кВт/м ² (газ)	время испытания образца, с	полная энтальпия потока, МДж/кг	унесенная толщина материала, мм	унесенная масса материала, г	температура подложки, °С
	20		0.8	0.52	36
250 (воздух)	20	4.5	1.0	0.51	32
	20		0.8	0.50	37
	20		0.4	0.37	40
250 (CO ₂)	20	4.5	0.4	0.39	44
2	20		0.3	0.34	38
	15		1.5	0.82	40
1000 (воздух)	15	13.3	1.5	0.78	46
	15		1.5	0.80	39
	15		1.3	0.65	38
1000 (CO ₂)	15	11.7	1.5	0.71	38
	15		1.5	0.77	39

таблица 3 – Результаты испытаний на установке ТХУ

на ТХУ образцов материала А, близких по линейным размерам и физическим параметрам к образцам, испытанным на ВЧП У-13.

Продолжительность воздействия высокотемпературной плазмы на каждый из образцов составляла 20 и 15 секунд при q=250 кВт/м² (Q=5 МДж/м²) и q=1000 кВт/м²

(Q=15 МДж/м²) соответственно. Давление в рабочей камере ТХУ при обоих режимах – около 3 кПа.

Данные таблицы 3 свидетельствуют о заметном снижении уносимой массы материала А при воздействии потока углекислого газа вместо воздуха как при 250 кВт/м², так и при 1000 кВт/м².

	57			1	0	0
таолица 4 — 🤅	характеристики и па	паметры / I VI с аэрс	линамическими эк	ранами пвух фс	орм – коническои и с	сгментальнои
	aparteprie mini n ne	panie i pbi Airi e aspe	Julium reentimin on	panami Ab / A ope	spin Romineercon ne	of monification

характеристика (параметр)	ДМ с коническим АЭ	ДМ с АЭ сегментальной формы
диаметр ДМ, м	3.8	3.8
высота ДМ, м	2.32	2.15
положение центра масс, м	0.95	0.783
угол наклона образующей ЗК к оси ДМ	37°	33°
максимум скоростного напора, кПа	8.0	8.7
максимальное давление на АЭ, кПа	15.5	16.8
коэффициент сопротивления $C_{_{\mathrm{xa}}}$	1.6101.680 при 7 <m<13< td=""><td>1.6721.702 при 7<М<13</td></m<13<>	1.6721.702 при 7<М<13
производная момента тангажа по углу атаки, m_z^{α} , 1/град	0.00261	0.00179
коэффициент демпфирующего момента $m_z^{\omega z}$	-0.50 при М≥3	-0.45 при М≥3
максимум теплового потока, кВт/м ²	600	350
максимум конвективного теплового потока, кВт/м ²	590	295
максимум лучистого теплового потока, кВт/м ²	45	120
максимум теплового потока в донной области, кВт/м ²	55	35
начальная толщина слоя материала А в критической точке АЭ, мм	10.0	6.0
начальная толщина слоя материала А на поверхности ЗК, мм	2.0	2.0
начальная масса ТЗП АЭ ДМ, кг	84.8	79.2
начальная масса ТЗП ЗК ДМ, кг	36.4	37.5
полная начальная масса ТЗП ДМ, кг	121.2	116.7
толщина унесенного слоя ТЗП в критической точке АЭ, мм	≈7.4	≈4.4
толщина унесенного слоя ТЗП на ЗК, мм	0.0	0.0
количество унесенной массы ТЗП, кг	36.4	31.9
количество неунесенной массы ТЗП, кг	84.8	84.6
температура несущей конструкции АЭ	<103°C	<100°C
температура несущей конструкции ЗК	<160°C	<65°C
температура поверхности ТЗП ЗК	<630°C	<400°C

Наблюдаемые расхождения по полученным уносам массы на установках У-13 и ТХУ свидетельствует о необходимости более тщательного подхода к соблюдению идентичности образцов по физическим и линейным размерам, необходимости обработки их после испытаний (очистка от шлака) и увеличения количества образцов, испытуемых на одном и том же режиме для набора статистических данных.

6. Сравнение результатов и параметров тепловой защиты и аэротермодинамики десантных модулей с аэродинамическим экраном конической и сегментальной формы

В таблице 4, приведены результаты расчетов параметров аэротермодинамики и системы тепловой защиты десантных модулей, имеющих две разные формы лобовой поверхности – коническую и сегментальную.

Эти формы обладают незначительными отличиями некоторых присущих каждой из форм характеристик: геометрических размеров; аэродинамических коэффициентов; плотности и количества теплового потока, поступающих к поверхности тепловой защиты ДМ; траекторных параметров; толщин теплозащитного покрытия поверхности аппарата; технологичности изготовления аэродинамического экрана и др.

список литературы

Алексашкин С.Н., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Результаты экспериментальной отработки спускаемой капсулы космического аппарата «Фобос-Грунт» для доставки грунта Фобоса на Землю // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 3-10.

Алексашкин С.Н., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 2. С. 4-11.

Белоцерковский О.М., Булекбаев А., Голомазов М.М. и др. Обтекание затупленных тел сверхзвуковым потоком газа / Под ред. О.М. Белоцерковского. М.: Изд-во ВЦ АН СССР. 1967. 401 с.

Борисов В.М., Голомазов М.М., Иванков А.А., Финченко В.С. Расчет лучистого теплообмена в задачах обтекания тел с учетом потери массы теплозащитного покрытия // Известия РАН. Механика жидкости и газ. 2004. № 4. С. 143-151.

Борисов В.М., Иванков А.А. Расчет переноса лучистой энергии при гиперзвуковом обтекании затупленных тел с использованием Р₁- и Р₂- приближений метода сферических гармоник // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1992. Т. 32, № 6. С. 952-966.

Годунов С.К., Забродин А.В. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. 400 с.

Голомазов М.М. Исследование сверхзвукового обтекания сегментальных и конических тел с учетом химических реакций //

Журнал вычислительной математики и математической физики. 2005. Т. 45, № 11. С. 2070-2076.

Голомазов М.М., Иванков А.А. О постановке граничных условий на ударной волне при обтекании затупленных тел гиперзвуковым потоком газа // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 1. С. 38-45.

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

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

Иванков А.А. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2012614771 РФ. Расчет теплового разрушения объектов под воздействием аэротермодинамических нагрузок при движении в атмосфере Земли / (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (RU)); Заявка: № 2012612481; 05.04.2012; Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ: 29.05.2012.

Родионов А.В. Численный метод решения уравнений Эйлера с сохранением аппроксимации на деформируемой сетке // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1996. Т. 36, № 3. С. 117-129.

Теленин Г.Ф., Тиняков Г.П. Метод расчета пространственного обтекания тел с отошедшей ударной волной // Докл. АН СССР. 1964. 154, № 5. С. 1056-1058.

Финченко В.С., Шматов С.И. Методика оперативного расчета силового воздействия разреженной атмосферы на космические летательные аппараты // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 40-47.

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

Шматов С.И. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2012614770 «AIRSOL». Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 29 мая 2012 г.

Edquist K.T., Desaib Mark Shoenenberger P.N. Aerodynamics for the Mars Phoenix Entry Capsule. NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, AIAA 2008-23681. P. 18.

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. V. 45, № 7. P. 593-596.

Spancer D.A., Braun R.D. Mars Pathfinder Atmospheric Entry trajectory Design. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena California. AAS 95-379. 1977. P. 17.

Useltem B.L., Wallace A.R. Damping-in-pitch Drag Characteristics of the Viking Configuration at Mach Number from 1.6 through 3. Arnold Engineering Development Center. AEDC-TR-72-56. 1976. P. 106.

Статья поступила в редакцию 19.02.2014 г.

СПУСК ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2018» НА ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ

В.Н. Дубовик*, vdubovik@laspace.ru; **V.N. Dubovik**** **A.M. Защиринский*,** zam@laspace.ru; **A.M. Zashchirinskiy****

В статье рассмотрено функционирование decaнтного модуля миссии «ЭкзоМарс-2018» после его отделения от перелетного модуля до посадки на поверхность Марса. Приведена схема спуска, рассмотрены параметры движения на внеатмосферном и атмосферном участках, условия ввода парашютной системы, разделение decaнтного модуля с аэродинамическим экраном. Рассмотрена динамика движения десантного модуля вокруг центра масс и посадка посадочного модуля на поверхность Марса.

Ключевые слова: «ЭкзоМарс-2018»; десантный модуль; парашют; Марс; система разделения; посадка.

В статье представлена схема спуска десантного модуля (ДМ) космического аппарата «ЭкзоМарс-2018», автономное функционирование которого начинается с момента его отделения от перелетного модуля (ПМ) и является заключительным участком полета экспедиции (Космический комплекс «Экзо-Марс»: эскизный проект).

Схема спуска ДМ состоит из нескольких участков полета:

- Участок внеатмосферного движения ДМ после отделения от ПМ до входа в атмосферу Марса. Точкой входа в атмосферу принимается высота 120 км над поверхностью.
- Участок аэродинамического торможения с высоты 120 км до ввода парашютной системы (ПС).
- Участок движения ДМ под ПС с момента ввода ПС до отделения посадочного модуля (ПсМ) от заднего кожуха (ЗК) с парашютной системой.
- Участок движения ПсМ с тормозной двигательной установкой (ТДУ) – с момента отделения ПсМ от ЗК с парашютной системой до касания опор ПсМ поверхности Марса.
- Участок посадки с момента касания опор ПсМ поверхности и до успокоения ПсМ.

Отделение ДМ производится с подлетной траектории за ~30 мин до входа в атмосферу Марса, условная граница которой расположена на высоте 120 км над поверхностью планеты.

На внеатмосферном участке полета формируются условия для обеспечения ориентированного входа ДМ в атмосферу и расхождение на безопасное расстояние от ПМ, исключающее возможность соударения элементов конструкции ПМ и ДМ при спуске в атмосфере.

Отделение ДМ проводится в ориентации, которая совпадает с вектором относительной скорости

DESCENT OF «EXOMARS-2018» DESCENT MODULE ON THE PLANET SURFACE

A.H. Кудрявцев *, al_kudryavtsev@mail.ru; **A.N. Kudryavtsev****

The article covers operating of «ExoMars-2018» Descent Module after its separation from Cruise Module till landing on the Mars surface. A descent profile is presented, motion properties during exoatmospheric and atmospheric phases are reviewed, parachute system trigger conditions and front shield release from Descent Module are described. Descent Module motion dynamics around centre of mass and landing of Landing Module on the Mars surface are considered.

Key words:

«ExoMars-2018»; Descent Module; parachute; Mars; separation system; landing.

ДМ при входе в атмосферу. При этом угол между продольной осью «Х» ДМ и вектором относительной скорости КА «ЭкзоМарс» на момент отделения лежит в плоскости полета и составляет около 13° (рисунок 1). Стабилизация ДМ осуществляется закруткой КА «ЭкзоМарс» вокруг продольной оси с угловой скоростью ($16,5\pm1,5$) °/с, при этом точность ориентация связки ДМ-ПМ составляет менее $0,5^{\circ}$, а угловая скорость стабилизации не превышает ~ 1° /с. Относительная скорость отделения ДМ от ПМ составляет ($0,7\pm0,1$) м/с.



рисунок 1. Схема разделения

Система отделения ДМ от ПМ, установленная на адаптере, будет состоять из восьми пружинных толкателей, восьми пирозамков и нескольких электроразъемов. Разделение ПМ и ДМ показано на рисунке 2.

Экстремальные значения параметров движения ДМ и ПМ при разделении получены методом Монте-Карло для 10000 реализаций с учетом отклонения всех параметров системы отделения и массово-инерционных характеристик ДМ и ПМ. Максимальные

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

^{*} ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.



рисунок 2. Разделение ПМ и ДМ

значения проекций поперечной угловой скорости ДМ (Wy, Wz) после отделения с вероятностью 0,997 не превысят 1,0 °/с.

Характер углового движения ДМ на интервале времени от отделения до входа в атмосферу Марса зависит от возмущений, полученных при отделении, угловой скорости закрутки, соотношения продольного и поперечных моментов инерции и величины центробежных моментов инерции. На данном этапе проектирования отношение вели-



рисунок 3. Изменение угла атаки α и скольжения β

таблица 1 – Места посадки ДМ на поверхности Марса

чины продольного момента инерции (Jx) к поперечным составляет ~1,4, а центробежные моменты инерции не превышают 5% от разности (Jx-Jy), (Jx-Jz).

На рисунке 3 представлено изменение угла атаки α и скольжения β в течение первых 200 с внеатмосферного участка полета ДМ при максимальных возмущениях, полученных на этапе отделения, и указанных выше ограничениях на моменты инерции.

На момент входа в атмосферу (h=120 км) величина пространственного угла атаки в этом случае не превышает 13°.

На участке аэродинамического торможения происходит снижение скорости полета до чисел Маха, при которых можно ввести в действие парашютную систему ДМ. Для схемы спуска ДМ «ЭкзоМарс-2018» выбрана схема баллистического спуска с баллистическим параметром ДМ, равным 94–104,3 кг/м² (масса ДМ=1800–2000 кг).

Так как в настоящий момент международным ученым сообществом не выбрана окончательная точка посадки для миссии «ЭкзоМарс-2018», для оценки возможности формирования схемы спуска ДМ выбраны три места посадки ДМ на поверхности Марса (таблица 1) (*EXM18-D2-MEMO-FC-06*, 2013).

С учетом этих трех мест посадки, разброса атмосферных параметров, разброса аэродинамических характеристик была сформирована схема спуска ДМ (рисунок 4).



рисунок 4. Схема спуска ДМ

Траекторные параметры для одного из выбраных мест посадки Mawrth Vallis для двух различых масс ДМ (1800 и 2000 кг) приведены в таблицах 2 и 3.

место посадки	высота по уровню MOLA, км	скорость входа, м/с	минимальное значение траекторного угла, град	максимальное значение траекторного угла, град	коридор входа, град
Beagle-2	-3,75	5791,935	-13,5591	-11,3933	2,1658
Elysium Planitia	-2,66	5786,307	-13,0812	-10,8930	2,1882
Mawrth Vallis	-2,90	5816,888	-13,8541	-11,7675	2,0866

СПУСК ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ «ЭКЗОМАРС-2018» НА ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ

1 1	1 1 1			,		
	t,c	Н,м (над поверхностью)	V, м/с число Маха	Θ, град	Q, Па	м,кг
вход в атмосферу Марса	0,0	120000	5817	-12,211,8	-	1800
ввод ПС (Ø 15 м)	195,3–219,3	6001–10174	450–510 1,83–2,08	-25,522,9	816–1026	1731–1744
ввод ПС (Ø 35 м)	216,4–240,3	3723–7685	147–208 0,6–0,8	-43,738,2	126–170	1687–1700
отделение АЭ	217,4–241,3	3635–7588	113–169 0,47–0,63	-44,839,1	78–103	1518–1518
включение Доплера	227,4–251,3	3164–7041	42–75 0,18–0,24	-64,456,4	13–16	1518–1518
высота 1500 м над поверхностью	286,3–374,5	1493–1500	35–44 0,15–0,17	-89,985,1	11–2	1518–1518
режим прогрева ДУ	300,4–388,4	998–1000	34–44 0,15–0,6	-9085,6	11–12	1518–1518
отделение ПС (Ø35м) и защитного кожуха. Включение ДУ в режиме торможения	317,1–404,8	497–500	27,1–35,7 0,1–0,1	-89,479,6	7–8	1172–1173
окончание торможения, переход в режим медленного спуска	346,3–433,4	20–69	0,9–10 0–0,1	-90,00	<1	1099–1117
завершающее торможение	364,9–454,4	9,6–10	2,1–10,2 0–0,1	-90,00	<1	1060–1115
касание щупом поверхности. Выключение ДУ	367–458,3	0,2–0,2	0,2–0,9 0–0,1	-90,00	<1	1052–1107
Посадка	367,2–458.5	0	1,3–1,6 0–0,1	-90,00	<1	1052–1107

габлица 2 – Траекторные параметри	ы ДМ	(масса=1800 кг.	место посадки	Mawrth	Vallis)
-----------------------------------	------	-----------------	---------------	--------	---------

К особенностям выбора данной схемы спуска следует отнести преемственность миссии «ЭкзоМарс-2018». Поэтому условия ввода парашюта были выбраны такими же, как и для миссии «ЭкзоМарс-2016», число Маха должно находиться в диапазоне 1,8–2,1.

Ввод ПС производится командой, которая выдается бортовой системой управления ДМ. На сегодняшний день рассматривается два варианта выдачи команды на ввод ПС, основанных на измерении ускорения на борту ДМ.

В первом варианте команда на ввод ПС выдается по достижении заданного значения перегрузки (Gpas) на восходящей ветви.

Второй вариант основан на определении времени между двумя значениями перегрузки: на нисходящей (T1) и восходящей (T2) ветвях. В соответствии с этими значениями T1 и T2 бортовая система управления ДМ выдает временную команду T3 на ввод ПС.

Из двух алгоритмов будет выбран более точный (рисунок 5).

В качестве резервной (дублирующей) команды выбрано время от точки входа до момента ввода ПС.

Устойчивость углового движения ДМ при спуске в атмосфере Марса зависит от следующих факторов:

- аэродинамических характеристик ДМ (Голомазов М.М., Финченко В.С., 2013);
- массово-инерционных характеристик (положения



рисунок 5. Изменение перегрузки по времени в процессе аэродинамического торможения

центра масс, соотношения продольного и поперечных моментов инерции, величины центробежных моментов инерции);

- ориентации и углового движения ДМ, сформированных на участке внеатмосферного полета.

Характерной особенностью аэродинамических характеристик спускаемых аппаратов аналогичной формы является наличие статической неустойчивости при движении в разреженной атмосфере. Для ДМ коэффициент аэродинамического момента имеет положительные значения при числах Кнудсена (Kn) больше 0,4, что соответствует высоте полета

	t, c	Н, м (над поверхностью)	V, м/с число Маха	Θ, град	Q, Па	М, КГ
вход в атмосферу Марса	0,0	120000	5817	-12,211,8	_	2000
ввод ПС (Ø 15 м)	198–223,4	4657–9002	42–504 1,8–2,1	-26,122,9	910–1145	1925–1940
ввод ПС (Ø 35 м)	21,1–244,4	2423-6510	135–200 0,58–0,8	-45,837,8	140–192	1881–1896
отделение АЭ	220,1–245,5	2336-6413	105–162 0,45–0,62	-4738,8	85–115	1694–1694
включение Доплера	230,1–255,5	1865–5867	40–70 0,18–0,24	-67,556,2	14–17	1694–1694
высота1500 м над поверхностью	254,7–345,6	1493–1500	37–45 0,16–0,18	-89,9– -79	12–13	1694–1694
режим прогрева ДУ	268,2–358,7	999–1000	36–46 0,16–0,17	-9085,2	12–13	1694–1694
отделение ПС (Ø35м) и защитного кожуха. Включение ДУ в режиме торможения	283,7–373,9	497–500	29,5–38,2 0,1–0,1	-89,381	8–10	1305–1306
окончание торможения, переход в режим медленного спуска	311,2-400,8	20–60	0,9–11,1 0–0,1	-90,00	<1	1226–1246
завершающее торможение	324,7–419,5	9,6–10	2,1–11,2 0–0,1	-90,00	<1	1187–1244
касание щупом поверхности. Выключение ДУ	329,4-423,4	0,1–0,2	0,3–1 0–0,1	-90.00	<1	1177–1235
посадка	329,6-423,6	0	1,3–1,7	-90,00	<1	1177–1235

таблица 3 – Траекторные параметры ДМ (масса=2000 кг, место посадки Mawrth Vallis)

более 106 км. Так как аэродинамический момент на этих высотах достаточно мал и продолжительность полета незначительна, существенного увеличения угла атаки при входе ДМ в атмосферу Марса не происходит.

Расчеты динамики ДМ на внеатмосферном участке полета показывают, что величина пространственного угла атаки на высоте 120 км не превышает 13°.

На гиперзвуковом участке полета, а также на части сверхзвукового участка ДМ статически и динамически устойчив. Коэффициент аэродинамического демпфирования (m^{wz}_z) становится положительным лишь при уменьшении числа Маха (M) до ~2,5 и углах атаки менее 10°. Наличие антидемпфирования при указанных условиях приводит к увеличению угла атаки и поперечной угловой скорости ДМ при вводе ПС.

На рисунке 6 показан характер изменения пространственного угла атаки (Alfa_s) и высоты от момента отделения ДМ от ПМ до ввода парашютной системы (M=1,8) для случая максимальных возмущений при отделении, отклонении центра масс ДМ по осям Y, Z, равном 10 мм, и максимальных значениях центробежных моментов инерции. При этом величина коэффициента аэродинамического демпфирования принималась номинальной.

Следует отметить существенное отличие значений коэффициента аэродинамического демпфирования



рисунок 6. Изменение пространственного угла атаки и высоты

по данным НПОЛ и TAS-I. Уточнение этого параметра будет проведено по результатам аэродинамических испытаний моделей ДМ.

По результатам расчетов методом Монте-Карло, проведенных TAS-I, величина пространственного угла атаки ДМ на момент ввода ПС с вероятностью 0,997 не превысит 15°, а поперечная угловая скорость 30 °/с.

На участке аэродинамического торможения максимальное значение скоростного напора находится в диапазоне от 5606 до 9430 Па и достигается



рисунок 7. Последовательность ввода и работы ПС

на высотах от 25,5 до 33 км. При этом значение максимальной перегрузки, действующей на десантный модуль, находится в диапазоне от 6,42 до 8,92 единиц.

Парашютная система ДМ состоит из двух каскадов. Первый каскад ПС – это сверхзвуковой парашют диаметром 15 метров, второй каскад – дозвуковой парашют диаметром 35 метров. Команда на ввод второго каскада ПС выдается с временной задержкой, которая обеспечивает снижение числа Маха при вводе ПС второго каскада менее 0,8. Последовательность функционирования ПС приведена на рисунке 7 (*EXM-D2-TNO-AI-0348*).

Цифрами на рисунке обозначены следующие события:

1 – Срабатывание мортиры первого каскада, выбивание мембраны из крышки контейнера, камера вытяжного парашюта находится в процессе вытягивания на длину соединительного звена.

2 – Вытяжной парашют первого каскада наполнен.

3 – Крышка контейнера освобождена, камера парашюта первого каскада находится в процессе вытягивания.

4 – Парашют первого каскада введен в действие.

5 – Парашют первого каскада отделён, срабатывание мортиры второго каскада.

6 – Вытяжной парашют второго каскада наполнен, камера парашюта второго каскада находится в процессе вытягивания.

7 – Парашют второго каскада наполнен.

8 – Аэродинамический экран отделен.

На борту ДМ находится радар, предназначенный для определения высоты и скорости снижения ДМ. Для начала функционирования радара необходимо отделить аэродинамический экран, это происходит примерно через 1–2 секунды после наполнения купола второго каскада. К этому моменту величина перегрузки ещё не достигает значения, соответствующего установившемуся режиму и составляет около 2–2,5 единиц.

Система отделения аэродинамического экрана (АЭ) от ДМ, состоящая из 16 пирозамков и 16 пружинных толкателей, должна обеспечить безударное разделение и расхождение АЭ и ДМ на расстояние не менее 100 м за 10 с для возможности функционирования радара.

По результатам расчетов относительная скорость отделения ДМ и АЭ составит от 1,8 до 2,7 м/с. Приращения проекций поперечной угловой скорости ДМ от действия системы отделения не превысят 0,3 %с.

После отделения АЭ выполняется раскрытие стоек посадочного устройства.

При помощи радара IMU на борту ДМ формируется команда для отделения посадочного модуля и заднего кожуха с ПС. Это происходит на высотах 1500 метров и ниже.

Отделение ПсМ происходит при работающей в режиме прогрева двигательной установке с суммарной тягой четырех камер 50 кгс.

Система отделения, состоящая из восьми пружинных толкателей, обеспечивает безударное расхождение ЗК и ПсМ. Относительная скорость отделения ЗК и ПсМ составляет ~1,4 м/с. Приращения проекций поперечной угловой скорости ПсМ от системы отделения не превысят 0,5 °/с.

Безопасное расхождение после разделения обеспечивается за счет разности баллистических параметров ПсМ (117,9...166,4) кг/м² и связки ЗК+парашют второго каскада (0,59...0,79) кг/ м².

На участке движения ПсМ с тормозной двигательной установкой проводится успокоение ДМ длительностью не менее 3 с после выдачи команды отделения, выполнения маневра уклонения ПсМ от ЗК+ПС и производится торможение ПсМ, которое обеспечивает следующие условия на момент контакта опоры ПсМ с поверхностью:

- максимальная величина вертикальной составляющей вектора скорости – 2 м/с;
- максимальная величина горизонтальной составляющей вектора скорости – 1 м/с;
- величина угла отклонения продольной оси ПсМ от гравитационной вертикали не превышает 7°.

Этап посадки ПсМ на поверхность Марса начинается с контакта ПсМ с поверхностью и заканчивается полной остановкой модуля в положении, необходимом для его дальнейшего функционирования, схода марсохода и работы других механизмов и систем. Для обеспечения безопасной посадки ПсМ на поверхность к нему предъявляются следующие требования:

- Составляющие ускорения, возникающие в процессе посадки, не превышают максимально допустимые (8 g в боковом направлении, 18 g в осевом направлении).
- Сохранение устойчивого положения в течение всего процесса посадки.
- Положение ПсМ на поверхности после посадки должно обеспечить сход с посадочной платформы марсохода и нормальную работу всех его систем.

Для оценки устойчивости ПсМ вводят специальный критерий опрокидывания модуля, определяющий проекцию центра масс ДМ на поверхность относительно ломаной линии, проходящей через основание опор ДМ. Момент совпадения проекции центра масс ПсМ с указанной ломаной линией, при переходе через которую ПсМ не возвращается к положению устойчивого равновесия, является критическим и рассматривается как предельное отклонение.

Динамика мягкой посадки ПсМ определяется следующими факторами:

- конструктивными параметрами (количеством опор, расстоянием между опорами, массово-инерционными характеристиками ПсМ, величиной силы деформации амортизаторов и т.д.);
- начальными условиями (кинематическими параметрами ПсМ и характеристиками поверхностного слоя).

Посадочный модуль, конструктивная схема которого представлена на рисунке 8, имеет следующие массово-инерционные характеристики и положение центра масс (таблица 4).

В состав посадочного устройства (ПУ) входят четыре стойки, каждая из которых имеет в составе



рисунок 8. Конструктивная схема ПсМ

таблица 4 – Массово-инерционные характеристики и положение центра масс

масса – 1093 кг	J _x =18,5 кг×м ²	Ү _{щм} =0,579 м (от донной плоскости)
	Ј _у =90,4 кг×м ²	Х _{цм} =0
	J _z =29,8 кг×м ²	Z _{цм} =0



рисунок 9. Диаграмма обжатия амортизатора

амортизатор с пружинным приводом и шариковым замком. Диаграмма обжатия амортизатора приведена на рисунке 9.

Грунтовая модель для моделирования посадки на поверхность представляла собой плотный, слабодеформируемый грунт (глубина погружения опорной пяты не превышала 20 мм). Угол наклона поверхности не превышал 20 градусов.

Анализ результатов математического моделирования динамики посадки ПсМ на поверхность Марса позволяет сделать следующие выводы:

- Для расчетных случаев с предельными значениями параметров подхода ПсМ к поверхности опрокидывания ПсМ не выявлено.
- Максимальные величины ходов амортизаторов не превысили максимально допустимые.
- Максимальная величина продольной составляющей перегрузки составила 5,0 единиц. Максимальная величина боковой составляющей не превысила 4,0 единиц.

На следующем этапе необходимо уточнение математической модели рельефа посадочной площадки для выбранного района посадки. Математическая модель рельефа включает наклон поверхности и распределение по поверхности элементов макрорельефа: камней и кратеров. Данная задача носит вероятностный характер.

список литературы

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

Космический комплекс «ЭкзоМарс»: эскизный проект. Пояснительная записка. Часть третья. Спуск ДМ в атмосфере Марса. ЭКЗ-0000-0ПЗ.2.

EXM18-D2-MEMO-FC-06 «ExoMars-2018 Local Entry Corridors For New Landingsites» or 07.11.2013.

EXM-D2-TNO-AI-0348 «ExoMars-2018 Parachute Performance Data Inventory».

Статья поступила в редакцию 24.03.2014 г.

ΚΟΜΠΛΕΚCΗΑЯ ΠΟCTABKA И СЕРТИФИКАЦИЯ ЭКБ





ΥCΛΥΓИ:

ЗАО «ТЕСТПРИБОР» осуществляет:

- комплексные поставки высоконадежной электронной компонентной базы (ЭКБ) для специального и промышленного применения;
- сертификационные испытания ЭКБ ИП;
- дополнительные испытания ЭКБ ОП;
- техническое сопровождение при поставках ЭКБ:
 - выбор ЭКБ,

Реклама

- подбор замен при устаревании;
- техническое сопровождение при сертификации ЭКБ:
 - подготовка проектов «Решений о порядке применения ЭКБ ... »,
 - анализ перечня, применяемой ЭКБ.





ΑΚΚΡΕΔИΤΑЦИЯ:

Компания «ТЕСТПРИБОР» аттестована:

в системе «Военэлектронсерт» как второй поставщик на право закупки, хранения и поставок ЭКБ;

а также имеет лицензии:

- Федерального космического агентства;
- УФСБ РФ, на выполнение работ, связанных с использованием сведений, составляющих государственную тайну.

ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ ЦЕНТР (ИЦ) КОМПА-НИИ «ТЕСТПРИБОР» аттестован:

- в системе «Военэлектронсерт»;
- в системе «Военный регистр»;
- в авиационном регистре межгосударственного авиационного комитета (АР МАК).

Контроль выполнения работ со стороны МО РФ осуществляет 430 ВП МО РФ.







125362, г. Москва, ул. Свободы, д. 31, стр. 1, тел./факс: (495) 657-87-37, tp@test-expert.ru, http://тестприбор.рф

Mini-Circuits MACOM

ТЕСТПРИБОР



2-я МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

Тепловые трубы для космического применения

www.heatpipe.ru

Конференция будет проводиться в период с 15 по 19 сентября 2014 года при поддержке Федерального космического агентства «Роскосмос», в качестве спонсоров Конференции приглашены все производители тепловых труб космического назначения из России, Европы и США.







FUIETHER











Георгий Николаевич Бабакин

Посвящается 100-летию со дня рождения

выдающегося советского ученого и конструктора космической техники, первых автоматических космических аппаратов для иследования Луны, Марса и Венеры. Героя Социалистического Труда Лауреата Ленинской премии Члена-корреспондента АН СССР Главного конструктора Машиностроительного завода им. С.А. Лавочкина

Мы ожидаем объединить в области двухфазных теплопередающих устройств и сотовых панелей для космической техники до 150 специалистов из России, Белоруссии, Украины, Китая, Испании, Германии, Великобритании, США, Канады, Бразилии, Израиля, Индии и Японии.

Место проведения конференции отель «Планерное».

Отель «Планерное» расположен в одном из живописных уголков ближайшего Подмосковья включающий в себя пейзажный парк и природное озеро.

По дополнительным вопросам, касающимся проведения конференции, просим обращаться в оргкомитет конференции.

Телефон/факс: +7 (495) 572-36-71, +7 (495) 573-63-74, +7 (496) 539-99-66. Сайт конференции: www.heatpipe.ru Электронный адрес: info@heatpipe.ru Реклама

АЭРОТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС» ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

А.Б. Горшков, кандидат физикоматематических наук*, ab_gorshkov@mail.ru; **A.B. Gorshkov**** **В.А. Пугачев,** кандидат физикоматематических наук*, vap2111@list.ru; **V.A. Pugachev****

Представлены результаты численного исследования аэротермодинамики марсианского десантного модуля проекта «ЭкзоМарс» 2016 года для условий спуска в атмосфере Марса. Рассчитаны траекторные параметры спуска аппарата при угле атаки α=0°. Вычисления аэротермодинамических параметров проведены на основе решения уравнений Навье – Стокса. Получены аэродинамические характеристики и распределения конвективных тепловых потоков на поверхности аппарата вдоль траектории его спуска в атмосфере Марса с учетом неравновесных физико-химических процессов, протекающих в высокотемпературном ударном слое и ближнем следе. Выполнено сравнение с имеющимися расчетными данными других авторов.

Ключевые слова: десантный модуль; аэродинамические характеристики; вход в атмосферу; неравновесное течение; теплообмен; уравнения Навье – Стокса.

введение

Проект «ЭкзоМарс» включает в себя десантный модуль ДМ-16, предназначенный для спуска в атмосфере Марса и посадки на его поверхность. Правильное определение аэродинамических характеристик и тепловых нагрузок имеет огромное значение для подтверждения правильности выбора формы аппарата, конструкционных параметров его теплозащиты и надежной реализации проекта доставки на поверхность Марса марсохода – передвижной лаборатории, разработанной Европейским космическим агентством.

К решению этой задачи целесообразно привлекать различные методы теоретического исследования. Одной из работ, посвященных начальной стадии разработки рассматриваемого проекта – определению аэродинамики спускаемого аппарата (СА), является (Голомазов М.М., Финченко В.С., 2013). В ней представлены результаты расчета аэродинамических характеристик СА с использованием пакета программ (Голомазов М.М., Финченко В.С. и др., 2011), реализующего математическую модель для описания течения в ударном слое, использующую уравнения Эйлера. В качестве численного решения уравнений выбран метод, являющийся развитием схемы II метода интегральных соотношений

AEROTHERMODYNAMIC PROPERTIES OF «EXOMARS» DESCENT MODULE DURING DESCENT IN THE MARTIAN ATMOSPHERE

В.С. Финченко,

доктор технических наук, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки, finval@migmail.ru; V.S. Finchenko

The results of computational investigation of aerothermodynamics for «ExoMars» 2016 Descent Module during descent in the atmosphere of Mars are presented. Descent trajectory parameters at angle of attack α =0° are calculated. Computations of aerothermodynamic properties are performed basing on Navier – Stokes equations solutions.

Aerodynamic properties and heat convective fluxes distributions are obtained on the Descent Module surface along trajectory of its descent in the Mars atmosphere considering nonequilibrium physics-andchemical processes, running in high-temperature shock layer and near wake.

A comparison with available design data of other authors is performed.

Key words:

Descent Module; aerodynamic properties; atmospheric entry; nonequilibrium flow; heat transfer; Navier – Stokes equations.

Дородницына – Белоцерковского и метода прямых Г.Ф. Теленина на трехмерные пространственные течения около тел сегментальной и затупленной конической формы с учетом равновесных химических реакций в ударном слое.

В настоящей статье – насколько известно авторам, впервые в отечественной литературе – представлены полученные численным решением уравнений Навье – Стокса результаты расчетов аэротермодинамики СА ДМ-16 вдоль траектории спуска в атмосфере Марса. Расчеты выполнялись с учетом неравновесных физико-химических процессов, протекающих в ударном слое и в ближнем следе за аппаратом.

1. Основные уравнения

Для произвольного координатного преобразования $\xi = \xi(x,y,t), \eta = \eta(x,y,t), \tau = t$

уравнения Навье – Стокса в консервативном виде для осесимметричного течения химически реагирующей смеси газов могут быть записаны следующим образом:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \frac{\mathbf{H}}{y} = \mathbf{S}$$
(1)

** Federal Enterprise «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

^{*} ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

$$\mathbf{E} = \boldsymbol{\xi}_t \mathbf{Q} + J^{-1}(\boldsymbol{\xi}_x \mathbf{E}_c + \boldsymbol{\xi}_t \mathbf{F}_c); \mathbf{F} = \boldsymbol{\eta}_t \mathbf{Q} + J^{-1}(\boldsymbol{\eta}_x \mathbf{E}_c + \boldsymbol{\eta}_v \mathbf{F}_c),$$

здесь Ј – якобиан координатного преобразования. Векторы консервативных переменных Q и потоков в декартовой системе координат Е, F в уравнении (1) имеют вид:

$$\mathbf{Q} = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E \\ \rho_i \end{pmatrix}, \quad \mathbf{E}_c = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \tau_{xx} \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ (E+p)u - m_x \\ \rho_i u + d_{i,x} \end{pmatrix}$$
$$\mathbf{F}_c = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho v u - \tau_{xy} \\ \rho v^2 + p - \tau_{yy} \\ (E+p)v - m_y \\ \rho_i v + d_{i,y} \end{pmatrix}$$

где введены обозначения:

 $m_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - q_x, m_y = u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - q_y.$ Векторы источников, возникающие при учете осевой симметрии течения и протекающих химических процессов, равны:

$$\mathbf{H} = J^{-1} \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho u v - \tau_{xy} \\ \rho v^2 - \tau_{yy} + \tau_{\varphi\varphi} \\ (e+p)v - m_y \\ \rho_i v \end{pmatrix}, \quad \mathbf{S} = J^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_i \end{pmatrix}.$$

Компоненты тензора вязких напряжений имеют вид:

$$\begin{aligned} \tau_{xx} &= 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} + \lambda div \mathbf{V}, \\ \tau_{xy} &= \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right), \\ \tau_{yy} &= 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} + \lambda div \mathbf{V}, \\ \tau_{\varphi\varphi} &= 2\mu \frac{v}{y} + \lambda div \mathbf{V}, \quad \lambda = -\frac{2}{3}\mu, \\ div \mathbf{V} &= \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{v}{y}. \end{aligned}$$

Здесь u и v – компоненты вектора скорости V в декартовой системе координат (x, y); x – координата вдоль оси симметрии; ρ , ρ_i – плотности газовой смеси и *i*-й химической компоненты; ω_i – массовая скорость образования і-й компоненты. Е – полная энергия газовой смеси в единичном объеме.

$$E = \sum_{i} \rho_{i} C_{v,i}^{tr} T + \sum_{i} \rho_{i} e_{i}^{el} + \sum_{k} \rho_{k} e_{k}^{vib} + \sum_{i} \rho_{i} h_{f,i} + \rho \frac{u^{2} + v^{2}}{2},$$

где $C_{v,i}^{tr}$ – удельная теплоемкость при постоянном объеме поступательных и вращательных степеней свободы *i*-й химической компоненты; e_{iel} и $h_{f,i}$ – энергия электронного возбуждения и энтальпия образования *i*-й химической компоненты; e_k^{vib} – колебательная энергия k-й молекулярной хими-

ческой компоненты (в приближении гармонического осциллятора с частотой v_{k}),

$$e_k^{vib} = \frac{hv_k / k}{exp(hv_k / kT) - 1} \frac{R}{M_k},$$

где M_{k} – молярная масса k-й молекулярной химической компоненты; R – универсальная газовая постоянная. Давление рассчитывается согласно закону Дальтона для смеси идеальных газов

$$p = \frac{\rho RT}{M_{gm}} = \sum p_i = \sum \frac{\rho_i RT}{M_i},$$

здесь $M_{_{em}}$ – молярная масса газовой смеси.

2. Модель неравновеснодиссоциирующей смеси газов

В используемой модели неравновесного воздуха учитываются десять химических компонент (О₂, N₂, NO, O, N, CN, CO, C₂, CO₂, C), между которыми происходят 14 реакций, приведенных в таблице 1. Обозначения $M_1 - M_6$ в реакциях диссоциации из таблицы 1 означают, что третьим партнером в реакции может быть любая из десяти химических компонент.

таблица 1 – Список	химических	реакций
---------------------------	------------	---------

			1 '
№	реакция	N⁰	реакция
1	$N_2 + M_1 = N + N + M_1$	8	CO+O=O ₂ +C
2	$O_2 + M_2 = O + O + M_2$	9	CO ₂ +O=O ₂ +CO
3	NO+M ₃ =N+O+M ₃	10	$CN+M_6=C+N+M_6$
4	N ₂ +O=NO+N	11	N ₂ +C=CN+N
5	NO+O=O ₂ +N	12	CO+N=CN+O
6	$CO+M_4=C+O+M_4$	13	CN+O=NO+C
7	$CO_2 + M_5 = CO + O + M_5$	14	CO+C=O+C ₂

Диффузионные потоки і-й химической компоненты определяются согласно закону Фика и, например, в направлении оси х имеют вид

$$d_{i,x} = -\rho D_i \frac{\partial c_i}{\partial x}$$

Для определения коэффициентов диффузии *D* используется приближение постоянных чисел $Sc_i = \mu / \rho D_i$, которые принимаются Шмидта равными 0.75 для нейтральных частиц. Полный поток тепла $\mathbf{q} = (q_y, q_y)$ есть сумма тепловых потоков за счёт теплопроводности и диффузии химических компонент:

$$q_{x} = -\kappa \frac{\partial T}{\partial x} + \sum_{i} h_{i} d_{i,x},$$

$$h_{i} = C_{pi} T + \varepsilon_{i}^{el} (T) + \varepsilon_{i}^{vib} (T) + h_{fi},$$
(2)

где h_i – энтальпия *i*-й химической компоненты; C_{pi} – теплоёмкость при постоянном давлении поступательных и вращательных степеней свободы i-й химической компоненты на единицу массы; h_{fi} – энтальпия образования і-й химической компоненты на единицу массы.

АЭРОТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС» ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

Вязкость и и теплопроводность к смеси находятся по формулам Уилки и Масона – Саксены. Данная модель неравновесного воздуха была оттестирована в работах (Vlasov V.I., Gorshkov A.B., Kovalev R.V., Plastinin Yu.A., 1997; Власов В.И., Горшков А.Б., 2001).

3. Граничные условия

На плоскости симметрии ставятся обычные условия симметрии. На выходной границе ставятся «мягкие» граничные условия. Ударная волна рассчитывается насквозь, поэтому на внешней границе ставятся условия невозмущённого набегающего потока. На поверхности ДМ-16 ставятся условия прилипания потока u=v=0 и адиабатичности (3)

 $q_w = \varepsilon_w \sigma T_w^4$

где q_w – полный тепловой поток к поверхности за

(4)

счет теплопроводности и диффузии химических компонент согласно (2); $\varepsilon_w = 0.8 -$ коэффициент черноты теплозащитного материала; σ – постоянная Стефана-Больцмана.

В расчетах используется условие суперкаталитической поверхности, когда концентрации на стенке равны своим значениям в набегающем потоке

 $c_{iw} = c_{i\infty}$. Строго говоря, условие (4) не является

физическим, но часто используется в расчетах (особенно в зарубежной литературе) для получения верхней оценки конвективного теплового потока к поверхности ДМ-16.

4. Численный метод

Для численного решения уравнений Навье – Стокса (1), записанных в консервативном виде для произвольной системы координат, использована неявная итерационная схема представляющая собой вариант точечного метода Гаусса – Зейделя. Конечно-разностная аппроксимация исходных дифференциальных уравнений (1) с использованием центральных разностей применялась как для вязких, так и для невязких членов. Использование центральных разностей при аппроксимации конвективных потоков может (для течений с ударными волнами или при высоких числах Рейнольдса) привести к нефизичным четнонечетным колебаниям параметров течения. Для подавления таких колебаний в конечно-разностную форму записи уравнений (1) при высоких числах Рейнольдса добавлена искусственная диссипация. Более подробно численный метод описан в (Горшков А.Б., 2009).

5. Результаты расчетов

Для проверки применимости рассматриваемых условий численного решения уравнений Навье -Стокса и физико-химической модели, представленных в разделах 1-4, расчеты обтекания ДМ-16 выполнены для условий двух точек так называемой



1 – критическая точка (сферическое затупление), *R*=0.25*R*_m=600 мм;

2 – отстоит от оси на $l \sim 0.5 R_{\rm m}$ (коническая поверхность); **3** – отстоит от оси на $l \sim 0.9 R_{\rm m}$ (коническая поверхность); - отстоит от оси $l \sim R_m$ (торовая кромка, зона сопряжения лобовой и донной поверхностей);

5 – задняя критическая точка.

рисунок 1. Расчетные точки и зоны поверхности ДМ-16

«крутой» траектории («steep» trajectory) спуска аппарата в атмосфере Марса при угле атаки $\alpha = 0^{\circ}$, параметры которых приведены в таблице 2. Форма аппарата ДМ-16 приведена на рисунке 1.

Полученные результаты по тепловому потоку на лобовой поверхности ДМ-16 сравнивались с аналогичными расчетными результатами (Beck J., Tran Ph., Walpot L., 2011), полученными с использованием компьютерного кода TINA (*Netterfield M.P.*, 1992).

таблица 2 – Параметры набегающего потока в расчетных случаях

<i>t</i> , c	$V_{_{\infty}}$, м/с	$T_{_{\infty}}, \mathbf{K}$	ρ_{∞} , кг/м ³	Re _" , 1/м
67	5745	161.5	1.02.10-4	6.5·10 ⁴
79	5341	158.8	2.91.10-4	$1.8 \cdot 10^{5}$

Распределение конвективных тепловых потоков вдоль поверхности ДМ-16, полученное с помощью настоящей программы и компьютерного кода TINA для двух точек «крутой» траектории, показано на рисунке 2. Код TINA (Thermodynamic Implicit Nonequilibrium Algorithm, неявный алгоритм неравновесной термодинамики) - это программа решения уравнений Навье-Стокса для трехмерных течений



1 – данный расчет; **2** – (*Beck J., Tran Ph., Walpot L.*, 2011). **рисунок 2.** Сравнение конвективных тепловых потоков, рассчитанных по двум программам, для двух точек «крутой» траектории ДМ-16, *t*=67 с (**a**) и 79 с (**б**)

неравновесных смесей газов. В расчетах по программе TINA (*Beck J., Tran Ph., Walpot L.*, 2011) использовалась модель газовой CO₂ смеси из пяти компонент, а также модель Парка (*Park C.*, 1990) для констант скоростей химических реакций. На поверхности в тестовых расчетах по обеим программам полагается, что температура равна T_{w} =300 K, а для концентраций химических компонент используется условие суперкаталитичности. Как видно из рисунка 2, разница в значениях конвективного теплового потока, полученных в настоящих расчетах и с помощью программы TINA, составляет от 5 до 20%, причем максимальное расхождение имеет место на конической поверхности ДМ-16 на 79-й секунде спуска.

С использованием описанной в разделах 1-4

программы решения уравнений Навье–Стокса для химически неравновесной смеси газов с граничными условиями раздела 3 расчеты обтекания ДМ-16 проведены вдоль траектории спуска в атмосфере Марса при угле атаки α =0°. Параметры траектории ДМ-16 рассчитаны, начиная с высоты 120 км, при следующих условиях входа:

- масса ДМ-16 1600 кг;
- скорость входа в атмосферу 6100 м/с;
- угол входа минус 11.57°;
- угол атаки при входе 0°.

Характеристики атмосферы Марса и параметры точек траектории входа ДМ-16, для которых выполнены расчеты, представлены в таблице 3. Во всех представленных результатах поверхность ДМ-16 предполагалась суперкаталитической согласно условию (4), т.е. концентрации химических компонент считались равными их значениям в невозмущенной атмосфере Марса (97% CO₂ и 3% N₂ по массе).

На рисунке 1 было показано расположение пяти точек на поверхности ДМ-16, в которых анализировались значения давления, теплового потока и температуры вдоль траектории спуска. В качестве примера общей картины обтекания ДМ-16 на рисунке 3 представлены типичный вид расчетной сетки типа О (200×100) и линии тока около аппарата на высоте 60 км. Можно видеть наличие значительной отрывной зоны (длиной около 2 м) в донной области аппарата, которая возникает на высоте 85 км. Размер этой зоны увеличивается с уменьшением высоты.

Поля безразмерного давления $P^* = P/\rho_{\infty}V_{\infty}^2$ и массовой доли молекул CO₂ около ДМ-16 приведены на рисунке 4.



рисунок 3. Поле линий тока и расчетная сетка (200×100) в ударном слое, *H*=60 км

Наименьшие значения давления достигаются в волне разрежения, исходящей от тороидальной кромки аппарата, и на боковой поверхности обратного конуса. В донной области по мере приближения к оси симметрии давление в потоке возрастает при

АЭРОТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС» ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

<i>t</i> , c	Н, км	V _∞ , м/с	ρ _∞ , кг/м ³	T_{∞} , K	Re _∞ , 1/м
17.27	100	6112	6.369.10-8	118.6	56.0
21.90	95	6114	1.364.10-7	119.6	119
26.67	90	6117	2.877.10-7	121.2	249
31.60	85	6120	5.956.10-7	123.9	506
36.84	80	6122	1.200.10-6	127.5	996
42.22	75	6124	2.770.10-6	132.4	2230
47.88	70	6125	4.806.10-6	148.1	3530
53.76	65	6124	8.567.10-6	157.3	5996
60.13	60	6120	1.757.10-5	146.7	1.30.104
66.86	55	6106	3.989.10-5	131.8	3.21·10 ⁴
74.15	50	6071	8.146.10-5	134.8	6.41·10 ⁴
82.36	45	5991	1.553.10-4	143.5	1.15.105
91.27	40	5830	2.862.10-4	152.2	1.96.105
102.50	35	5499	5.062.10-4	161.6	3.11.105
137.50	25	3813	1.447.10-3	177.8	5.71·10 ⁵
168.67	20	2491	2.387.10-3	185.4	5.95·10 ⁵

таблица 3 – Параметры траектории ДМ-16 и атмосферы Марса стандарта MARS-GRAM 2001



прохождении через хвостовой скачок. В целом уровень давления в донной области примерно на два порядка ниже, чем на лобовой поверхности. Молекулы CO_2 почти полностью диссоциируют в середине ударного слоя на лобовой поверхности (их массовая концентрация падает до ~6%), но возле стенки происходит рекомбинация CO_2 из-за условия суперкаталитичности. В донной области поток замораживается в результате расширения, поэтому минимальное значение массовой концентрации CO_2 здесь остается почти тем же, что и на лобовой поверхности – около 7%. Следует отметить, что в отрывной зоне наблюдаются относительно высокие концентрации CO_2 (>70%), поскольку газ сюда попадает из пограничного слоя на лобовой поверхности аппарата.

Диссоциация молекул СО2 в ударном слое начи-

нается примерно на высоте 90 км, где их массовая концентрация на лобовой поверхности уменьшается до $c_{\rm CO2} \approx 0.94$, и заканчивается на высоте около 20 км, когда скорость ДМ-16 падает ниже 3 км/с.

Значения давления, тепловых потоков и температуры вдоль траектории в пяти точках поверхности ДМ-16 согласно схеме рисунка 1 приведены соответственно на рисунках 5–7. Значения безразмерного давления *P** во всех рассматриваемых точках почти постоянны на значительной части траектории – от 80 до 25 км. При *H*>80 км на лобовой поверхности давление немного возрастает, а в задней критической точке, наоборот, резко падает почти до нуля.

На больших высотах течение около ДМ-16 сильно разреженно. Известно, что использование уравнений Навье – Стокса для таких режимов приводит к завышению значений давления и тепловых потоков на лобовой поверхности аппарата. В частности, безразмерное давление P^* на высоте 100 км достигает в критической точке значения около 1.3, что существенно превышает свободно-молекулярное значение, равное $P^*=1$. При этом, как показывают эксперименты, значение P^* в области переходной от континуального к свободно-молекулярному течению может на 10–20% процентов превышать 1.

Возникновение сильно разреженной области в донной части сильно затупленного тела при расчете его сверхзвукового обтекания при низких числах Рейнольдса было обнаружено и подробно исследовано в (Горшков А.Б., 2001). В зависимости от конфигурации тела этот эффект уменьшается или полностью исчезает, если вместо условий прилипания для уравнений Навье – Стокса использовать условия скольжения газового потока вдоль поверхности. Согласно расчетам по уравнениям Навье – Стокса на высотах 85 км



и выше давление в донной части ДМ-16 становится чрезвычайно низким ($P_5^*=2.2\cdot10^{-10}$ при H=85 км), но тепловой поток остается при этом конечным (см. рисунок 5).

В условиях сильной разреженности уравнения Навье – Стокса неприменимы, поэтому на больших высотах *H*>80 км результаты, полученные на подветренной стороне ДМ-16, носят качественный характер.

Из данных, представленных на рисунках 6 и 7, видно, что при движении ДМ-16 вдоль траектории максимум теплового потока и, соответственно, равновесно радиационной температуры поверхности, определяемой из уравнения (2), достигается на высоте около 35 км, причем как на лобовой поверхности, так и в задней критической точке аппарата. Максимальное значение теплового потока в передней критической точке – q =930 кВт/м² (температура поверхности T_{μ} =2130 К), в задней – 71 кВт/м² (1120 К), т.е более чем на порядок меньше. С ростом высоты различие в значениях q_w в передней и задней критических точках увеличивается и на высоте 80 км составляет около двух порядков. С падением высоты это различие уменьшается примерно до трех раз на 20 км.

Изменения в значениях теплового потока вдоль лобовой поверхности составляют около двух раз во всем рассмотренном диапазоне высот и аналогичны распределениям q_w , приведенным на рисунке 2. Отношение величины локального максимума теплового потока на кромке ДМ-16 к его значению в критической точке (соответственно точки 4 и 1 на поверхности) минимально в диапазоне высот 60–80 км и увеличивается с ростом температуры и уменьшением высоты (рисунок 6).

Вдоль подветренной поверхности тепловой поток изменяется сильнее, причем его изменение увеличивается с уменьшением высоты – от нескольких раз на 80 км до более чем на порядок на высоте 20 км.



рисунок 6. Конвективный тепловой поток на поверхности ДМ-16



рисунок 7. Радиационно-равновесная температура в пяти точках вдоль поверхности

Следует отметить, что на высотах 40 км и ниже течение в отрывной зоне и в ближнем следе, как показывают расчеты, становится неустойчивым. Значения параметров течения в этой области осциллируют по времени. Проведенные оценки влияния эффектов турбулентности на течение показали, что оно незначительно.

Результаты расчетов обтекания марсианского десантного модуля ДМ-16 в нескольких точках траектории спуска приведены в (*Суржиков С.Т.*, 2013). В частности, для высоты 38 км и скорости 4878 м/с значения теплового потока в передней и задней критических точках для каталитической поверхности составляют около 600 и 40 кВт/м² соответственно, что сопоставимо с настоящими данными для высоты 40 км и скорости 5830 м/с – 870 и 53 кВт/м².

Величина продольной силы аэродинамического

АЭРОТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС» ПРИ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

сопротивления в зависимости от высоты, рассчитанная как с учетом давления и сил вязкости C_x, так и с учетом только сил вязкости C_{vt}, приведена на рисунке 8. При расчете продольной силы в качестве характерной площади принята величина $S=\pi D^2/4$, где D=2.4 м – диаметр миделя ДМ-16. Расчеты показывают, что величина С, на значительном отрезке траектории почти постоянна, она начинает уменьшаться при *H*<25 км и расти при *H*>70 км. Аналогичные результаты получены и в (Голомазов М.М., Финченко В.С., 2013). Уменьшение С, связано с падением скорости на меньших высотах, что приводит к уменьшению температуры и диссоциации молекул СО₂ и соответственно, к менее значительному росту давления в ударном слое около аппарата. Рост С, на больших высотах вызван влиянием сил вязкости, которые не только увеличивают величину $C_{\scriptscriptstyle\rm vt},$ но приводят также к росту давления на лобовой поверхности (см. рисунок 5). Вклад сил трения в продольную силу сопротивления мал ниже высоты 70 км, где он составляет 2%.



рисунок 8. Коэффициент продольной силы C_x с учетом сил вязкости и давления и C_{xt} – с учетом только сил вязкости

На рисунке 8 показаны также значения продольной силы, полученные в (Verant J.-L., Spel M., Bonnal B., 2010) при расчете неравновесного обтекания лобовой поверхности ДМ-16 для условий так называемой «пологой» («shallow») траектории с использованием уравнений Эйлера и пяти компонентной модели диссоциирующего CO₂. Расхождение с данными расчетов не превышает 2%.

заключение

Основной задачей проведенных исследований обтекания десантного модуля проекта «ЭкзоМарс»

было определение особенностей структуры течения около него с учетом вязкости и неравновесных физико-химических процессов в газе и влияния этих процессов на аэротермодинамические характеристики по всей траектории спуска. Приведенные материалы иллюстрируют хорошее соответствие полученных авторами расчетных величин тепловых потоков и аэродинамических характеристик десантного модуля с результатами других авторов.

список литературы

Власов В.И., Горшков А.Б. Сравнение результатов расчётов гиперзвукового обтекания затупленных тел с лётным экспериментом OREX // Известия РАН. МЖГ. 2001. № 5. С. 160-168.

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

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

Горшков А.Б. Теплообмен при сверхзвуковом обтекании сферы и цилиндра при малых числах Рейнольдса // Изв. РАН. МЖГ. 2001. № 1. С. 156-164.

Горшков А.Б. Параллельный алгоритм при расчете неявным методом на основе уравнений Навье – Стокса гиперзвукового обтекания тел неравновесным газом // Математическое моделирование. 2009. Т. 21, № 9. С. 43-53.

Суржиков С.Т. Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов. Многотемпературные модели. М.: ИПМех РАН, 2013. 706 с.

Beck J., Tran Ph., Walpot L. Aerothermodynamics of the Exomars Entry Demonstrator Module // Proc. of 7th European Symposium on Aerothermodynamics, Brugge, Belgium, 9-12 May 2011 (ESA SP-692, August 2011).

Netterfield M.P. Validation of a Navier – Stokes Code for Thermochemical Non-Equilibrium Flows // AIAA Paper. 1992. № 92-2878.

Park C. Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics. New York. John Wiley & Sons, 1990. 372 p.

Verant J.-L., Spel M., Bonnal B. EXOMARS Capsule Aerodynamics Analysis // AIAA Paper. 2010. № 2010-4646. 18 p.

Vlasov V.I., Gorshkov A.B., Kovalev R.V., Plastinin Yu.A. Theoretical studies of air ionization and NO vibrational excitation in low density hypersonic flow around re-entry bodies // AIAA Paper. 1997. № 97-2582.

Статья поступила в редакцию 24.02.2014 г.

РАДИАЦИОННЫЕ УСЛОВИЯ В ПЕРИОД ПОЛЕТА КА «ЭКЗОМАРС-2018». ТРЕБОВАНИЯ К РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В БОРТОВОЙ АППАРАТУРЕ ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЙ

Н.М. Хамидуллина,

кандидат физико-математических наук, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки, nmx@laspace.ru; N.M. Khamidullina

В статье представлены результаты расчета параметров радиационных условий в период полета КА, основанные на данных о траектории полета КА «ЭкзоМарс-2018». Определены требования к радиационной стойкости используемых в бортовой аппаратуре электрорадиоизделий.

Ключевые слова: радиация; солнечные и галактические космические лучи; радиационная стойкость; поглощенная доза; спектры потоков; линейная передача энергии; одиночные эффекты.

Предотвращение разрушающего воздействия космической радиации на устройства, материалы и аппаратуру космических аппаратов накладывает повышенные требования к корректному прогнозированию радиационных условий в период их полета. В свою очередь, определение параметров радиационного воздействия космического пространства позволяет сформировать реальные требования к радиационной стойкости используемых комплектующих (особенно изделий микроэлектроники), обеспечивающие надежное функционирование KA.

«ЭкзоМарс-2018» является совместным проектом Роскосмоса и Европейского космического агентства, при этом десантный модуль (ДМ), осуществляющий посадку на Марс и доставляющий туда европейский марсоход, разрабатывается в НПО им. С.А. Лавочкина и аккумулирует накопленный предприятием опыт по созданию автоматических КА для фундаментальных научных исследований (Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., 2012; Хартов В.В., 2011).

За время полета бортовая аппаратура, устройства и конструкции десантного модуля КА «ЭкзоМарс-2018» подвергаются воздейс-

RADIATION ENVIRONMENT DURING «EXOMARS-2018» SC FLIGHT. THE REQUIREMENTS TO RADIATION HARDNESS OF ONBOARD EQUIPMENT COMPONENTS

The article presents the calculation results of radiation environment parameters, based on data of «ExoMars-2018» SC flight trajectory. The requirements to radiation hardness of onboard equipment components are defined.

Key words: radiation; solar and galaxy cosmic rays; radiation hardness; absorbed dose; spectra of fluxes; linear energy transform; single-event effects.

твию следующих ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП):

- протонов и ионов солнечных космических лучей (СКЛ);
- протонов и тяжелых ядер галактических космических лучей (ГКЛ);
- протонов и электронов радиационных поясов Земли (РПЗ) на кратковременном этапе выведения КА на межпланетную траекторию.

Расчет параметров радиационной обстановки в период полета КА производился в соответствии с баллистическими данными, определяющими межпланетную траекторию КА (перелет Земля – Марс) для двух дат пуска КА – 2018 и 2020 гг. и представленными на рисунках 1 и 2 соответственно. В первом случае (основной вариант, старт в 2018 году) длительность перелета составляет ~250 суток, во втором (резервный вариант, старт в 2020 году) – 150 суток. Длительность функционирования ДМ на поверхности Марса составляет 1 марсианский год, что соответствует 686,6 земных суток. При расчете принималось, что значения поглощенных доз на поверхности Марса уменьшаются на 70% из-за поглощения ионизирующих излучений космического пространства атмосферой Марса.

РАДИАЦИОННЫЕ УСЛОВИЯ В ПЕРИОД ПОЛЕТА КА «ЭКЗОМАРС-2018». ТРЕБОВАНИЯ К РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В БОРТОВОЙ АППАРАТУРЕ ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЙ



рисунок 1. Баллистические параметры траектории перелета Земля – Марс для миссии 2018 года



рисунок 2. Баллистические параметры траектории перелета Земля – Марс для миссии 2020 года

Расчеты параметров радиационных условий проводились с помощью динамической модели *(ГОСТ 25645.150-90,* ГКЛ 1991; Модель космоса, 2007, с. 208) и вероятностной модели СКЛ (ГОСТ Р 25645.165-2001, 2001; Модель космоса, 2007, с. 402), модифицированных с учетом радиальной зависимости потоков СКЛ по мере удаления КА от Солнца. Поскольку модель СКЛ носит вероятностный характер, то при расчете потоков частиц СКЛ и их вклада в поглощенную дозу задавалась вероятность 0,01 (это означает, что превышение приведенных значений потоков и поглощенных доз за время полета возможно лишь в 1% случаев). Из этого определения следует, что тем самым прогнозируются экстремальные («наихудшие») условия полета.

На рисунке 2 на оси абсцисс отложена дата от старта (число, месяц, год), на оси ординат – расстояние в астрономических единицах, а.е. (150 млн. км). Верхняя сплошная кривая, используемая в расчетах, показывает расстояние от КА до Солнца в зависимости от времени полета (отсчитываемое от старта). Две нижние кривые показывают зависимость от времени полета расстояний от КА до Земли и Марса

На рисунке 3 представлены результаты расчетов поглощенных доз (в Si) за сферическими защитными экранами различной толщины в течение всего заданного срока активного существования (САС) КА «ЭкзоМарс» для обоих вариантов даты старта.



рисунок 3. Зависимость поглощенных доз от толщины сферической защиты за САС КА «ЭкзоМарс» (перелет + 1 марсианский год на поверхности Марса) для двух вариантов миссии: старты КА в 2018 году и в 2020 году

Как следует из сравнения данных на рисунке 3, значения поглощенных доз для миссии 2018 года превышают значения для варианта миссии в 2020 году на 11–12%, что связано с меньшей длительностью перелета Земля – Марс при старте в 2020 году.

На рисунках 4, 5 приведены энергетические спектры потоков протонов СКЛ и ГКЛ для основного сценария – миссии 2018 года за САС КА (перелет + 687 суток на Марсе).

На рисунках 6, 7 приведены дифференциальные ЛПЭ-спектры потоков тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ), к которым относятся ионы СКЛ (с зарядами 2≤z≤28) и ядра ГКЛ (с зарядами 2≤z≤92), для основного сценария миссии (старт – 2018 год) за САС КА.

Важной задачей является определение влияния



рисунок 4. Дифференциальные энергетические спектры потоков протонов СКЛ за САС КА для различных значений толщины защиты Х в массовых единицах (г/см²) при вероятности 0,01 («наихудшие» условия полета)



рисунок 5. Дифференциальные энергетические спектры потоков протонов ГКЛ за САС КА для различных значений толщины защиты Х в массовых единицах (г/см²)



рисунок 6. Дифференциальные ЛПЭ-спектры потока ТЗЧ СКЛ, г/(см⁴×МэВ), при вероятности 0,01 («наихудшие» условия полета) за САС КА для различных значений толщины защиты Х в массовых единицах (г/см²)

радиационных условий функционирования КА на формирование требований к радиационной стойкости (PC) используемых в бортовой аппаратуре электрорадиоизделий (ЭРИ). В 2013 году автором была проведена классификация (по дозовому и одиночным эффектам) различных



рисунок 7. Дифференциальные ЛПЭ-спектры потока ТЗЧ ГКЛ за САС КА для различных значений толщины защиты X в массовых единицах (г/см²)

типов полетов КА (в основном разрабатываемых в НПО им. С.А. Лавочкина) и на основании анализа их радиационных условий были сформулированы требования к радиационной стойкости используемых ЭРИ (Хамидуллина Н.М., 2014). Отдельно были выделены межпланетные полеты к Марсу. Результаты послужили основой для разработки Руководящего документа по стратегии менеджмента комплектования электронной компонентной базой космических аппаратов разработки НПО им. С.А. Лавочкина (стандарт предприятия).

Требования к радиационной стойкости комплектующих бортовой аппаратуры по дозовому эффекту, естественно, зависят от дозовых нагрузок в период полета. При оценке поглощенных доз в ЭРИ рассматриваются типичные толщины стенок корпусов аппаратуры, а именно принимается, что значения толщин стенок лежат в диапазоне от 1,5 мм до 4 мм Al. При этом полученные значения представляют собой консервативную (максимальную) оценку без учета компоновки КА и экранировки другими приборами и конструкциями. Кроме того, требования к радиационной стойкости ЭРИ различаются в зависимости от способа ее подтверждения, а

EQUIVING I = $100000000000000000000000000000000000$	аблица 1	– Требован	ия к РС ЭРИ	в БА КА	по лозовом	і узффекту
--	----------	------------	-------------	---------	------------	------------

тип орбиты	РС по э.	лектронам, крад	PC 1	10 протонам, крад
	справочные данные	результаты радиационных испытаний	справочные данные	результаты радиационных испытаний
межпланетные полеты к Марсу, САС 3 года	_	_	3–10	1–3

Примечания

1 Приведенный в таблице диапазон PC соответствует изменению толщины стенок корпуса БА от 4 мм до 1,5 мм Al (типичные значения толщины стенок).

2 Реальные значения дозовых нагрузок на ЭРИ БА за САС КА (соответственно и требования к РС ЭРИ) в зависимости от местоположения приборов и компоновки КА могут быть значительно меньше приведенных в таблице.

РАДИАЦИОННЫЕ УСЛОВИЯ В ПЕРИОД ПОЛЕТА КА «ЭКЗОМАРС-2018». ТРЕБОВАНИЯ К РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В БОРТОВОЙ АППАРАТУРЕ ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЙ

таблица 2 -	- Требования в	РС ЭРИ в БА	КА по одиночным	эффектам
-------------	----------------	-------------	-----------------	----------

тип орбиты, или «сценарий» полета	одиночные сбои*		одиночные отказы**		
	L ₀ , МэВ/(мг/см²)	σ ₀ , см²/бит	L ₀ , МэВ/(мг/см²)	σ ₀ , см²/чип	
межпланетные полеты к Марсу, Юпитеру и т.п., САС 3 года	≥2–3	≤10-7	≥20–25	≤10-2	

Примечания

* – на определение требований не влияет длительность САС КА, т.к. рассматривается работоспособность РЭА во время аномально большой солнечной вспышки.

** – требования сформулированы при условии ВБР ≥0,999, где ВБР – вероятность безотказной работы РЭА.

именно: используются справочные данные или результаты испытаний. Согласно (*OCT 134-1034-2012*, 2013) в первом случае требуется трехкратный запас по дозе.

Результаты приведены в таблице 1 (Хамидуллина Н.М., 2014).

В таблице 2 приведены требования к радиационной стойкости используемых в бортовой аппаратуре ЭРИ по одиночным эффектам (сбоям и отказам) для межпланетных полетов к Марсу (Хамидуллина Н.М., 2014).

Необходимо заметить, что, в отличие от дозового эффекта, консервативная защита (увеличение толщины стенок корпусов, установка дополнительных кожухов и т.п.) для уменьшения в БА одиночных эффектов не является эффективной мерой: при увеличении толщины защиты частично ослабляется поток протонов СКЛ, но, с другой стороны, увеличивается поток вторичных ионов и ядер, рожденных в ядерных реакциях первичного космического излучения с атомами защитного материала.

Следует отметить, что, если для более точного определения требований к стойкости ЭРИ в бортовой аппаратуре по дозовому эффекту необходимо тщательно учесть компоновку КА и расположение прибора, то для уточнения требований к параметрам отказо- и сбоеустойчивости ЭРИ важны и другие факторы, а именно: внутренняя компоновка прибора, количество ЭРИ, способ их соединения, а также схемотехнические и программные способы парирования одиночных эффектов. При этом, как было показано на примере расчетов для КА «Спектр-Р» и «Спектр-УФ» (Хамидуллина Н.М., 2009. С. 39-46; Хамидуллина Н.М., 2009. С. 55-60), расположение аппаратуры на КА практически не влияет на частоту сбоев и отказов.

Госстандарт, 1991.

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

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

Модель космоса / Под ред. Л.С. Новикова. 8-е изд-е, Т. 1: Физические условия в космическом пространстве. М.: КДУ, 2007. 871 с.

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

Хамидуллина Н.М. Расчет одиночных сбоев в РЭА орбитальных обсерваторий на основе 3dмоделирования // Полет. 2009. № 7. С. 39-46.

Хамидуллина Н.М. Использование 3dмоделирования для расчета вероятности тиристорного эффекта в РЭА КА «Спектр-Р» и «Спектр-УФ» // Полет. 2009. № 9. С. 55-60.

Хамидуллина Н.М. Влияние радиационных условий полета космических аппаратов на радиационную стойкость электрорадиоизделий бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Под ред. В.В. Хартова, В.В. Ефанова: в 3-х т. Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2014. Т. 2. С. 948-961.

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.

список литературы

ГОСТ 25645.150-90. Галактические космические лучи. Модель изменения потоков частиц. М.:

Статья поступила в редакцию 19.03.2014 г.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС-2018»

В.А. Бондаренко*, vbondare@laspace.ru; **V.A. Bondarenko**** **В.Б. Куперштейн*,** kvb@laspace.ru; **V.B. Kupershtein****

Статья посвящена задаче обеспечения теплового режима десантного модуля проекта «ЭкзоМарс-2018». Рассматриваются проектные решения, определяющие состав и характеристики системы обеспечения теплового режима десантного модуля, компьютерное моделирование и результаты расчета теплового режима, требования к диагностике и системе управления.

Ключевые слова: тепловой режим; десантный модуль; изотопные источники тепловой энергии.

введение

Наиболее объемной и интересной задачей с точки зрения теплового режима является создание долгоживущих автоматических посадочных аппаратов для функционирования на поверхности планет с атмосферой. К таким аппаратам относится посадочная платформа (ПП) десантного модуля (ДМ) проекта «Экзо-Марс-2018» (Хартов В.В. и др., 2014) Предыдущими аппаратами, разработанными в НПО им С.А. Лавочкина, которые предназначались для исследования поверхности Марса, были малые автономные станции и пенетраторы, созданные в рамках проекта «Марс-96» (Автоматические..., 2010). В отличие от проекта «ЭкзоМарс-2018», задача обеспечения их теплового режима решалась автономно. Особенность организации теплового режима ДМ состоит в том, что посадочная платформа является конструктивно интегрированной, неотъемлемой составной частью ДМ, функционирующей на всех этапах его эксплуатации, а после посадки на поверхность Марса и съезда марсохода, эта оставшаяся часть десантного модуля должна работать еще в течение марсианского года.

1. Назначение, состав и принципы построения СОТР ДМ

Система обеспечения теплового режима (СОТР) является одной из систем, обеспечивающих работоспособность космического аппарата (КА) и, как следствие, определяющей его облик.

Задачей СОТР ДМ является поддержание заданных температурных условий входящих в его состав элементов конструкции, систем, агрегатов и блоков аппаратуры на всех этапах функционирования.

Особенностью задачи обеспечения теплового режима ДМ является значительное колебание внешней и внутренней тепловой нагрузки, действующей на элементы конструкции ДМ в процессе его эксплуатации.

Основными этапами функционирования ДМ, сущес-

THERMAL CONTROL OF «EXOMARS-2018» DESCENT MODULE

The article covers thermal control issues for «ExoMars-2018» Descent Module. Design solutions, determining composition and properties of Descent Module thermal control system, computer simulation and thermal conditions computations results, requirements for diagnostics and control system are reviewed.

Key words: thermal conditions; Descent Module; radioisotope heater units.

твенно различными с точки зрения теплового режима, являются:

1. Сборка и транспортировка изделия после установки изотопных источников.

2. Подготовка КА к пуску на стартовом комплексе.

3. Выведение КА от сброса головного обтекателя (ГО) до момента отделения от разгонного блока.

4. Полет в составе КА по траектории перелета Земля – Марс.

5. Автономный полет от момента отделения от перелетного модуля (ПМ) до входа в атмосферу Марса.

6. Аэродинамическое торможение и спуск в атмосфере Марса.

7. Работа на поверхности Марса в течение года.

Каждый из этих этапов характеризуется определенной комбинацией внешних тепловых потоков, действующих на элементы конструкции ДМ. При этом параметры воздействующих факторов изменяются в широком диапазоне как по величине, так и по продолжительности воздействия.

Основными критериями выбора и порядка построения средств обеспечения теплового режима ДМ являются следующие факторы:

- отсутствие достаточной электрической мощности на ПП при функционировании на поверхности Марса для обеспечения теплового режима, что требует установки изотопных источников тепловой энергии;
- отсутствие электрической мощности на посадочном модуле (ПсМ) при функционировании на поверхности Марса для обеспечения работы научной аппаратуры до съезда марсохода в течение 10-12 суток;
- наличие в составе ДМ марсохода с собственными изотопными нагревателями, установка которых, изза конструктивных особенностей марсохода, должна происходить до установки марсохода на ДМ;
- сборка изделия на техническом комплексе (ТК) и установка изотопных источников на ДМ при положении оси «Х» КА вертикально вверх;

^{*} ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

^{**} Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ Космического аппарата «Экзомарс-2018»

- окончательная сборка космической головной части (КГЧ) и транспортировка на стартовый комплекс (СК) при положении оси «Х» КА в горизонте;
- диаметрально противоположное направление силы тяжести, действующее на элементы СОТР в условиях Земли и Марса, что связано с ориентацией оси «Х» КА вертикально вниз на СК, а после посадки на поверхность Марса – вверх;
- включение бортового комплекса управления ДМ на СК за несколько часов до пуска;
- наличие оборудования служебного и научного комплекса с различными сроками функционирования;
- расположение посадочной платформы внутри конструкции, обеспечивающей вход в атмосферу Марса, что приводит к экранированию радиаторов СОТР;
- изменение ориентации относительно Солнца и конфигурации КА после отделения ДМ от перелетного модуля на этапе автономного полета;
- значительный прогрев конструкции ДМ на этапе входа в атмосферу Марса;
- наличие оборудования служебного и научного комплекса автономного расположения;
- ограничение на электропотребление ДМ на этапе выведения величиной не более 150 Вт.

Исходя из представленных выше особенностей функционирования ДМ и температурных требований, предъявляемых к конструкции ДМ и марсохода, была выбрана следующая схема построения СОТР.

Основная часть блоков научной и служебной аппаратуры, работоспособность которой требуется при функционировании ПП на поверхности Марса, устанавливается на тепловых сотопанелях (ТСП) Снаружи ТСП закрываются теплоизоляцией. На ТСП устанавливаются радиоизотопные источники тепла – тепловые блоки (ТБ). Тепловая мощность одного ТБ – 8.5 Вт. Применение ТБ обусловлено недостатком электрической энергии в целях обеспечения теплового режима блоков аппаратуры на поверхности Марса при минимальных внешних и внутренних тепловых потоках. Для отвода с ТСП избыточной тепловой энергии, выделяемой работающей аппаратурой и ТБ-8.5 используются регулируемые контурные тепловые трубы (КнТТ), с помощью которых этот избыточный тепловой поток передается на радиаторы, расположенные с внешней стороны теплоизоляции ТСП, и далее рассеивается в окружающее пространство. Тепловой режим аппаратуры, расположенной внутри марсохода, обеспечивается по тем же принципам. Внутри ТСП посадочной платформы расположены аксиальные тепловые трубы (ATT), выравнивающие распределение тепловых потоков по ТСП. Для парирования различного направления силы тяжести испарители КнТТ располагаются как в нижней, так и в верхней части ТСП. При необходимости, для обеспечения более раннего запуска ATT, некоторые из них могут быть разделены на две части, с обязательным тепловым контактом между ними. При функционировании ДМ на этапах выведения, перелета и автономного полета до входа в атмосферу Марса тепловой поток с радиаторов передается излучением на внутреннюю поверхность заднего кожуха (ЗК) и далее

сбрасывается в космос. Для этого необходимо обеспечить достаточный перепад температур между радиаторами приборных панелей, в том числе марсохода, и внутренней поверхностью заднего кожуха.

Внутренние поверхности ЗК и аэродинамического экрана (АЭ) должны иметь покрытие с $\varepsilon \ge 0.85$, а внешние с $\varepsilon \ge 0.85$, $A_s \le 0.3$. Требование на термооптические характеристики покрытий приводятся для контроля их исполнения и без учета их деградации при эксплуатации изделия. На внешней поверхности аэродинамического экрана и части ЗК в зоне адаптера и крышки парашютного контейнера устанавливаются маты экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ).

Недостаток тепловой энергии на ТСП компенсируется работой электронагревателей (ЭН) и установкой ТБ-8.5. Тепловой режим приборов внешнего расположения, узлов разделения, механизмов развертывания трапов, антенны, манипулятора и солнечных батарей, системы мягкой посадки, обеспечивается установкой теплоизоляции и подводом электроэнергии непосредственно к посадочным местам этого оборудования. Для блоков служебной аппаратуры автономного расположения с большим тепловыделением предусматриваются радиационные поверхности.

Тепловой режим парашютного контейнера обеспечивается установкой на крышке парашютного контейнера ЭВТИ, которая крепится к адаптеру и отделяется вместе с адаптером или остается на крышке парашютного контейнера, что определяется после проработки конструкции адаптера. На корпус парашютного контейнера устанавливаются маты ЭВТИ и ЭН. Парашютный контейнер в тепловом отношении должен быть термически развязан с задним кожухом.

Тепловой режим двигательной установки (ДУ) обеспечивается следующим образом:

1. На сотопанель ДУ устанавливаются маты ЭВТИ.

2. Баки с топливом и баллоны наддува закрываются автономными матами ЭВТИ и устанавливаются на ТСП через термосопротивление не менее 5 К/Вт.

3. На баках с топливом и баллонах наддува устанавливаются ЭН.

4. Топливные трубопроводы прокладываются вдоль обогреваемых ЭН элементов конструкции (штанги, рукава, тепловые шины) и закрываются автономно матами ЭВТИ.

5. На электроклапанах двигателей устанавливаются ЭН и термодатчики. ЭН на электроклапанах после проработки конструкции могут быть заменены тепловыми шинами, в этом случае ЭН устанавливаются на кронштейнах крепления двигателей.

6. Вокруг сопел двигателя мягкой посадки (ДМП) (он же тормозной двигатель) устанавливается высокотемпературная теплоизоляция.

7. Тепловой режим агрегатов ДМП обеспечивается установкой над рамой крепления ДМП теплового экрана с ЭН. На раме ДМП также устанавливаются ЭН.

8. Кронштейны двигателей малой тяги (ДМТ) закрываются теплоизоляцией.

9. ДМТ закрываются высокотемпературной тепло-изоляцией.



РТ – радиатор;

РД – регулятор давления (клапан);

КнТТ – контурная тепловая труба;

АТТ – аксиальная тепловая труба;

ТЭМХ – термоэлектрический модуль холодильный; **ТБ (РИТ)** – тепловой блок (радиоизотопный источник тепла). **рисунок 1.** Принципиальная схема СОТР ТСП

10. Перед включением ДУ производится прогрев ее топливных магистралей и двигателей за счет подвода электрической мощности.

11. В конструкции ДМП и ДМТ должны быть предусмотрены разработчиком встроенные нагреватели для разогрева катализатора и обогрева конструкции двигателей.

Необходимое энергопотребление СОТР ДМ на этапе перелета предварительно оценивается величиной не более 250 Вт.

Для обеспечения среднего энергопотребления на этапе выведения длительностью до 11.5 часов на уровне 150 Вт, из которых 60 Вт – среднее энергопотребление СОТР, требуется установка ЭВТИ на внешней поверхности АЭ.

После посадки на поверхность Марса обеспечение теплового режима элементов ДУ, механизмов развертывания трапов и солнечных батарей, системы амортизации и посадки, а также приборов, обеспечивающих перелет и посадку (БИБ, радар), не требуется. Тепловой режим ТСП с аппаратурой на этом этапе функционирования обеспечивается такими же СОТР, что и при функционировании в составе ДМ на этапе перелета.

Дополнительно некоторый обогрев потребуется для оборудования и приборов внешнего расположения, например, камер кругового обзора. По предварительным оценкам, для приборов внешнего расположения потребуется 40 Вт электрической мощности в ночной период суток и 20 Вт – в дневной период. Так как система электроснабжения (СЭС) не обеспечивает требуемую величину электроэнергии, для обогрева ТСП используются радиоизотопные источники тепла. Однако это накладывает дополнительные требования по обеспечению теплового режима при работе с изделием на ТК и СК. Размер радиаторов зависит от выбранной тепловой мощности, устанавливаемых на ТСП изотопных источников и тепловыделения блоков аппаратуры. Схема теплопроводов радиаторов ТСП может быть выполнена как с одним радиатором, так и с двумя радиаторами для каждой ТСП, в зависимости от компоновки.

Принципиальная схема СОТР ТСП с одним радиатором представлена на рисунке 1.

Площадь радиаторов для каждой ТСП пропорциональна тепловыделению и по предварительным оценкам, должна составлять, соответственно для ТСП 1, ТСП 2, ТСП 3, ТСП 4 не менее 1.2 м^2 ; 0.65 m^2 ; 0.4 m^2 , 0.4 m^2 , а тепловая мощность изотопных источников: ТСП 1 – 17 Вт (2 шт. ТБ); ТСП 2 – 51 Вт (6 шт. ТБ); ТСП 3 и ТСП 4 по 25.5 Вт (по 3 ТБ).

Общее тепловыделение на ТСП1-ТСП4 за счет установки изотопных источников составляет 119 Вт. Общее количество ТБ на ДМ – 17 штук, из которых 14 устанавливается на ТСП1-ТСП4 посадочной платформы и 3 – на марсоходе.

Элементы крепления ТСП к конструкции ПП должны обеспечивать термосопротивление не менее 20 К/Вт. Вырезы в теплоизоляции ТСП должны быть минимальны. Толщина теплоизоляции должна быть не менее 70 мм.

Структурная схема СОТР ДМ представлена на рисунке 2.

На тепловой режим ДМ существенным образом влияет конструктивное исполнение перелетного модуля.

Ниже приводятся требования к тепловому интерфейсу между ДМ и ПМ, которые реализованы в компо-



ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ Космического аппарата «Экзомарс-2018»



рисунок 3. Основные принципы построения и состав СОТР ДМ

новочном решении КА «ЭкзоМарс»:

1. ДМ находится в тени ПМ от солнечного излучения. Допускается частичная засветка поверхности ЗК в зоне стыка с аэродинамическим экраном (зона засветки уточняется). На этапе перелета через 50 суток после выхода на траекторию допускается засветка боковой поверхности ЗК ДМ под углом до 42 градусов к продольной оси КА при обеспечении стабилизации вращением КА.

2. Элементы конструкции перелетного модуля, обращенные в сторону ДМ, должны иметь покрытия, сводящие к минимуму тепловое воздействие на внешнюю поверхность ЗК. Это в первую очередь относится к обратной стороне солнечных батарей ПМ, на которые для обеспечения этого требования устанавливаются маты ЭВТИ. Термооптические характеристики внешних поверхностей ПМ уточняются.

3. На проведение режимов коррекции орбиты в зависимости от величин углов засветки поверхности ДМ солнечным излучением, продолжительности режимов коррекции и наличия вращения ПМ возможно наложение ограничений по требованию обеспечения теплового режима.

4. Перелет осуществляется при стабилизации ПМ вращением, скорость вращения должна быть не более 10–15 градусов в секунду и не менее двух градусов в секунду.

5. Кондуктивная связь ДМ и ПМ через узел разделения должна быть организована с величиной термосопротивления не менее 20 К/Вт. Уточняется после конструкторской проработки узла разделения и ЗК.

6. Тепловой режим узла разделения обеспечивается с помощью установки теплоизоляции, электронагревателей и термодатчиков.

7. Конструкция ПМ не должна выходить за габариты парашютного контейнера ДМ. При невыполнении этого требования, возможно, потребуется увеличение размеров радиаторов ТСП или расположение дополнительных радиаторов СОТР ДМ в зоне баков ДУ или на конструкции ПМ.

8. На этапе выведения продолжительностью 11.5 часов поток солнечного излучения падает перпендикулярно оси

«Х» ДМ при осуществлении вращения КА вокруг оси «Х» со скоростью один оборот в минуту.

9. На этапе выведения солнечные батареи ПМ находятся в сложенном состоянии.

10. Температура ПМ на стыке с адаптером ДМ должна находиться в диапазоне от минус 60 до плюс 50°С (уточняется на этапе рабочего проектирования).

Одним из основных элементов полезной нагрузки ДМ является марсоход, который разрабатывается Европейским космическим агентством.

Для проведения теплового проектирования ДМ с учетом температурных требований марсохода были приняты следующие условия:

После установки на конструкции марсохода трех ТБ с суммарной тепловой мощностью 25.5 Вт температура окружающих поверхностей радиаторов марсохода должна быть преимущественно не выше плюс 15°С. Данное условие требует дополнительного согласования, так как находится в стадии проработки и обусловлено выбором типа аккумуляторной батареи марсохода и последовательностью ее зарядки. Кроме того, это потребует разработки дополнительной наземной СОТР. Требования к ориентации марсохода со стороны его разработчика для этого этапа не предъявляются.

На СК температура продуваемого воздушной СОТР (ВСОТР) под ГО воздуха соответствует штатным диапазонам температур от плюс 12 до плюс 25°С.

Этап выведения продолжительностью 11.5 часов является переходным этапом, когда температура поверхностей, окружающих радиаторы марсохода, падает от температуры реализованной на СК до 0°С (уточняется по результатам выбора конфигурации ПМ).

Термическое сопротивление между установочной платформой и марсоходом величиной 0.01 К/Вт обеспечивается конструкцией самого марсохода. Требования к температурному режиму узлов разделения марсохода от посадочной платформы на данный момент не предъявляются.

На этапе перелета в установившемся режиме температуры окружающих радиаторы марсохода поверхностей в соответствии с требованиями к тепловому режиму марсохода могут быть реализованы не выше минус 10°С.

На этапе перелета производятся тестовые включения бортовой аппаратуры марсохода продолжительностью не более одного часа с тепловыделением до 60 Вт.

Для обеспечения теплового режима марсохода и ТСП ДМ на ТК, после установки всех изотопных источников и заднего кожуха, должен быть организован принудительный обдув его внешней поверхности охлажденным воздухом с помощью наземной СОТР (НСОТР), а при необходимости обдув вентиляторами зоны радиаторов ТСП и марсохода внутри ДМ. Работа вентиляторов может быть востребована и на СК.

При отсутствии достаточной зоны на ДМ для размещения радиаторов СОТР рассматривается возможность установки радиаторов на конструкции перелетного модуля, т.е. с внешней стороны ДМ. Основные принципы построения и состав СОТР представлены на рисунке 3.

Как альтернатива СОТР на базе тепловых труб, на этапе рабочего проектирования будет рассмотрена схема с использованием жидкостного контура с насосом на электрическом приводе.

2. Температурные условия эксплуатации аппаратуры и оборудования

Требования по температурным условиям функционирования блоков бортовой аппаратуры (БА) и систем

таблица 1	 Требования по температурным условиям
функцион	ирования блоков аппаратуры

	1 71		
	допустимый диапазон		
	температур посадочных мест		
наименование	блоков аппаратуры		
	(рабочий режим /		
	выключенное состояние), °С		
научная аппаратура (НА)	от минус 20 до плюс 40 / от		
на ТСП	минус 50 до плюс 50		
аппаратура служебного комплекса:			
	от минус 40 до плюс 50 /		
БЦВМ (РОС)	от минус 50 до плюс 50		
EV	от минус 20 до плюс 40 / от		
БУ	минус 50 до плюс 50		
	от минус 20 до плюс 40 / от		
bAIIII1	минус 50 до плюс 50		
WA C	от минус 20 до плюс 40 / от		
KAC	минус 40 до плюс 40		
	от 0 до плюс 40 / от минус 10		
Ab	до плюс 40*		
	от минус 25 до плюс 50 / от		
БИБ (ЕКА)	минус 25 до плюс 50		
	от минус 45 до плюс 55 / от		
БРК (ЕКА)	минус 50 до плюс 50		
	от минус 40 до плюс 55 / от		
БЦВМ (ЕКА)	минус 50 до плюс 65		
	от минус 30 до плюс 55 / от		
радар (ЕКА)	минус 45 до плюс 65		
ТБ-8,5	от минус 100 до плюс 100		

таблица 2 – Требования по температурным условиям функционирования систем и элементов конструкции ДМ

наименование	допустимый диапазон температур элементов конструкции, °С
	режим сраоатывания/режим хранения
выносные и внешние элементы конструкции:	
задний кожух (внутренний слой)	от минус 150 до плюс 170*
аэродинамический экран (внутренний слой)	от минус 150 до плюс 170*
трапы спуска марсохода	от минус 130 до плюс 120*
батареи фотопреобразователей	от минус 130 до плюс 130*
посадочное устройство	от минус 130 до плюс 100*
пиросистемы элементов разделения и механизмов развертывания:	от минус 130 до плюс 80
узел разделения ПМ и ДМ	(плюс 150 кратковременно)**
узел разделения АЭ и ЗК	
узел разделения ЗК и ПП	
узел зачековки БФ	от минус 130 до плюс 80
узел зачековки трапов	(плюс 120 кратковременно)**
узел зачековки манипулятора	
узел зачековки посадочных опор	
ПУ:	
баки с топливом	от плюс 5 до плюс 35
баллоны наддува	от плюс 15 до плюс 40(на момент подачи топлива)/
	от минус 40 до плюс 40
лвигатели, топливопроволы	от 0 до плюс 35 (на момент подачи топлива) / от
	минус 50 до плюс 50
парашютный контейнер	от минус 70 по плюс 70*
париатоты СОТР	от минус 150 до циюс 60
теплоизоляция 1011, включая ЭВТИ	от минус 150 до плюс 150
тепловой фон окружения марсохола	на этапе перелета:
	от минус 120 до минус 10*
* Температурный режим уточняется на этапе рабочего проектиров	рина

ературный режим уточняется на этапе рабочего проектирования.

** Температурный режим подтверждается после испытаний пиротехнических устройств на этапе рабочего проектирования.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ Космического аппарата «Экзомарс-2018»

ДМ представлены соответственно в таблицах 1 и 2.

Допустимые диапазоны температур конструкции ДМ в месте посадочных поверхностей БА и систем уточняются на этапе согласования соответствующих технических заданий и габаритных чертежей.

3. Анализ теплового режима ДМ

3.1. Тепловой режим ДМ на этапе выведения

Основным критичным требованием для этапа выведения является ограничение на энергопотребление систем ДМ, так как оно осуществляется от аккумуляторной батареи перелетного модуля. Наиболее чувствительными элементами ДМ на этом этапе являются элементы ДУ и приборы внешнего расположения на посадочной платформе.

Для предварительной оценки теплового режима внешней силовой конструкции ДМ проведен расчет для круговой орбиты 7000 км с теневыми интервалами и боковой засветкой заднего кожуха солнечным излучением в направлении, перпендикулярном оси «Х» ДМ при его вращении вокруг этой же оси с угловой скоростью один оборот в минуту.

Продолжительность этапа выведения составляет 11.5 часа (41400 секунд).

Начальная температура для всех элементов конструкции ДМ принята равной плюс 12°С, она определяется по температуре подаваемого под обтекатель воздуха от системы ВСОТР на стартовом комплексе.

Экранирование внешней поверхности ЗК ДМ конструкцией ПМ принято равным 50 процентам. Кондуктивная связь ДМ с ПМ отсутствует.

В расчете были приняты соответственно следующие массовые характеристики: АЭ – 187 кг, ЗК – 170 кг; парашютный контейнер – 60 кг.

Внутреннее тепловыделение составляет 294.5 Вт, оно складывается из электропотребления ДМ величиной 150 Вт (90 Вт бортовая аппаратуры и 60 Вт СОТР) и тепловыделения изотопных источников ТБ (25.5 Вт на марсоходе и 119 Вт на ДМ).

Расчет проводился с помощью программного пакета ТЕРМ разработки ЦНИИМаш (Альтов В.В. и др., 2011). Уравнение теплового баланса для эксплуатации ДМ на этапе выведения в общем виде аналогично для КА орбитального функционирования (Бондаренко В.А. и др., 2013) с преобразованием для неустановившегося режима.

На рисунке 4 представлено изменение температур силовой конструкции ДМ на этапе выведения. Приборный отсек на графике представлен температурой радиаторов СОТР ТСП.

Из анализа представленных результатов видно, что на этапе выведения электропотребление ДМ величиной 150 Вт достаточно для поддержания заданного температурного режима элементов конструкции ДМ, так как электрического обогрева узлов разделения, узлов зачековки и парашютного контейнера не требуется. При этом на внешних поверхностях АЭ и крышки парашют-



рисунок 4. Температурный режим внешних элементов конструкции ДМ на этапе выведения

ного контейнера должны быть установлены маты ЭВТИ. Маты ЭВТИ должны быть установлены и на элементах конструкции адаптера, и в зоне установки системы разделения ДМ от ПМ; маты устанавливаются и на ЗК на расстоянии 150–200 мм от зоны стыка с АЭ для обеспечения температурного режима узла разделения.

Дополнительно требует исследования вопрос скорости падения давления внутри ДМ, и разработка рекомендаций по времени закрытия дыхательного клапана, расположенного в донной части ДМ.

Необходимо иметь в виду, что включение бортовой аппаратуры перед стартом подразумевает ее работу при падении давления от нормального $1.013 \cdot 10^5$ Па до 10^9 Па, т.е. переход через давление 10^2 Па, что может быть критично для аппаратуры негерметичного исполнения.

3.2. Тепловой режим ДМ на этапе перелета

На этапе перелета по трассе Земля-Марс на КА «ЭкзоМарс» воздействует прямое солнечное излучение средней интенсивностью от 1396 до 630 Вт/м² в зависимости от расстояния от Солнца. Направление оси «Х» КА на Солнце изменяется от 0 (первые 50 суток) до 42 градусов при подлете к Марсу. КА осуществляет стабилизацию вращением вокруг оси «Х» со скоростью 15 градусов в секунду. Общее энергопотребление ДМ составляет на этом этапе 400 Вт.

Графическое изображение изменения ориентации ДМ относительно направления на Солнце на трассе перелета Земля-Марс с затенением поверхности ДМ конструкцией перелетного модуля представлено на рисунке 5.

При тепловом анализе ДМ на этапе перелета была проведена оценка теплового режима ТСП, элементов ДУ, теплового окружения марсохода, некоторых приборов автономного расположения, элементов разделения и раскрытия конструкции при реализации экранирования внешней поверхности заднего кожуха ДМ конструкцией ПМ, а также оценка температурного режима силовой конструкции ЗК.

Расчет проведен с помощью программного пакета SIEMENS NX-8.5. Расчетная геометрическая тепловая



рисунок 5. Ориентация КА относительно Солнца на этапе перелета

модель ДМ представлена на рисунке 6. Конструкция перелетного модуля на рисунке не показана.

Анализ результатов расчетов, представленных на рисунках 7–12 показал: выбранная площадь радиаторов ТСП достаточна для поддержания теплового режима на ТСП в заданном диапазоне температур; требование на тепловое окружение марсохода выполнимо; энергопот-



рисунок 6. Геометрическая расчетная тепловая модель ДМ



рисунок 7. Температурный режим ДМ



рисунок 8. Температурный режим элементов конструкции ДМ под теплоизоляцией



рисунок 9. Температурный режим марсохода



рисунок 10. Температурный режим парашютного контейнера



рисунок 11. Температурный режим заднего кожуха

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ Космического аппарата «Экзомарс-2018»



рисунок 12. Температурный режим внутренней поверхности аэродинамического экрана

ребление 250 Вт достаточно для обеспечения теплового режима элементов конструкции ДМ.

3.3. Тепловой режим ДМ на этапе автономного полета

При подлете к Марсу ДМ отделяется от ПМ и совершает автономный полет в течение около 30 минут до входа в атмосферу Марса.

Наэтапеавтономногополета ДМстабилизируется вращением вокруг оси «Х» с угловой скоростью 16.5 градусов в секунду, при этом, по предварительным оценкам, поток прямого солнечного излучения направлен под углом от 60 до 120 градусов к оси «Х» ДМ. Интенсивность потока прямого солнечного излучения на орбите Марса составляет от 503 от 737 Вт/м² при среднем значении 620 Вт/м². Средняя плотность потока отраженного солнечного излучения составляет 50 Вт/м², а средняя плотность потока собственного излучения Марса – 130 Вт/м² (*Залетаев В.М. и др.*, 1979).

Предварительный анализ теплового режима ДМ на данном этапе функционирования показал:

1. Характер внешней тепловой нагрузки ДМ, хотя и отличается от предыдущего этапа, где ДМ находится в физической связке с ПМ, конструкция которого создает теневую зону от солнечного излучения и частично экранирует излучение с поверхности ЗК ДМ в космос, но этот фактор компенсируется засветкой боковой поверхности ДМ солнечным излучением.

2. Конструкция внешних элементов ДМ обладает достаточно большими тепло-инерционными характеристиками, что с учетом малой продолжительности этапа, который составляет 30 минут, не приводит к существенному изменению температурного режима конструкции ДМ. Это видно из графиков, представленных на рисунках анализа этапа выведения.

3. Перед проведением этапа необходимо осуществить прогрев элементов конструкции ДУ, парашютного контейнера, посадочных мест прибора ДИСД для осуществления процесса посадки.

4. Так как при проведении этапа накладываются определенные ограничения на энергопотребление средств СОТР, то для выполнения заданных температурных требований для этапа посадки осуществляется дополнительный прогрев конструкции на этапе перед отделением ДМ от ПМ. Таким образом, температурный режим ДМ перед входом в атмосферу Марса определяется, в первую очередь, состоянием конструкции ДМ на момент отделения от ПМ и существенным образом не зависит от этапа автономного полета, но требует дополнительного анализа на дальнейших этапах проектирования после проработки конструкции ДМ и ПМ.

3.4. Тепловой режим при аэродинамическом торможении

Во время спуска ДМ в атмосфере Марса его конструкция подвергается интенсивному тепловому воздействию со стороны окружающей среды. Начало этого воздействия приходится на момент входа аппарата в атмосферу, что соответствует высоте над поверхностью Марса 120 км, и заканчивается после ввода в действие парашютной системы и отделения АЭ.

Для восприятия интенсивного теплового потока при торможении в атмосфере используется АЭ и ЗК с нанесенным на них слоем теплозащитного покрытия.

Величина тепловой нагрузки, воздействующей на АЭ и ЗК, определяется скоростью входа ДМ в атмосферу Марса, углом входа и формой конструкции.

На этапе входа в атмосферу Марса максимальная температура внутренних поверхностей ЗК и АЭ возрастает по линейному закону от минус 50 до плюс 170°С за 90 секунд и далее до сброса аэродинамического экрана сохраняется около этого уровня в течении 100 секунд.

Таким образом, продолжительность этого этапа функционирования ДМ составляет несколько минут спуска аппарата в атмосфере Марса.

3.5. Тепловой режим ДМ на этапе функционирования на поверхности Марса

Определяющим, с точки зрения работы СОТР ДМ, является этап функционирования посадочной платформы на поверхности Марса.

Особенностью теплового режима ПП при функционировании на поверхности Марса является значительное колебание внешних тепловых потоков, действующих на элементы ее конструкции. Это связано с суточными изменениями температуры атмосферы у поверхности Марса, температуры самой поверхности, величиной потока солнечной радиации, а также с зависимостью этих величин от географической широты и сезона. Район возможных точек посадки ПсМ на поверхность Марса находится в диапазоне от 5 градусов сев. широты до 25 градусов юж. широты. Штатное время эксплуатации — один год на поверхности Марса.

Ниже, на рисунках 13–17, представлены результаты расчета теплового режима ТСП с учетом теплоемкости и изменения температурных параметром атмосферы, поверхности, неба, а также величины солнечного потока.

Исходные данные для расчета:

 размеры ТСП1–ТСП4 соответствуют компоновочному решению. Толщина теплоизоляции равна 70 мм и установлена сверху контуров блоков приборов;

- площади радиаторов ТСП1–ТСП4 приняты равными 1.32 м²; 0.66 м²; 0.4 м²; 0.4 м² соответственно. Ориентация радиаторов ТСП1-ТСП3 вертикально, ТСП 4 горизонтально;
- масса ТСП1-ТСП2 с аппаратурой составляет соответственно величины 110 кг; 34 кг; 13 кг; 19 кг;
- внешнее покрытие радиаторов: ε≥0.85, A_s≤0.2; теплоизоляции ε≥0.6, A_s≤0.4;
- открытые поверхности на каждой из ТСП2-ТСП4 равны 0.01 м² и расположены вертикально;
- коэффициент теплоотдачи с внешнего слоя теплоизоляции за счет взаимодействия с атмосферой Марса 2 Вт/(м²·K).

На графиках рисунка 13 представлено изменение температуры ТСП с аппаратурой при следующих условиях:

- тепловыделение на ТСП1-ТСП4 принято постоянным и составляет 105 Вт; 51 Вт; 25.5 Вт; 25.5 Вт соответственно. Данное тепловыделение обеспечивается: ТСП1 88 Вт – работа служебных систем плюс 17 Вт тепловыделение двух ТБ; ТСП 2 – тепловыделение шести ТБ; ТСП 3 и ТСП 4 по три ТБ;
- внешняя тепловая нагрузка соответствует холодной модели атмосферы Марса с минимальным тепловыми потоками.



рисунок 13. Изменение температуры элементов конструкции ПП на поверхности Марса. Холодный расчетный случай

Из графиков видно, что повторяющийся характер суточного изменения температур ТСП наступает на четвертые сутки. Мощность тепловыделения достаточна для поддержания заданного уровня температур служебного комплекса, а для научного комплекса эта мощность обеспечивает только температурный режим хранения. Для достижения рабочих температур научного комплекса до уровня не ниже минус 20°С требуется в дневной период дополнительное тепловыделение, что должно быть выполнено включением электронагревателей для разогрева аппаратуры после схода марсохода, который потребляет всю электроэнергию, предназначенную для работы научного комплекса, расположенного на ТСП 2–ТСП 4.

При наличии электроэнергии в дневное время для работы научной аппаратуры (НА) продолжительностью

8 часов, что видно на рисунке 14, с распределением между ТСП 2–ТСП 4, как 80 Вт; 40 Вт; 40 Вт даже при условии холодного случая аккумулированного тепла хватает, чтобы разогрев аппаратуры за счет включения электронагревателя не потребовался.



рисунок 14. Изменение температуры элементов конструкции ПП на поверхности Марса. Холодный расчетный случай. Научная аппаратура работает днем

В случае установки дополнительных изотопных источников по одному ТБ мощностью 8.5 Вт на каждую из ТСП2–ТСП4 с научной аппаратурой, как видно из графиков рисунка 15, температурный режим НА всегда находится в рабочем диапазоне. Изотопные источники могут быть заменены электронагревателями.



рисунок 15. Изменение температуры элементов конструкции ПП на поверхности Марса. Холодный расчетный случай. Мощность ТБ увеличена

На рисунках 16, 17 показано изменение температуры ТСП в условиях горячего расчетного случая при 10-часовой продолжительности работы научной аппаратуры на ТСП2 – ТСП4 с электрической мощностью соответственно 80 Вт; 40 Вт; 40 Вт с засветкой радиаторов солнечным излучением и без засветки (поток солнечного излучения направлен вдоль радиаторов). Из графиков видно, что выбранной площади радиаторов ТСП достаточно для обеспечения работы научной и служебной аппаратуры при заявленной мощности электропотребления.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ Космического аппарата «Экзомарс-2018»



рисунок 16. Изменение температуры элементов конструкции ПП на поверхности Марса. Горячий расчетный случай. Включение НА 160 Вт. Засветка радиаторов



рисунок 17. Изменение температуры элементов конструкции ПП на поверхности Марса. Горячий расчетный случай. Включение НА 160 Вт

4. Логика управления и требования к телеметрическим параметрам СОТР

Для повышения надежности и оптимизации управления электронагревателями при ЛКИ должна быть реализована программная возможность замены управляющего параметра (датчика температуры) на любой датчик температуры покомандес Земли. Также должна быть выполнена логика автоматического исключения показаний «дефектного» термодатчика по критерию фильтру количества «сбойных» показаний или по установленному диапазону значений из управления нагревателем и перехода на другой управляющий термодатчик. Для электронагревателей, устанавливаемых на элементах конструкции с кратковременной реакцией на воздействие электронагревателя, в обязательном порядке необходимо использовать тройку управляющих термодатчиков, когда выдача управляющего воздействия осуществляется по мажоритарному принципу. Частота опроса термодатчиков должна быть не реже одного раза в минуту. Кадры с телеметрической информацией при ЛКИ должны

включать все температурные параметры и присутствовать в каждом сеансе связи.

Температурные диапазоны автоматического управления работой электронагревателей и ТЭМХ, который является резервным контуром управления работой теплопровода радиатора, должны быть изменяемыми по командам с Земли. ТЭМХ управляется в обязательном порядке по двум тройкам термодатчиков. По командам с Земли также должна быть реализована возможность запрета на автоматическое управление электронагревателями и ТЭМХ по температуре и обеспечение постоянной работы или отключения электронагревателей и ТЭМХ. Должна быть реализована логика автоматического перехода работы электронагревателей на работу по скважности, изменяемой по «нарастанию» температур или по командам с Земли.

Управление алгоритмами СОТР должно осуществляться на всех этапах эксплуатации КА после включения бортового питания.

заключение

Представленный в данной работе спроектированный порядок построения средств обеспечения теплового режима решает задачу для поддержания заданных температурных условий функционирования элементов конструкции, аппаратуры и оборудования при эксплуатации в составе ДМ КА «ЭкзоМарс». Расчетные оценки теплового режима показывают, что температуры элементов конструкции и оборудования ДМ КА «ЭкзоМарс» находятся в заданных пределах.

список литературы

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

Альтов В.В., Залетаев С.В. и др. Расчет теплового режима космических аппаратов в орбитальном полете. Пакет прикладных программ «Терм». Регистрационный № 4151 от 18.10.2011 г. ФАП. ФГУП ЦНИИМаш.

Бондаренко В.А., Немыкин С.А., Устинов С.Н., Финченко В.С. Система обеспечения теплового режима малых космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 37-42.

Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В. Расчет теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1979. 208 с.

Хартов В.В., Мартынов М.Б., Лукьянчиков А.В., Алексашкин С.Н. Проектная концепция десантного модуля «ЭкзоМарс–2018», создаваемого НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 5-12.

Статья поступила в редакцию 07.04.2014 г.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ МАРСА В ЭКСПЕДИЦИИ «ЭКЗОМАРС-2018»

Н.М. Хамидуллина,

кандидат физико-математических наук, ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки, nmx@laspace.ru; **N.M. Khamidullina**

В.И. Трофимов,

доктор химических наук, профессор, ООО «Мегарат», Россия, г. Москва, megarat-2013@mail.ru; V.I. Trofimov

Н.Д. Новикова,

доктор биологических наук*, novikova@imbp.ru; N.M. Novikova**

FULFILLMENT OF MARS PLANETARY PROTECTION IN «EXOMARS-2018» MISSION

E.A. Дешевая, кандидат биологических наук*, deshevaya@imbp.ru; E.A. Deshevaya**

В.В. Калашников, кандидат физико-математических наук, ООО «Объединенная инновационная корпорация», Россия, г. Москва, wkalashnikov@yandex.ru; **V.V. Kalashnikov**

В статье для экспедиции «ЭкзоМарс-2018» определены основные принципы организации работ по выполнению требований планетарной защиты Марса от загрязнения земными микроорганизмами, разработанных Комитетом по космическим исследованиям (COSPAR).

Ключевые слова: планетарная защита; обеззараживание; стерилизация; чистое помещение; микробная контаминация.

В соответствии со статьей IX Договора «О принципах деятельности по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела» (Лондон/ Вашингтон, 27 января 1967 г.) необходимо предохранять планеты и Землю от «вредного загрязнения, а также неблагоприятных изменений земной среды вследствие доставки внеземного вещества». В связи с этим Международной неправительственной организацией «Комитет по космическим исследованиям» (COSPAR) выработана политика планетарной защиты для всех участников межпланетных проектов. COSPAR классифицировал межпланетные экспедиции, разработал требования по планетарной защите и установил некоторые рекомендации по их выполнению для всех участников проектов (COSPAR Planetary Protection Policy, 2011). Основной целью является защита планет от земного микробиологического загрязнения, а также защита земных условий от возможного биологического загрязнения, исходящего от внеземных образцов или от возвращаемых аппаратов или систем.

В статье описаны основные исходные данные по обеспечению планетарной защиты в совместной с Европейским космическим агентством (ЕКА) межпланетной экспедиции «ЭкзоМарс-2018», а именно защита марсианской среды от загрязнения земными микроорганизмами. За последние 15 лет был накоплен определенный The article defines the basic principles of the work organization to meet the COSPAR requirements for Mars protection against contamination by terrestrial microorganisms for « ExoMars-2018» mission.

Key words: planetary protection; disinfection; sterilization; clean room; microbial contamination.

опыт совместной работы НПО им. С.А. Лавочкина и ГНЦ РФ – ИМБП РАН в области реализации программы по планетарной защите в рамках проекта «Фобос-Грунт» (*Мартынов М.Б. и др.*, 2009; *Хамидуллина Н.М.*, 2011; *Хамидуллина Н.М.*, *Новикова Н.Д.*, *Дешевая Е.А.*, 2011). Однако посадка на Марс десантного модуля и марсохода, а также проведение беспрецендентных биологических экспериментов по поиску возможных форм марсианской жизни делает проект «ЭкзоМарс» крайне сложным с точки зрения выполнения требований планетарного карантина Марса.

В состав космического комплекса (КК) «ЭкзоМарс-2018» входят следующие основные элементы:

- перелетный модуль (ПМ);
- десантный модуль (ДМ);

- адаптер с системой отделения десантного модуля от перелетного модуля.

Десантный модуль предназначен для размещения марсохода (разработка ЕКА) и посадочной платформы с КНА (разработка ИКИ РАН).

Десантный модуль КК «ЭкзоМарс» относится к категории IVa по классификации COSPAR (COSPAR Planetary Protection Policy, 2011) как экспедиция посещения без поисков жизни.

В состав десантного модуля входит разрабатываемый ЕКА марсоход, аппаратура которого, помимо прочего, предназначена для проведения

^{*} ФГБУН ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН, Россия, Москва.

 ^{**} FGBUN SSC RF Institute for Biomedical Problems RAS, Russia, Moscow.
 105

Nº	изделие	максимальный уровень бионагрузки после сборки, споры	максимальный уровень бионагрузки перед пуском, споры
1	КА в целом	4·10 ⁵ (П+О)	5·10 ⁵ (П+О)
2	марсоход	2·10 ⁴ (П)	2·10 ⁴ (П)
3	перелетный модуль*	4·10 ⁴ (П+О) из них: 10 ⁴ (П) 3·10 ⁴ (О)	4·10 ⁴ (Π+Ο)

таблица 1 – Требования, предъявляемые ЕКА к уровню бионагрузки для марсохода, ПМ и КА в целом

Примечания

1 Плотность микробиологического загрязнения поверхности марсохода на момент окончания его сборки не должна превышать 300 бактериальных спор на квадратный метр.

2 * – для ПМ указан максимальный уровень допустимой бионагрузки упавших на поверхность Марса несгоревших обломков.

биологических экспериментов по поиску жизни на Марсе. Таким образом, марсоход относится к категории IVb по классификации COSPAR (COSPAR Planetary Protection Policy, 2011).

Доставка десантного модуля, содержащего марсоход, осуществляется перелетным модулем (ПМ), который разрабатывается ЕКА и относится к категории III. ПМ после отделения ДМ попадает в атмосферу Марса, разрушается; его обломки главным образом, сгорают при падении и частично падают на поверхность Марса. Таким образом, существует ограничение на уровень бионагрузки даже для перелетного модуля, определенное ЕКА и представленное ниже в таблице 1.

Согласно требованиям COSPAR для экспедиций категории IVa микробиологическое загрязнение поверхности посадочных аппаратов на момент окончания их сборки не должно превышать 300 бактериальных спор на квадратный метр и $5 \cdot 10^5$ бактериальных спор (на поверхности и в объеме) на один посадочный аппарат перед пуском. Таким образом, общее количество спор (поверхностное и объемное), которое допускается на ДМ перед запуском с учетом загрязненности обломков ПМ, попадающих на поверхность Марса, не должно превышать $5 \cdot 10^5$ бактериальных спор.

Поскольку все составные части КА – ПМ, ДМ и марсоход – интегрированы при сборке и в процессе полета к Марсу, требования к поверхностной (П) и объемной (О) бионагрузке ДМ зависят от требований к ПМ и марсоходу, установленных ЕКА.

Кроме того, для учета возможных рисков загрязнения на полигоне вводится дополнительный допуск в 10⁵ спор поверхностной бионагрузки между уровнем загрязнения после сборки изделия и перед пуском.

Таким образом, на основании данных таблицы 1 и требований COSPAR к изделиям категории IVa были сформулированы следующие требования к микробиологическому загрязнению десантного модуля:

1. Плотность микробиологического загрязнения поверхности ДМ на момент окончания его сборки не должна превышать 300 бактериальных спор на квадратный метр.

2. Требования, предъявляемые к уровню загрязнения (бионагрузки) ДМ (на поверхности и в объеме), приведены в таблице 2:

Оборудование, имеющее большую площадь поверхности и способное занести земные микроорганизмы на Марс, такое как элементы подсистемы спуска и посадки (парашюты, надувные мешки и т.п.), должно быть простерилизовано до гарантированного уровня стерильности не хуже 10⁻³.

Для контроля загрязнения Марса органическими соединениями необходимо представить перечень всех органических материалов, используемых в ДМ (COSPAR Planetary Protec-

таблица 2 –	Требования,	предъявляемые в	к уровню	бионагрузки	для ДМ и	1 его сбор	ки с ма	рсоходом
-------------	-------------	-----------------	----------	-------------	----------	------------	---------	----------

	1 7 1 1	19 11 11	1 1 //
No		максимальный уровень	максимальный уровень
JN⊻	изделие	бионагрузки после сборки, споры	бионагрузки перед пуском, споры
		3,4·10 ⁵ (П+О)	4,4·10 ⁵ (П+О)
1		из них:	ИЗ НИХ:
	Дил	$1,5.10^{5}(\Pi)$	$2,5\cdot10^{5}(\Pi)$
		1,9·10 ⁵ (O)	$1,9.10^{5}$ (O)
2	сборка ДМ с марсоходом	3,6·10 ⁵ (П+О)	4,6·10 ⁵ (П+О)
		из них:	ИЗ НИХ:
		$1,7.10^{5}(\Pi)$	$2,7.10^{5}(\Pi)$
		1,9·10 ⁵ (O)	1,9·10 ⁵ (O)
		1,9·10 ⁵ (O)	1,9·10 ⁵ (O)
tion Policy, 2011).

Десантный модуль КК «ЭкзоМарс» состоит из следующих элементов (в скобках указана категория по классификации COSPAR в части планетарной защиты):

- Подсистемы спуска и посадки (категория IVa): аэродинамический экран, задний кожух, парашютная система.
- Посадочный модуль (категория IVa), включающий:
- посадочную платформу (категория IVa);
- марсоход (категория IVb).

Устройства для проведения биологических экспериментов по поиску форм жизни на Марсе находятся в герметичном контейнере и характеризуются отсутствием микробиологического загрязнения.

Марсоход вместе со своей платформой поставляется из ЕКА в ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», где производится установка его на платформу посадочного модуля.

Поскольку требования ЕКА к плотности микробиологического загрязнения наружной поверхности марсохода на момент окончания его сборки точно такие же, как и для ДМ (соответствуют категории IVa), а именно, плотность не должна превышать 300 бактериальных спор на квадратный метр, то гарантия отсутствия перезагрязнения содержимого герметичного отсека марсохода от ДМ полностью определяется гарантией ЕКА отсутствия перезагрязнения содержимого герметичного отсека марсохода от его внешней поверхности, контактирующей с ДМ во время сборки.

Выполнение указанных выше требований по планетарной защите осуществляется реализацией следующих процедур.

1. Сборка

Заданный COSPAR уровень микробиологической чистоты достигается стерилизацией одних элементов аппарата и деконтаминацией (очисткой) тех элементов, для которых невозможно подобрать режим стерилизации без ухудшения их качества, с последующей сборкой в чистовом помещении класса не хуже класса 8 по (ГОСТ ИСО 14644-1-2002). В отдельных конкретных случаях класс помещения для сборки может быть выбран исходя из длительности технологического процесса, его особенностей и возможности реализации дополнительных методов повышения класса чистоты помещения. В качестве одного из таких методов в процессе проведения сборочных работ в чистовом помещении допускается (во время отсутствия персонала) использование ультрафиолетового излучения, приводящего совместно с другими методами очистки к снижению поверхностной контаминации до уровня не более 300 бактериальных спор на квадратный метр.

Для осуществления контроля за выполнением персоналом необходимых процедур предусматривается использование аудиовидеосвязи и установка на участке чистовой сборки видеокамеры.

2. Поверхностная очистка (деконтаминация)

Под очисткой (деконтаминацией) понимается система мероприятий по снижению микробиологического загрязнения до заданного приемлемого уровня.

По окончании сборки каждый поставляемый агрегат подвергается поверхностной очистке от пыли и микроорганизмов. Поверхностная очистка от пыли осуществляется механическим удалением пыли, (например, смывом влажными салфетками и т.п.) по соответствующим методикам и инструкциям. Поверхностная очистка от микроорганизмов осуществляется специальными средствами: спиртом, спороцидами и т.п. дезинфектантами по соответствующим методикам и инструкциям. Применяемые методы поверхностной очистки должны быть совместимы с используемыми материалами.

3. Стерилизация

Под стерилизацией понимается система мероприятий, приводящих к полной очистке объекта от всех жизнеспособных клеток микроорганизмов и их покоящихся форм (споры, цисты и т.д.).

Предполагаемые к применению методы стерилизации поставляемых на сборку компонентов ДМ должны быть совместимы с используемыми комплектующими и материалами. В настоящее время применяются следующие способы стерилизации:

1. Стерилизация по объему гамма-излучением или потоком электронов с энергией до 10 МэВ (по соответствующим методикам и инструкциям) для материалов и агрегатов (за исключением радиоэлектронной аппаратуры) десантного модуля, радиационная стойкость которых подтверждена либо испытаниями, либо справочными данными. Поглощенная доза при этом определяется экспериментально путем облучения радиорезистентных форм микроорганизмов и представителей видов микроорганизмов, типичных для сборочных помещений. Как правило, значения поглощенной дозы лежат в диапазоне от 25 до 40 кГр, что может обеспечить гарантированный уровень стерильности до 10⁻⁶. В каждом конкретном случае уровень стерильности определяется исходным уровнем бионагрузки до стерилизации. Ввиду больших размеров элементов ДМ их обработка излучениями неизбежно приводит к распределению поглощенных доз по поверхности (и объему), поэтому до проведения финальной стерилизации готовых изделий необходим выбор таких оптимальных режимов обработки на конкретной радиационной установке, которые обеспечат заданный уровень стерильности в точке с наименьшей мощностью поглощенной дозы, а наибольшая величина поглощенной дозы не превышает при этом радиационной стойкости (предельно допустимой дозы) стерилизуемого элемента.

Стерилизация по объему гамма-излучением была успешно применена для стерилизации конструкций и некоторых устройств посадочных аппаратов в проекте «Марс-96». Стерилизация потоком электронов на ускорителе была отработана на конструкции технологического макета марсианской мини-метеорологической станции (Парамонов Д.В. и др., 2010).

Перед стерилизацией каждый агрегат помещают в двойную микробиологически непроницаемую упаковку (TBD) и отправляют на облучение. По окончании процедуры радиационной стерилизации осуществляющая ее организация выдает сертификат на каждый агрегат.

2. Стерилизация (обеззараживание) поверхностей ультрафиолетовым облучением элементов ДМ в процессе сборки и чистового помещения между этапами сборки для повышения класса чистоты сборочного помещения.

3. Стерилизация аппаратуры и устройств ДМ парами перекиси водорода.

4. Термическая (тепловая) стерилизация (сухое тепло или автоклавирование).

Особое внимание следует уделить обеззараживанию электронной аппаратуры, т.к. многие из приведенных выше методов неприменимы к ней, в частности, радиационная стерилизация и, в некоторых случаях, тепловая. По этой причине особое значение приобретает организация рабочего места для чистой сборки аппаратуры вкупе с методами очистки.

4. Микробиологический контроль

Для оценки уровня исходной и конечной биоконтаминации осуществляется микробиологический контроль поверхностей агрегатов по соответствующим методике и инструкции.

5. Специальная одежда

Требования к специальной одежде:

 специальная одежда должна соответствовать классу чистового помещения, в котором производится сборка; в частности, при работе операторы должны быть изолированы от оборудования с помощью специальной стерильной одежды, оставляющей открытыми только глаза. Руки защищаются от контакта с оборудованием посредством хирургических перчаток поверх одежды;

- смена и стирка специальной одежды производится в соответствии с инструкциями, принятыми для чистового помещения каждого из классов;
- специальная одежда должна изготавливаться полностью из специального синтетического материала, обработанного антистатиком и поддающегося очистке при загрязнении частицами.

6. Процедура доступа

В чистое помещение допускается только специально подготовленный и обученный персонал в специальной одежде.

Требования к процедуре доступа в чистовые помещения:

- процедура доступа в чистовое помещение должна соответствовать классу чистоты этого помещения;
- переодевание в специальную одежду каждого из классов производится в соответствии с Инструкцией по процедуре доступа в чистовое помещение;
- переодевание в специальную одежду необходимого класса чистоты должно происходить в шлюзовой камере, расположенной при входе в чистовое помещение.

7. Поставка на сборку

После проведения стерилизации каждый агрегат летной модели ДМ поставляется Заказчику на сборку в двойной стерильной микробиологически непроницаемой упаковке. После вскрытия и снятия упаковки проводится входной микробиологический контроль на поверхностную обсемененность бактериальными спорами. При превышении уровня в 300 бактериальных спор на квадратный метр упакованное изделие возвращается поставщику, что оформляется актом.

8. Упаковка

Все комплектующие изделия, представляемые на сборку после стерилизации или поверхностной очистки, должны быть помещены в двойную герметичную и/или микробиологически непроницаемую упаковку (биологическая защита).

Упаковка должна соответствовать следующим требованиям:

 упаковка должна изготавливаться из плотной антистатической полиэтиленовой пленки, либо иметь на своей внешней поверхности металлизированный шлейф (полоску) для съема статического электричества;

- упаковка должна иметь закрывающийся карман для сертификационных документов;
- первая (наружняя) упаковка вскрывается в тамбуре (шлюзовой камере) перед входом в чистовое помещение для сборки;
- нарушение герметичности и вскрытие второй (внутренней) упаковки допускается только в чистовом помещении после проведения ее внешней спиртовой очистки;
- после вскрытия упаковки не допускается ее вторичное использование;
- упакованные комплектующие изделия (штатные и ЗИП) должны размещаться в специальной транспортировочной таре.

9. Транспортировка

Все комплектующие изделия и ДМ должны транспортироваться на сборку (после проведения стерилизации) и на полигон (после чистовой сборки) в специальной таре (транспортировочном контейнере):

- исключающей прорыв упаковки;

- исключающей попадание пыли размером >0.3 мкм и влаги при проведении транспортных операций и хранении;
- исключающей образование локальных концентраций статического электричества;
- обеспечивающей необходимую амортизацию в соответствии с перегрузками, допускаемыми по ТУ на комплектующее изделие;
- содержащей в своей конструкции такелажные приспособления, обеспечивающие ее перенос и крепление в транспортных средствах.

Для реализации всех мероприятий по обеспечению планетарной защиты экспедиции в части ДМ, для осуществления постоянного контроля за выполнением выставляемых требований на всех этапах работ (стерилизации и очистки, сборки, транспортировки, работ на полигоне и т.д.) необходимо создать в НПО им. С.А. Лавочкина рабочую группу с привлечением специалистов из РАН и смежных организаций, участвующих в разработке КА «ЭкзоМарс».

Научно-методическое обеспечение работ по проблеме планетарной защиты в экспедиции «ЭкзоМарс» осуществляет Государственный научный Центр Российской Федерации – Институт медико-биологических проблем Российской Академии наук (ГНЦ РФ – ИМБП РАН).

В 2013 году НПО им. С.А. Лавочкина заключил с ИМБП РАН договор на тему «Разработка СЧ эскизного проекта по обеспечению планетарной защиты в экспедиции «ЭкзоМарс». В рамках договора разработан ряд методик и инструкций, регламентирующих многие аспекты деятельности по планетарной защите, а также отчет и документ с рекомендациями по определению мероприятий при сборке ДМ, повышению класса чистоты сборочного чистового помещения в НПО им. С.А. Лавочкина и т.д.

По окончании работ выпускается итоговый отчет по программе планетарной защиты, осуществленной для ДМ проекта «ЭкзоМарс». Перевод отчета на английский язык представляется в COSPAR и докладывается на Ассамблее COSPAR.

Подобный комплекс мероприятий по выполнению требований планетарной защиты был в 1990–1996 гг. разработан для малых станций и пенетраторов проекта «Марс-96», прошел полный цикл отработки и доказал свою эффективность и способность обеспечить заданный уровень контаминации для категории IVa.

В заключение следует отметить, что в настоящий момент многие проблемы обеспечения планетарной защиты миссии только поставлены и конкретные пути их решения не определены. Предстоит огромная совместная работа многих подразделений НПО им. С.А. Лавочкина, РАН, организаций-разработчиков бортовых устройств и ЕКА для успешного выполнения поставленных задач.

список литературы

ГОСТ ИСО 14644-1-2002. Чистые помещения и связанные с ними контролируемые среды. Часть 1. Классификация чистоты воздуха. ISO 14644-1-99.

Мартынов М.Б., Алексашкин С.Н., Хамидуллина Н.М., Орлов О.И., Новикова Н.Д., Дешевая Е.А., Трофимов В.И. Принципы планетарной защиты экспедиции «Фобос-Грунт» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 8-12.

Парамонов Д.В., Трофимов В.И., Хамидуллина Н.М., Новикова Н.Д., Поликарпов Н.А., Дешевая Е.А.. Радиационная стерилизация элементов конструкции спускаемого на Марс аппарата – миниметеорологической станции // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2010. Т. 44, № 2. С. 10-14.

Хамидуллина Н.М. Реализация политики планетарной защиты КОСПАР в экспедиции «Фобос-Грунт» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 74-78.

Хамидуллина Н.М., Новикова Н.Д., Дешевая Е.А. Обеспечение планетарной защиты // Сборник «Фобос-Грунт. Проект космической экспедиции» в 2-х томах, ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, ИКИ РАН, 2011. Т. 1. С. 81-94.

COSPAR Planetary Protection Policy. (20 October 2002; As Amended to 24 March 2011). Approved by the bureau and council, World Space Council, Houston, Texas, USA.

Статья поступила в редакцию 01.04.2014 г.

К ВОПРОСУ О СОЗДАНИИ КОНСТРУКЦИИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018»

C.E. Сутугин*, makarov@laspace.ru; S.E. Sutugin** A.C. Бирюков, кандидат технических наук^{*}, birukov@laspace.ru; A.S. Birykov^{**}

В статье представлены основные подходы к созданию конструкции десантного модуля автоматической станции проекта «ЭкзоМарс-2018». Рассмотрены состав, назначение и особенности отдельных частей десантного модуля.

Ключевые слова: ЭкзоМарс-2018; десантный модуль; посадочная платформа.

Научной целью проекта «ЭкзоМарс-2018» является дальнейшее продолжение исследований планеты Марс на наличие признаков биологической жизни, водной/ геохимической среды поверхности и газовых примесей атмосферы (*Ефанов В.В. и др.*, 2012).

Для доставки на поверхность Марса научного комплекса проектируется автоматическая межпланетная станция, в состав которой входят перелетный и десантный модули. Научная аппаратура расположена в десантном модуле на марсоходе и на посадочной платформе.

Конструкция десантного модуля (ДМ) выполняется так, чтобы защитить научную аппаратуру от внешнего воздействия при наземной, летной и планетной эксплуатации и обеспечить ей возможность штатного функционирования. Основным отличием десантных аппаратов, производящих посадку на космические тела с атмосферой, является наличие защитной аэродинамической капсулы (Полищук Г.М. и др., 2008). На рисунке 1 изображена общая схема конструкции десантного модуля с адаптером. Адаптер необходим для механического и электрического интерфейса между перелетным модулем и десантным модулем, конструктивно представляет собой систему отделения с замками и ферму, оборудованную отрывными электрическими разъемами для передачи команд и энергопитания.

Десантный модуль представляет собой аэродинамическую капсулу с расположенным внутри нее посадочным модулем. Аэродинамическая капсула состоит из защитного кожуха, лобового экрана и парашютного контейнера и предназначена для восприятия аэродинамической нагрузки и тепловых потоков при входе ДМ в атмосферу Марса (рисунок 2). Для повышения весовой отдачи в целях оптимизации конструкции аппарата (максимальной массы научной аппаратуры) целесообразно применять в несущих силовых конструкциях материалы из композитных полимеров. Конструкции лобового экрана и защитного кожуха выполнены в виде многослойных оболочек.

Выбор материалов для конструкции из композитных

REVISITING THE ROBOTIC STATION DESIGN DEVELOPMENT FOR «EXOMARS-2018» PROGRAM

В.П. Макаров,

кандидат технических наук*, makarov@laspace.ru; **V.P. Makarov****

Basic approaches to robotic station Descent Module design development of «ExoMars-2018» program are presented in the article. Descent Module composition, functions and various parts special features are reviewed.

Key words: ExoMars-2018; Descent Module; Landing Platform.



рисунок 1. Десантный модуль



рисунок 2. Аэродинамическая капсула с адаптером

полимеров – один из основных вопросов их проектирования. Выбирая материал для несущих обшивок, сотового заполнителя, элементов каркаса и соединителя, прежде всего, учитывают внешние условия, в которых конструкция с сотовым заполнителем должна эксплуатироваться, а при расчете на прочность следует использовать характеристики материалов, соответствующие заданным внешним условиям работы конструкции.

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

^{*} ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

К таким условиям относятся:

- наличие температурных воздействий;
- факторы космического пространства (вакуум, метеорные потоки, радиационные поля и др.);
- силовые статические и динамические воздействия, в том числе акустические нагрузки на этапе выведения космического аппарата и входа в атмосферу Марса;
- действие на конструкцию монтажных и температурных напряжений.

При выборе материалов для конструкций оболочек следует принимать во внимание их физические характеристики, такие как:

- теплопроводность;

- коэффициент линейного термического расширения;
- электропроводность;
- газовыделение при воздействии вакуума и повышенных температур при входе в атмосферу Марса.

Одновременно с этим необходимо учитывать и технологические факторы, которые связаны с процессом изготовления многослойных конструкций с сотовым заполнителем (нагрев конструкции, действие избыточного давления, термическая обработка).

1. Защитный кожух

Защитный кожух (рисунок 3) предназначен для установки внутри него посадочного модуля и парашютного контейнера, а также для крепления на нем адаптера и представляет собой многослойную оболочку в виде усеченного конуса, который в верхнем сечении заканчивается плоской кольцевой плитой.



рисунок 3. Защитный кожух

Защитный кожух состоит из несущего силового каркаса в виде конической формы трехслойной оболочки толщиной 22 мм с днищем, имеющим отверстие диаметром 900 мм, и теплозащиты. Оболочка представляет собой конструкцию из 2-х слоев углепластика толщиной по 1 мм с расположенным между ними слоем алюминиевых сот.

Теплозащита представляет собой слой стеклосот и слой стеклопластика, на наружную поверхность которой наносится специальная обмазка.

Помимо теплозащиты, кожух выполняет функцию силовой конструкции, передавая инерционные нагрузки на активном участке выведения с Земли от посадочного модуля (ПМ) к адаптеру, а при входе в атмосферу Марса – от ПМ к парашютному отсеку.

В средней части защитного кожуха расположены восемь кронштейнов, к которым крепится адаптер с детонационными замками системы отделения ДМ, а в верхней части силового каркаса выполнены отверстия, на которые устанавливается парашютный контейнер.

На нижней внутренней поверхности каркаса установлены 16 кронштейнов из алюминиевого сплава для стыковки и последующего отделения лобового экрана. Также на внутренней поверхности каркаса устанавливаются кронштейны из алюминиевого сплава, предназначенные для установки детонационных замков и толкателей системы отделения (Ефанов В.В. и др., 2007; Ефанов В.В. и др., 2014), обеспечивающих стыковку и последующее отделение посадочного модуля. Под крепёж парашютного контейнера, кронштейнов и балок в каркасе устанавливаются закладные элементы в виде футорок с отверстиями диаметром 6 мм. Снаружи трёхслойной оболочки для стыковки с адаптером устанавливаются восемь закладных фитингов, к которым изнутри каркаса крепятся на болтовом соединении подкосы, усиливающие крепление парашютного отсека.

Для сборки с лобовым экраном защитный кожух имеет специальные люки в зоне стыка с лобовым экраном.

Масса защитного кожуха ~180...190 кг (уточняется в процессе дальнейших конструкторскотехнологических работ).

2. Лобовой экран

Лобовой экран является силовой конструкцией, воспринимающей аэродинамическую и тепловую



рисунок 4. Лобовой экран

К ВОПРОСУ О СОЗДАНИИ КОНСТРУКЦИИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018»

нагрузку при спуске ДМ в атмосфере Марса и представляет собой чашеобразную полую конструкцию диаметром 3800 мм и высотой 837 мм (рисунок 4). Основным конструктивным элементом лобового экрана является силовой каркас, состоящий из многослойной оболочки с наружным диаметром 3610 мм переменной толщиной от 22 мм по днищу до 28 мм – по цилиндрической поверхности. Оболочка представляет собой конструкцию, аналогичную конструкции защитного кожуха, состоящую из двух слоёв углепластика с расположенными между ними алюминиевыми сотами и отличающуюся толщиной теплозащиты.

На внутренней поверхности каркаса расположены кронштейны для установки детонационных замков системы отделения, обеспечивающих стыковку лобового экрана с задним кожухом и обжатие уплотнительного кольца. Установленные на каркас кронштейны обеспечивают стыковку лобового экрана и защитного кожуха.

Масса лобового экрана ~160 кг (по результатам предварительной проработки конструкции).

Посадочный модуль состоит из марсохода и посадочной платформы и предназначен для совершения мягкой посадки на поверхность Марса. Общий вид посадочного модуля перед посадкой представлен на рисунке 5.



рисунок 5. Посадочный модуль

3. Посадочная платформа

Посадочная платформа является несущей силовой конструкцией и предназначена для установки на ней панелей с научной и служебной аппаратурой, двигательной установки, радиокомплекса, посадочного устройства, батарей солнечных, средств обеспечения теплового режима, трапов для съезда марсохода и т.д. Посадочная платформа, как и марсоход, обеспечивает возможность автономной работы научной аппаратуры на поверхности Марса.

4. Силовой корпус

Одним из ключевых элементов посадочной платформы является силовой корпус, который состоит из восьмигранной трёхслойной сотопанели и установленного на ней восьмигранного каркаса (рисунок 6). Силовой корпус предназначен для восприятия инерционных нагрузок на активном участке выведения с Земли, при торможении в атмосфере Марса, от посадочного модуля к аэродинамической капсуле, а также инерционных нагрузок во время работы двигательной установки и посадочного устройства при посадке.



рисунок 6. Силовой корпус

Трёхслойная сотопанель имеет в углах восемь закладных узлов из алюминиевого сплава для крепления к кронштейнам защитного кожуха, вырезы под трапы, отверстия под амортизаторы посадочных опор, два сквозных выреза под ТСП с приборами (по две с каждой стороны), четыре сквозных отверстия под топливные баки. На силовом корпусе выполнены места крепления двигательной установки, платформы марсохода, трапов, радиаторов средств обеспечения теплового режима, а также узлов для установки батарей солнечных и антенны радиокомплекса.

Конструкция сотопанели выполнена из двух слоев углепластика толщиной по 2 мм и слоя алюминиевых сот. Общая толщина сотопанели 64 мм.

Восьмигранный каркас, установленный на сотопанель, крепится к ней болтовым соединением, имеет высоту 430 мм и описанный по восьмиграннику диаметр 1720 мм. Каркас представляет собой конструкцию из восьми стоек, соединенных между собой по верхней и нижней плоскости стержнями, выполненными из стандартного профиля уголкового сечения, и восьми сотопанелей.

Стойки имеют сварную конструкцию, состоящую из двух фитингов, трубы и двух ребер, расположенных по бокам. Сотопанели устанавливаются на каркас болтовым соединением по контуру.

Рассматривается возможность дальнейшего усовершенствования конструкции в части выполнения каркаса из композитных полимеров.

Для обеспечения прочности силового корпуса края восьмигранной трёхслойной панели и вершины узлов стоек каркаса поддерживаются подкосами.

Масса посадочной платформы ~130 кг.

5. Посадочное устройство

Для успешной доставки научной и служебной аппаратуры необходимо погасить практически до нуля горизонтальную и вертикальную траекторную скорость посадочного модуля при контакте с Марсом. На спуске перелетная скорость гасится за счет аэродинамического торможения десантного модуля в верхних слоях атмосферы, при работе парашютной системы и двигательной установки. Система управления двигательной установки. Система управления двигательной установкой не может обеспечить на момент контакта с поверхностью нулевую скорость посадочному модулю. Для уменьшения динамических нагрузок в момент посадки используется посадочное устройство, компенсирующее остаточную кинетическую энергию ПМ (непогашенную двигательной установкой).

Посадочное устройство установлено на посадочной платформе, состоит из четырех стоек, работает на конечной фазе спуска посадочного модуля и предназначено для обеспечения устойчивой посадки ПМ на поверхность планеты. Общий вид стоек в сложенном состоянии показан на рисунке 1.

Каждая стойка состоит из силового корпуса, который шарнирно установлен на силовой платформе; амортизатора с пружинным приводом и шариковым замком; телескопического подкоса Vобразной формы и опоры.

В транспортном положении стойки сложены и удерживаются в этом состоянии пирочеками. В рабочем положении стойки выдвинуты, корпуса амортизаторов и стержни подкосов установлены на запирающие замки.

После отделения лобового экрана и заднего кожуха, за несколько секунд до посадки, при работающих двигателях, подается команда на расчековку стоек, и каждая из четырех стоек под действием пружин занимает рабочее положение.

Силовой корпус стойки имеет цилиндрическую форму и изготовлен из титанового сплава. На внешней поверхности выполнены две цапфы, которые предназначены для установки корпуса в кронштейны силовой платформы. На внутренней поверхности смонтирован замок, при срабатывании которого амортизатор фиксируется в силовом корпусе в рабочем положении. Общий вид амортизатора в рабочем положении показан на рисунке 7.

Амортизатор состоит из корпуса, штока, набора лент, которые за счет пластической деформации поглощают кинетическую энергию. Корпус, шток и



рисунок 7. Амортизатор

поршень предполагается изготавливать из алюминиевых сплавов, амортизирующие ленты – из пластичного сплава с $\delta \ge 0,4$. Аналогичный материал используется в амортизаторах проекта «Луна-Ресурс».

На конце штока амортизатора установлен сферический подшипник, через который к штоку присоединена опора из алюминиевого сплава. Опора имеет тарелкообразную форму, периметр образован трубой.

V-образный подкос – складывающийся. При выходе амортизатора, под действием пружин, подкос удлиняется и изменяет угол между трубами.

В рабочем положении каждая труба подкоса устанавливается на замок.

6. Трапы посадочной платформы

Трапы, предназначенные для съезда марсохода с посадочной платформы на поверхность Марса, состоят из двух неподвижных частей, жестко закрепленных на силовой платформе, и четырех подвижных частей – выносных трапов.

Одна пара подвижных частей трапа служит для съезда марсохода вперед, другая, если возникнет такая необходимость, – для съезда назад. Направление съезда выбирается в зависимости от положения посадочной платформы на грунте, углов съезда и окружающей обстановки.

Общий вид трапов в транспортном положении показан на рисунке 8.



рисунок 8. Трапы

Каждая подвижная часть трапов состоит из двух звеньев – корневого и концевого, которые шарнирно связаны между собой, а корневое звено шарнирно соединено с неподвижным трапом. Для обеспечения съезда марсохода по трапам без скольжения на рабочих поверхностях трапов приклеены полоски из пенопласта. Кроме того, с внешней стороны каждого звена подвижных трапов и неподвижных частей трапов установлены перила, предохраняющие от сваливания с трапов в процессе съезда при боковом наклоне посадочного модуля.

Подвижные звенья трапов приводятся в действие с помощью системы пружин. Раскрытое положение трапов контролируется датчиками угловых перемещений.

В полетном положении звенья подвижных

К ВОПРОСУ О СОЗДАНИИ КОНСТРУКЦИИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ПРОЕКТА «ЭКЗОМАРС-2018»

трапов сложены и зачекованы пиромеханическими устройствами к конструкции посадочной платформы. При срабатывании этих устройств концевое звено под действием пружины поворачивается до углового положения корневого звена и в этом положении с ним фиксируется. В дальнейшем оба звена поворачиваются до контакта с грунтом. Для исключения жесткого удара спрямленных звеньев подвижных трапов о грунт используется центробежный регулятор скорости. Развернутое положение трапов для съезда марсохода показано на рисунке 9. При необжатых посадочных опорах клиренс посадочной платформы составляет 350 мм, при этом угол наклона трапов к поверхности составляет ~20°. Материал трапов – алюминиевые сплавы. По предварительной оценке, масса выносных трапов составляет ~32 кг.

7. Батареи солнечные

Для работы научных и служебных систем необходима система энергоснабжения. Одним из элементов этой системы являются батареи солнечные (БС). На посадочном модуле установлены две батареи солнечные панели. БС посадочного модуля начинают работать после посадки на поверхность Марса.

К конструкции батареи солнечной относятся механическое устройство и установленные на нем фотопреобразователи.

Механическое устройство должно обеспечивать выполнение следующих задач:

- установку и удержание раскрывающихся элементов панели в стартовой конфигурации на всех этапах наземной и летной эксплуатации до поступления сигнала на их освобождение и раскрытие;
- расчековку и перевод раскрывающихся створок панели из стартовой конфигурации в рабочее положение после получения сигнала на раскрытие;
- фиксацию раскрывающихся элементов в рабочем положении и обеспечение необходимых размеров и стабильности в процессе дальнейшей эксплуатации в течение заданного срока.

В транспортном положении БС крепится к трапам посадочной платформы (см. рисунок 5). Данное условие и условие обеспечения возможности беспрепятственного съезда ровера определяет последовательность раскрытия: в первую очередь БС панелей, а затем – трапов.

Раскрытие панели БС выполняется в следующем порядке:

- подается команда на пирочеки узлов зачековки панели, и осуществляется расчековка «пакета» сворок от трапов;
- под действием пружинного привода происходит раскрытие всего «пакета» створок на угол 145°, совпадающий с конечным положением трапов 20° от горизонта, при этом боковые и концевая

створка зачекованы. На этом этапе раскрытие корневой створки осуществляется с использованием механизма торможения скорости раскрытия;

- стопорение корневой створки в раскрытом положении;
- последовательное раскрытие трех створок на угол 180° и их стопорение в рабочем положении. Конструкция принимает рабочую конфигурацию (рисунок 9).



рисунок 9. Посадочный модуль с раскрытыми батареями солнечными и развернутыми трапами

Начало и окончание раскрытия всех элементов контролируется телеметрическими датчиками. Суммарное время раскрытия панели составляет 30–40 с.

В качестве силовой несущей конструкции панелей БС предполагается использование трехслойных сотопанелей. Трехслойные сотовые панели обеспечивают высокую эффективную площадь заполнения фотопреобразователя (ФП), обладают высокой жесткостью и имеют необходимую плоскостность для монтажа ФП.

Для улучшения теплового баланса и снижения массы БС предполагается обшивки лицевой и тыльной сторон панели выполнить «разреженной», в виде сетчатой структуры. Материал обшивок – пластик на основе углеродной ткани, сотовый заполнитель – фольга из алюминиевого сплава.

Технология изготовления панелей данного типа была отработана при изготовлении в рамках проекта «Луна-Ресурс».

Удельная масса одного квадратного метра панели составит приблизительно – 1–1,2 кг, но может уточняться в зависимости от выбранных при дальнейшей разработке параметров панели и схемы ее усиления. Общая площадь одной панели 3,2 м².

8. Установка оборудования

Служебная и научная аппаратура на посадочной платформе устанавливается на четырех термостабилизируемых сотовых панелях (ТСП), закреп-



рисунок 10. Установка ТСП



рисунок 11. Установка приборов на панели прямоугольной формы



рисунок 12. Установка приборов на панели трапециевидной формы

ленных при помощи конструктивных элементов к последней (рисунок 10).

Три из четырех панелей располагаются сверху на платформе десантного модуля. Четвертая панель, имеющая трапециевидную форму, устанавливается через прорезь в платформе. Таким образом, оборудование устанавливается на ТСП как сверху, так и снизу платформы.

Две панели имеют размер 500×600 мм и толщину порядка 14 мм (рисунок 11).

В каждую панель установлено по пять тепловых труб. Помимо тепловых труб, в панели вклеива-

ются закладные элементы-втулки для крепления блоков аппаратуры и оборудования.

Панели трапециевидной формы конструктивно аналогичны предыдущим панелям и отличаются от них только размерами и набором закладных элементов (рисунок 12).

Размеры панелей 992×550 мм, толщина порядка 16 мм. В каждую панель вклеено по пять тепловых труб. Помимо тепловых труб, в боковые панели вклеиваются закладные элементы-втулки для крепления блоков аппаратуры и оборудования.

Обшивки всех ТСП выполнены из материала В95. Между обшивками на клеевой пленке ВК-51 установлен сотозаполнитель. Тепловая панель обеспечивает поддержание необходимых температурных условий функционирования аппаратуры в заданном диапазоне.

Масса оборудования, установленная на всех панелях, составляет около 150 кг.

Контроль и оценка температурного режима осуществляются с помощью температурных датчиков. При необходимости на отдельные блоки аппаратуры или в зоне около них устанавливаются нагреватели. Аппаратура, требующая дополнительной радиационной защиты, закрывается специальными кожухами.

Авторы выражают благодарность сотрудникам центра 127 НПО им. С.А. Лавочкина: В.В. Горовцову, В.С. Ковалеву, А.В. Ковалеву, В.А. Огородникову, Ю.А. Петрову, Ю.М. Романенко, Н.Г. Тимофееву, В.М. Цвелеву и другим конструкторам центра, участвовавшим в разработке предложений в рамках эскизного проекта (конструкция десантного модуля) по теме «ЭкзоМарс-2018», отдельные материалы которого использовались в данной статье.

список литературы

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А. и др. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперименты. 2007. № 3 (25). Т. 12. С. 18-31.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А. Детонационные устройства разделения космического комплекса «ЭкзоМарс-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 120-123.

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

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Реализация концепции создания перспективных автоматических космических комплексов для научных исследований // Полет. 2008. № 8. С. 47-54.

Статья поступила в редакцию 04.04.2014 г.

ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ ДЕСАНТНОГО МОДУЛЯ

Л.Г. Александров, кандидат технических наук*, kbhimmash@korolev-net.ru; aia@laspace.ru; L.G. Alexandrov***

О.А. Кузьмин*, aia@laspace.ru; O.A. Kuzmin*** V.I. Morozov****

А.В. Федоров*, aia@laspace.ru; A.V. Fedorov***

В.И. Морозов**,

В статье представлены результаты проектной проработки двигательной установки посадочной платформы десантного модуля космического аппарата проекта «ЭкзоМарс». Даётся описание пневмогидравлической схемы двигательной установки, её конструкции и тормозного двигателя. Приводится примерная циклограмма работы установки.

Ключевые слова: посадочная платформа; десантный модуль; ракетный двигатель; однокомпонентное топливо; жидкостная ракетная двигательная установка.

В основу проекта было положено выполнение требований общей концепции организации космического перелёта и посадки платформы десантного модуля (ДМ) космического аппарата «ЭкзоМарс», в частности:

- успокоение ДМ после отделения парашютной системы;
- выполнение маневра увода ДМ из-под парашютной системы:
- интенсивное торможение ДМ с выполнением некоего алгоритма изменения тяги двигателя ДМ по времени торможения, обеспечивающего сближение посадочной ступени с поверхностью Марса с постоянной скоростью;
- обеспечение работы доплеровского радара на этапе посадки путём создания радиопрозрачной среды вокруг него;
- обеспечение при посадке условия минимального размывания грунтовой поверхности Марса газовыми струями от работающего тормозного двигателя (ТД).

Для решения вышеуказанных задач двигательная установка посадочной ступени ДМ должна иметь тормозной двигатель с плавно регулируемой тягой и двигатели малой тяги для стабилизации и ориентации десантного модуля. Тяга тормозного двигателя должна изменяться от максимального до минимального значения не менее чем в семь раз. Определяющими обстоятельствами для выбора вида топлива двигательной установки являются возможность реализации закона глубокого плавного регулиро-

PROPULSION SYSTEM OF DESCENT MODULE SURFACE PLATFORM

С.С. Степанов*, aia@laspace.ru; S.S. Stepanov***

А.А. Крылов*, aia@laspace.ru; A.A. Krylov***

М.В. Мальцев**, kbhimmash@korolev-net.ru; M.V. Maltsev****

The article presents results of design study of «ExoMars» SC Descent Module Surface Platform propulsion system. Propulsion system pneumatic-hydraulic schematic, structure and braking engine are described. *Tentative propulsion's operational timeline* is also presented.

Key words: Surface Platform; Descent Module; rocket propulsion; monopropellant; liquid rocket propulsion system.

вания тяги ТД и радиопрозрачность окружающей ДМ среды при работе двигателя в условиях атмосферы Марса.

Рассматривались два вида топлив: двухкомпонентное и однокомпонентное. Из-за большой длительности космического перелёта Земля – Марс в настоящее время в качестве двухкомпонентного ракетного топлива можно рассматривать топливо на основе тетраоксида диазота и несимметричного диметилгидразина, а в качестве однокомпонентного топлива гидразин.

Анализ, проведенный специалистами предприятияразработчика тормозного двигателя посадочной ступени, показал, что применение двухкомпонентного топлива не позволяет выполнить задачу глубокого плавного регулирования тяги ТД и обеспечить радиопрозрачность продуктов истечения жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Для обеспечения посадки на поверхность Марса десантного модуля массой 1800-2000 кг с постоянной скоростью перепад давления на форсунках камер тормозного двигателя должен изменяться примерно в 50 раз. Опыт отработки камер сгорания ЖРД показывает, что организовать устойчивый процесс горения двухкомпонентных ракетных топлив при такой величине перепада давления на форсунках невозможно. Таким образом, для реализации требуемого диапазона изменения тяги ТД при использовании двухкомпонентного топлива в проекте «ЭкзоМарс» необходимо либо отключать секции форсуночной головки камеры сгорания двигателя, либо отключать часть

- *** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.
- **** Isayev Chemical Engineering Design Bureau - affiliate of Khrunichev State Research and Production Space Centre, Russia, Moscow region, Korolev.

^{*} ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

^{**} КБхиммаш им. А.М. Исаева – филиал ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Россия, Московская область, г. Королев.

2.2014

камер сгорания многокамерного двигателя. При этом закон регулирования тяги тормозного двигателя будет ступенчатым, что может привести к неустойчивой стабилизации посадочной платформы ДМ. Кроме того, высокая температура продуктов сгорания двухкомпонентного топлива (≥3000°С) может привести к ионизации газов атмосферы Марса и, как следствие, к потере радиопрозрачности окружающей ДМ среды во время работы двигателя, что создает значительные помехи работе Доплеррадара.

Напротив, применение однокомпонентного топлива – гидразина – позволяет реализовать возможность глубокого дросселирования тяги двигателя при отсутствии неустойчивых режимов работы камеры и обеспечить радиопрозрачность окружающей ДМ среды, так как при низкой температуре продуктов разложения гидразина исключается возможность ионизации составляющих атмосферу Марса газов.

С учётом выполнения требования минимального эрозионного воздействия струи ТД на поверхность Марса и устойчивой стабилизации посадочной ступени при посадке был выбран четырёхкамерный ЖРД предприятия «КБхиммаш». Тормозной двигатель относится к двигателям термокаталитического типа. Двигатель выполнен в виде моноблока, проектный вариант внешнего вида которого представлен на рисунке 1.



рисунок 1. Общий вид тормозного двигателя

В состав двигателя входят четыре камеры разложения с пакетами катализатора для разложения гидразина и соплами Лаваля на выходе. Камеры создают тягу вдоль оси посадочной платформы и моменты сил для её стабилизации, регулируемые системой управления ДМ с помощью трёх регуляторов в виде дросселей с электроприводами:

- регулятора общей тяги ТД, изменяющего тягу двигателя в семь раз от максимальной до минимальной;
- двух регуляторов разнотяговости камер, расположенных диаметрально противоположно в плоскостях тангажа и рыскания; при этом разнотяговость регулируется в пределах ±10% от суммарной тяги этих камер.

Кроме того, в состав тормозного двигателя входят

пневмоуправляемые пуско-отсечные клапаны и электроклапаны, осуществляющие подачу и сброс газа управления пневмоклапанами и газа продувки полостей двигателя после останова, а также средства обеспечения теплового режима камер.

В качестве двигателей стабилизации и ориентации были выбраны ЖРД малой тяги того же предприятия-разработчика (*Агеенко Ю.И.*, 2014). Номинальное значение тяги двигателя – 50 Н при входном давлении топлива 1,5 МПа. На базе рассмотренных двигателей были разработаны: проектный вариант принципиальной схемы двигательной установки (ДУ) посадочной платформы (рисунок 2) и, согласно компоновке десантного модуля, теоретическая схема расположения двигателей (рисунок 3).



рисунок 2. Общая принципиальная схема ДУ посадочной платформы

В состав двигательной установки посадочной платформы входят:

- тормозной двигатель;
- восемь двигателей стабилизации и ориентации;
- четыре топливных бака с разделительными мембранами;
- два металлокомпозитных баллона высокого давления для хранения и подачи газа наддува топливных баков, а также для продувки топливных магистралей тормозного двигателя после выключения;
- агрегаты автоматики, обеспечивающие работу ДУ (пироклапаны, редукторы, автодроссель);
- элементы трубопроводной арматуры (ресиверы, мембраны принудительного прорыва, клапаны заправочные и проверочные, топливный фильтр, трубопроводы);
- средства обеспечения теплового режима (электронагреватели топливных баков, камер, элементов крепления двигателей, теплозащитные экраны высокотемпературных элементов ТД и т.д.);
- датчики телеметрического контроля температуры



рисунок 3. Схема расположения двигателей

и давления;

элементы конструкции ДУ (кронштейны крепления двигателей стабилизации, рама крепления ТД и т.д.).

Одной из отличительных черт организации рабочего процесса двигательной установки является обеспечение разных давлений топлива на входах тормозного двигателя и двигателей стабилизации и ориентации. Диапазон входных давлений топлива у ТД находится в пределах от 4,27 до 4,56 МПа, у двигателей стабилизации – от 1,27 до 2,27 МПа. Вопрос решён следующим образом: в топливных баках создаётся давление наддува на уровне 5 МПа, а на входе в топливную магистраль двигателей стабилизации устанавливается гидроредуктор, снижающий входное давление топлива при работе двигателей до заданного уровня.

С целью оптимизации массы и габаритов десантного модуля его двигательная установка спроектирована не автономной, а как часть посадочной платформы ДМ. На рисунке 4 представлена 3Dмодель общего вида посадочной платформы. Двигательная установка расположена в нижней части сотопанели посадочной платформы, в её центре – расположен тормозной двигатель, окружённый восьмигранным каркасом. Каркас крепится непосредственно к сотопанели, а к нему крепится тормозной двигатель. На сотопанели в плоскостях тангажа и рыскания размещаются восемь двигателей малой тяги в четырёх диаметрально противоположных двигательных блоках. Такое расположение позволяет использовать двигатели в управлении положением ДМ относительно центра масс не только по каналам тангажа и рыскания, но и крена. На периферии сотопанели установлены четыре топливных бака вместимостью 0,04 м³.

На перелётной траектории Земля – Марс двигательная установка десантного модуля находится в пассивном состоянии. При этом тепловой режим топлива, агрегатов и элементов конструкции двигательной установки обеспечивается пассивными средствами терморегулирования (теплоизоляцией, тепловыми трубами, покрытиями с необходимыми термооптическими характеристиками) ДМ и конструктивным исполнением элементов ДУ (материалами, геометрическими парамет-



рисунок 4. Общий вид посадочной платформы

рами, способами соединения деталей) в сочетании с управляемым электрообогревном.

До отделения десантного модуля от перелётного по команде системы управления начинают работать активные элементы средств обеспечения теплового режима: нагреватели кронштейнов, на которых крепятся двигатели стабилизации, нагреватели камер тормозного двигателя. Они доводят температуру элементов ДУ, контактирующих с топливом, до значения не менее плюс 5°C, а камер двигателя не менее чем плюс 40°С. Затем подается команда на открытие электроклапанов двигателей стабилизации. Начинается этап вакуумирования топливных магистралей ДУ до разделительных мембран за топливными баками и до клапана входа топлива в тормозной двигатель. Через 4 секунды после подачи команды на открытие электроклапанов двигателей стабилизации подается команда на включение нагревателей этих двигателей. Этап вакуумирования топливных магистралей двигательной установки длится 60 секунд, после чего по команде системы управления десантного модуля, подается команда на закрытие электроклапанов двигателей стабилизации. Обмотки электромагнитов клапанов двигателей обесточиваются.

На 56-й минуте после начала разогрева двигателей стабилизации подаётся команда на подрыв пиропатронов мембран принудительного прорыва на топливных магистралях. Топливо начинает заполнять магистрали до электроклапанов двигателей стабилизации и пускового клапана на входе в тормозной двигатель. Через 30 секунд подаётся команда на подрыв пускового пироклапана ПК5, установленного на выходе из баллонов высокого давления. Газ поступает через автодроссель в газовый редуктор, а из него – в наддувные полости топливных баков. Плавно нарастает давление топлива в магистралях до заданного значения. Двигатели стабилизации готовы к работе.

Топливо и газ управления и продувки тормозного двигателя находятся под необходимым давлением на входах клапанов входа топлива, газа управления и газа продувки.

На 61-й минуте после подачи команды на разогрев двигателей стабилизации их нагреватели выключаются. Двигатели готовы к работе по командам системы управления ДМ. Начинается этап отделения лобового защитного экрана десантного модуля при участии двигателей малой тяги. Через 3-4 секунды после начала отделения лобового защитного экрана начинается запуск тормозного двигателя. Подается команда на отстрел заглушек камер ТД, и через 0,5 секунды команда на открытие пуско-отсечных клапанов на входах камер. Начинается вакуумирование магистралей тормозного двигателя продолжительностью 1-2 секунды. По завершении времени вакуумирования подается команда на открытие электропневмоклапана управления клапаном пуска и отсечки подачи топлива в тормозной двигатель. Гидразин заполняет полости регулятора тяги, полости регуляторов разнотяговости камер, полости трубопроводов и попадает в камеры ТД на каталитические пакеты. При прохождении гидразина через каталитический пакет образуются продукты разложения, которые, истекая через сопло Лаваля, создают тягу. Система управления с помощью привода регулятора тяги устанавливает уровень минимальной тяги двигателя. В этом режиме происходит прогрев камер тормозного двигателя. Длительность режима не превышает 10 секунд.

После достижения камерами необходимых температур система управления выдаёт команду «Пуск», при которой регулятор тяги по заданному закону выводит тягу двигателя на промежуточный режим и, далее, до максимума, а регуляторы разнотяговости камер с помощью управления разнотяговостью камер создают необходимые управляющие моменты в каналах тангажа и рыскания. Регулятор тяги и регуляторы разнотяговости камер работают на принципе регулирования расхода гидразина, поступающего в двигатель и в каждую камеру в отдельности. По мере сближения посадочной платформы с поверхностью Марса система управления уменьшает тягу двигателя до уровня 2–5 кН.

По касанию специального щупа поверхности планеты система управления выдает команду «Останов», по которой закрываются пневмоклапаны подачи топлива в тормозной двигатель и его камеры, тяга двигателя начинает уменьшаться по линейному закону, открываются электроклапаны магистралей продувки полостей камер, газ продувки поступает в головки камер двигателя, вытесняя топливо из подводящих к камерам трубопроводов, а также из полостей камер. Режим продувки, характеризующийся общим уровнем тяги ТД примерно 500 Н, длится не более 0,5 секунды, после чего следует команда «Окончание продувки». ТД остановлен. Одновременно по команде «Останов» обесточиваются электроклапаны двигателей стабилизации. Двигатели ДУ посадочной ступени прекращают работу. Телеметрические датчики давления и температуры, электронагреватели продолжают свою работу.

В ходе рабочего проектирования и отработки циклограммы работы двигательной установки посадочной ступени десантного модуля при наземных испытаниях представленные в данной статье результаты проектной проработки могут быть уточнены.

список литературы

Агеенко Ю.И. Двигатель стабилизации, ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя МКБ «Фрегат» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С 44-46.

Статья поступила в редакцию 16.04.2014 г.

ДЕТОНАЦИОННЫЕ УСТРОЙСТВА РАЗДЕЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА «ЭКЗОМАРС-2018»

В.В. Ефанов, профессор, доктор технических наук*, vladimir_efanov@laspace.ru; **V.V. Efanov**** **В.В. Горовцов*,** gvv@laspace.ru; **V.V. Gorovtsov****

Предложено и обосновано использование в проекте космической экспедиции детонационных устройств разделения на основе высокоэнергетических эластичных веществ. Представлены их конструкция и метод проектного расчета. Заложенные в разработку проектноконструкторские и технологические решения прошли летную квалификацию в составе космических аппаратов «Электро-Л», «Спектр-Р – Радиоастрон» и на многофункциональном космическом буксире «Фрегат-СБ».

Ключевые слова: космический annapam; устройство и система разделения; детонационный замок; транслятор детонации; высокоэнергетический материал.

В настоящее время и в обозримом будущем создаваемые автоматические космические аппараты для фундаментальных научных исследований немыслимы без использования на борту различного рода устройств и систем разделения. Это обусловлено уникальностью самих аппаратов и проводимых с их помощью научных исследований.

Известно, что системы и устройства разделения во всех ракетах-носителях предназначены для разделения ступеней, сброса головного обтекателя и отделения космических аппаратов, раскрытия панелей фотопреобразователей, приведения в рабочее состояние антенн, служебных и научных приборов. Роль таких систем чрезвычайно важна, т.к. несрабатывание их часто приводит к срыву космической миссии в целом, поэтому выбору наиболее рациональных вариантов систем и устройств разделения уделяется значительное внимание уже на начальных этапах проектирования космического аппарата.

Сейчас для космического комплекса «ЭкзоМарс-2018» проектируются системы для следующих операций:

- отделение десантного модуля от орбитального аппарата;
- отделение аэродинамического экрана от десантного модуля;
- отделение заднего защитного кожуха от десантного модуля.

Помимо этого, пиромеханическими устройствами,

PYRO DEVICES FOR «EXOMARS-2018» SPACE COMPLEX SEPARATION

А.А. Котомин,

профессор, доктор технических наук, Санкт-Петербургский государственный технологический институт (технический университет), Россия, Санкт-Петербург, akotomin@mail.ru; **A.A. Kotomin** С.А. Душенок, доктор технических наук, ФГУП СКТБ «Технолог», Россия, Санкт-Петербург, s.dushenok@mail.ru; S.A. Dushenok

Use of pyro separation devices based on high-energy tensile substances for this space mission is proposed and substantiated. Their structures and methodology of design computations are presented. Engineering and technological solutions applied to the design were successfully flight qualified on «Electro-L» and «Spectr-R – Radioastron» spacecraft as well on multi-function «Fregat-SB» Versatile Space Tug.

Key words: spacecraft; separation device and system; pyro lock; detonation translator; high-energy material.

в нашем случае, осуществляется раскрытие панелей фот кого воздействия стало возможным благодаря использованию нового типа детонирующих веществ высокоэнергетических эластичных взрывчатых веществ (ЭВВ). Они позволяют изготавливать монолитные «миниатюрные» заряды сложной конфигурации, работающие с высокой надежностью и точностью, создавать на их основе принципиально новые конструкции исполнительных и передаточных устройств, уменьшать массу и размеры элементов и т.д. На основе ЭВВ творческим коллективом сотруд-Санкт-Петербургского государственного НИКОВ технологического института, СКТБ «Технолог» и НПО им. С.А. Лавочкина созданы высокоэффективные неразрушаемые безосколочные устройства и системы разделения нового поколения (Котомин А.А. *u dp.*, 2003).

ЭВВ представляют собой сложные высоконаполненные полидисперсные системы на основе кристаллических бризантных веществ и полимерных связующих различных классов, содержащих также пластификаторы, структурообразователи, армирующие и вулканизирующие добавки, сенсибилизаторы, антиоксиданты, пламегасители, красители, ПАВ и др. компоненты. Интерес к таким высокоэнергетическим веществам обусловлен их уникальными структурномеханическими свойствами, позволяющими изготавливать заряды любой формы (листы, пленки, ленты, диски, профилированные шнуры, трубки,

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

^{*} ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.



1 – корпус; 2 – гильза со штоком; 3 – поршень;

- 4 электродетонирующее устройство;
- 5 каналы дросселирующие; 6 демпферы;
- 7 заряд ЭВВ; 8 шпангоут замка;
- 9 шпангоут космического аппарата; 10 насадка.

рисунок 1. Конструкция детонационного замка нового типа на основе ЭВВ

шары, компактные изделия сложной конфигурации) с требуемыми физико-механическими характеристиками и стабильными параметрами детонации, за счет чего появляется возможность совершенствовать имеющиеся и создавать принципиально новые импульсные устройства и технологии.

При проведении теоретико-экспериментальных исследований для установления взаимосвязи свойств высокоэнергетических материалов с их составом и структурой были изучены следующие вопросы:

- особенности их детонации как гетерогенных систем с различными видами инертных органических и
- неорганических компонентов; - реология высоконаполненных композиций (кристаллическое бризантное BB – полимерная матрица);

- физико-механические свойства;
- термодинамическая и химическая совместимость компонентов;
- физико-химическая стабильность систем (химическая стойкость и тепловое старение);
- технологии изготовления.

Проведенные исследования позволили разработать научные основы создания ЭВВ с заданными свойствами и установить общие закономерности детонационного процесса в этих материалах, а также разработать методы расчета их энергетических характеристик, параметров детонации, детонационной и метательной способности (*Котомин А.А. и др.*, 2003).

В указанных выше системах разделения планируется использовать детонационный замок, который прошел комплекс наземных испытаний в полном объеме и имеет летную квалификацию в составе малоразмерного КА МКА-ФКИ «Зонд-ПП», в котором он подтвердил свою эффективность. Этот замок представлен на рисунке 1 (Горовцов В.В. и др., 2008).

Принцип работы замка заключается в следующем. При подаче инициирующего импульса от электродетонатора либо от заряда-усилителя транслятора детонационного импульса срабатывает заряд ЭВВ, расположенный в зарядной камере, находящейся в штуцере снаряженном. Воздействие давления продуктов детонации на рабочий поршень вызывает безосколочный разрыв штока по специально выполненному ослабленному сечению. При перемещении поршня происходит смятие демпфера и перетекание газообразных продуктов детонации из рабочей полости в полость стыка поршня с корпусом, что значительно уменьшает ударное воздействие на разделяемые конструкции космического аппарата.

В указанных выше системах разделения для обеспечения синхронизации и повышения надежности срабатывания замков используются транеры – неразрушаемые трансляторы детонационного импульса. Эти устройства исключают при функционировании истечение газообразных продуктов взрыва в окружающее пространство. Решение этой задачи стало возможным также благодаря применению ЭВВ.

Применение ЭВВ «Транелит», обладающего высокими детонационной стабильностью и физико-химической стабильностью в широком интервале темпе-



1 – удлиненный заряд (нить ЭВВ в металлической оболочке); 2 – покрытие из высокопрочных синтетических нитей;

3 – наружная трубка из алюминия или нержавеющей стали; 4 – заряд-усилитель; 5 – наконечник; 6 – шарик;

7 – запирающий конус; 8 – гайка.

рисунок 2. Неразрушаемый гибкий транслятор детонации

ратур, позволило разработать неразрушаемые гибкие многослойные трансляторы детонации с удельной массой 20...60 г/м, содержащие нить ЭВВ (0,3...0,5 г/м). Конструкция транслятора представлена на рисунке 2.

Используемые транеры имеют летную квалификацию в составе автоматических КА «Электро-Л», «Спектр-Р» и других, а также рекомендованы для применения в системах разделения перспективных научных аппаратов (Ефанов В.В., Мартынов М.Б. и др., 2012; Хартов В.В., Зеленый Л.М. и др., 2010; Полищук Г.М., Пичхадзе К.М. и др., 2009).

При проектировании детонационных устройств разделения используют разработанные авторами методики, предназначенные для расчета безосколочных устройств разделения поршневого типа. Методики предусматривают расчет таких устройств по эффективности и надежности.

Поскольку наиболее ответственными элементами детонационных устройств являются сплошные заряды ЭВВ сложной конфигурации, имеющие малые размеры и массу, методики включают также расчеты внутрибаллистических характеристик, надежности и полноты детонации указанных нетрадиционных зарядов.

Расчет эффективности проектируемых детонационных устройств разделения производится по двум критериям: «развиваемое усилие» и «совершаемая работа».

По первому критерию заряд ЭВВ должен создавать давление продуктов взрыва в зарядной камере устройства и развиваемую им силу, соответствующую заданному усилию с учетом коэффициента запаса.

По второму критерию продукты взрыва при расширении должны производить работу, большую, чем механическая работа разрыва штока замка по ослабленному сечению.

Для подтверждения достоверности разработанных методик проводились расчеты давления продуктов взрыва в зарядной камере детонационных замков, находящихся в штатной эксплуатации, развиваемых ими усилий, а также работы, совершаемой продуктами взрыва при малых степенях расширения.

Расчет характеристик зарядов ЭВВ в детонационных устройствах проводится по следующей схеме:

1. Определение силы, развиваемой детонационным устройством

 $F_{\text{расч}} = F \cdot K$, кгс,

где F – заданное усилие для совершения устройством требуемого механического действия; К – коэффициент запаса.

2. Расчет давления в зарядной камере детонационного устройства в момент начала совершения рабочего механического действия

$$P_2 = \frac{F_{\text{pac}}}{S} \text{ Kr/cm}^2,$$

где S – площадь основания поршня, см².

3. Расчет степени расширения продуктов взрыва к моменту начала совершения требуемого механического действия (ϕ).

При решении задач, связанных с расширением продуктов взрыва, необходимо знание экспериментально полученной изэнтропы для конкретного ВВ. При отсутствии реальной изэнтропы возможна её замена политропой и адиабатой. При расширении продуктов взрыва до критических параметров, соответствующих точке сопряжения политропы и адиабаты (давление продуктов взрыва Р, их удельный объем V_{ν} , и плотность ρ_{ν}), давление падает по политропическому закону с показателем степени $n \approx 3$, а далее – по адиабате с показателем степени $\gamma \approx 1,3$.

При
$$P_2 > P_{\kappa}, \varphi = \frac{V_2}{V_1}$$
 определяется из уравнения поли-

тропы

$$P_{\rm B3D} \cdot V_1^n = P_2 \cdot V_2^n,$$

где P_{взр} – давление продуктов взрыва BB в зарядной камере детонационного устройства в момент взрыва, кг/см²;

V₁ – начальный объем зарядной камеры (объем рабочей части заряда BB), см³;

V₂ – объем зарядной камеры к моменту начала совершения устройством требуемого механического действия, см³;

n – показатель политропы продуктов взрыва.

Величину Р_{вэр} для наших зарядов ЭВВ-75В рассчитаем по известному уравнению Абеля-Нобля:

$$P_{\rm B3p} = (P_0 \cdot V_{0\kappa}) (\frac{T_{\rm B3p}}{T_0}) (\frac{\rho_3}{1 - \alpha \rho_3}),$$

где P_0 – атмосферное давление, кг/см²; $V_{0\kappa}$ – удельный объем продуктов взрыва при давлении P_0 и температуре T_0 =283 K, равный 0,7755 м³/кг;

 $T_{_{\rm B3p}}$ – температура взрыва, соответствующая моменту образования продуктов взрыва в объеме исходного ВВ;

 ρ_3 – плотность заряжения (отношение массы заряда ВВ к объему зарядной камеры), равная 1620 кг/м³;

α – коволюм (несжимаемая часть объема продуктов взрыва), равный 5,01·10⁻⁴ м³/кг;

$$P_{\text{B3p}} = (1 \cdot 0,7755) \cdot (\frac{3180}{283}) \cdot [\frac{1620}{1 - 5,01 \cdot 10^{-4} \cdot 1620}] =$$
$$= 74950 \frac{\kappa 2}{c M^2}.$$

Таким образом, давление в зарядных камерах детонационных устройств в момент взрыва составляет 74950 кг/см².

4. Зная конструкции зарядов ЭВВ-75В и их элементов в конкретных детонационных устройствах, по найденным значениям V₁ и *m* определяем размеры зарядов.

Расчет зарядов ЭВВ по работе, необходимой для совершения устройством требуемого механического действия, проводится по следующей схеме:

1. Расчет механической работы, необходимой для совершения устройством требуемого механического действия (А_р, кДж) – на примере детонационных замков

 $A_{\rm p} = F(\delta_1 + \delta_2),$

где *F* – усилие разрыва;

 δ_1 – перемещение основания поршня (штока) до момента начала совершения устройством требуемого механического действия, см.

Величина δ_1 корректно определяется из расчета высокоскоростной деформации поршня (штока) под действием продуктов взрыва.

Нами предлагается оценка величины δ_1 для двух видов детонационных замков, полученная расчетноэкспериментальным способом в результате анализа характеристик зарядов ЭВВ и конструкции детонационных устройств, находящихся в штатной эксплуатации. δ_1 составляет 0,8...1,6 мм;

 δ_2 – перемещение основания поршня или штока в процессе разрыва шейки устройством (0,5 мм).

2. Расчет плотности продуктов взрыва в момент окончания требуемого механического действия (ρ_3 , г/см³) – на примере детонационных замков:

 $\Delta V_2 = S\delta_2,$ $V_3 = V_2 + \Delta V_2,$ $\rho_3 = \frac{m}{V_3},$

где ΔV_2 – увеличение объема зарядной камеры при совершении устройством требуемого механического действия, см³;

 $V_{\rm 3}-$ объем зарядной камеры в момент окончания разрыва шейки, см $^{\rm 3}.$

Значения V_2 , S, m определяются из схемы расчета зарядов BB по усилию разрыва.

3. Расчет работы продуктов взрыва в детонационном устройстве (A_3) :

Удельная работа продуктов взрыва ЭВВ-75В при малых степенях расширения (*A*, кДж/г) вычисляется по следующей формуле (*Дубнов Л.В. и др.*, 1988):

$$A = u_j^2 \left(\frac{n}{n-1}\right) \left[1 - \left(\frac{\rho_3}{\rho_j}\right)^{n-1}\right],$$

где u_j , ρ_j – массовая скорость (1,67 км/с) и плотность (2,10 г/см³) продуктов взрыва ЭВВ-75В в точке Жуге;

 u_{j}^{2} – полная энергия единицы массы продуктов взрыва;

n – показатель политропы (3,37).

Величина *n*, полученная теоретико-экспериментальным путем, для нашего ЭВВ составляет 3,37.

При $P_2 < P_{\kappa}$ из адиабаты расширения продуктов взрыва

 $P_{\kappa}\nu_r^{\gamma} = P_2\nu_2^{\gamma}$

определяем v_2 и соотношение удельных объемов продуктов взрыва ($\varphi = v_2/v_0$), равное (V_2/V_1), где v_0 – начальный удельный объем продуктов взрыва ЭВВ-75В (0,62 см³/г).

4. Расчет начального объема зарядной камеры детонационного устройства и массы рабочей части заряда ВВ из соотношений:

$$\frac{V_2}{V_1} = \varphi,$$

 $V_1 + \Delta V_1 = V_2$

$$\Delta V_1 = \delta_1 S$$

Здесь ΔV_1 – увеличение объема зарядной камеры при расширении продуктов взрыва до давления P_2 , см³; S – площадь основания поршня или торцевой кольцевой поверхности штока (см²).

Работа продуктов взрыва заряда ВВ в детонационном устройстве (*A*₃, кДж) вычисляется:

 $A_3 = Am$,

где *т* – масса рабочей части заряда BB, г.

Рассчитанная работа продуктов взрыва заряда BB в детонационном устройстве (A_3) сравнивается с механической работой, необходимой для совершения устройством требуемого механического действия (A_2) . Величина A_3 должна быть больше A_2 .

Таким образом, в результате выполненных теоретико-экспериментальных исследований эластичных ВВ разработаны неразрушаемые детонационные безосколочные герметичные устройства для систем разделения космического комплекса «ЭкзоМарс-2018» (замки детонационные и трансляторы детонации неразрушаемые – транеры). Они успешно прошли наземные и летные испытания, которые подтвердили правильность принятых технических решений.

список литературы

Горовцов В.В., Ефанов В.В., Котомин А.А. и др. Устройство для быстрого разделения частей космического аппарата или ракетного блока. Патент РФ на изобретение RU2321527C1 // Опубликовано 10.04.2008. Бюл. № 10.

Дубнов Л.В., Бахаревич Н.С., Романов А.И. Промышленные взрывчатые вещества. М.: Недра. 1988. 386 с.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А. и др. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems: processes, models, experiment=Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2007. Т. 12. С. 18-25.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М. Космические роботы для научных исследований // Наука в России. 2012. № 1. С. 4-9.

Котомин А.А., Душенок С.А., Козлов А.С., Ефанов В.В. Современные и перспективные высокоэнергетические материалы в системах детонационной автоматики аэрокосмических аппаратов // Полет. 2003. № 8. С. 51-60.

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. № 1. С. 3-7.

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

Статья поступила в редакцию 19.02.2014 г.

ОТДЕЛЬНЫЕ АСПЕКТЫ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС-2018»

В.П. Макаров, кандидат технических наук^{*}, makarov@laspace.ru; **V.P. Makarov**** **А.С. Бирюков,** кандидат технических наук*, birukov@laspace.ru; **A.S. Biryukov****

В статье представлены отдельные аспекты проведения наземной экспериментальной отработки десантного модуля при создании космического комплекса «ЭкзоМарс-2018».

Ключевые слова: космический annapam; десантный модуль; наземная экспериментальная отработка.

введение

Как отмечалось в предыдущих статьях этого выпуска журнала космический комплекс (КК) «ЭкзоМарс-2018» состоит их двух модулей – перелетного и десантного. В состав десантного модуля входит марсоход. Десантный модуль разрабатывается НПО им. С.А. Лавочкина. Программа-методика испытаний КК на работоспособность с учетом особенностей спуска и посадки на поверхность Марса содержит целый ряд испытаний конструкции ДМ с имитацией нагрузок при входе в атмосферу Марса, при вводе парашютной системы, при срабатывании детонационных и пиромеханических устройств (отделение лобового экрана и заднего кожуха), при посадке (перевод в рабочее положение посадочного устройства, отработка раскрытий батарей солнечных и трапов, сход марсохода).

1. Наземная экспериментальная отработка конструкции КК на прочность

Методика прочностной отработки КА «ЭкзоМарс-2018» имеет свои особенности по сравнению с отработкой других космических аппаратов НПО им. С.А. Лавочкина.

Конструкция КК «ЭкзоМарс-2018» состоит из двух крупных функциональных блоков – перелетного модуля (ПМ) и десантного модуля (ДМ). Традиционно прочностная отработка КА в НПО им. С.А. Лавочкина проводится на все определяющие случаи нагружения наземной и летной эксплуатации в последовательности, соответствующей эксплуатации летного изделия. Ниже перечисляются все виды испытаний, которые в настоящий момент предполагается провести для квалификации прочности КА «ЭкзоМарс-2018», и дается их краткая характеристика.

Следует отметить, что до квалификационных испытаний на прочность КА его составные части должны пройти необходимый объем автономных испытаний.

INDIVIDUAL ASPECTS OF «EXOMARS-2018» SC GROUND VERIFICATION AND VALIDATION ACTIVITIES

Д.Н. Михайлов*, mdn@laspace.ru; **D.N. Mikhaylov**** **Л.Г. Александров,** кандидат технических наук^{*}, aia@laspace.ru; **L.G. Aleksandrov**^{**}

The article covers individual aspects of Descent Module ground verification and validation during development of «ExoMars-2018» Space Complex.

Key words: spacecraft; Descent Module; ground verification and validation.

1.1. Транспортные испытания

В настоящий момент принято решение, что космический аппарат в сборе с адаптером будет транспортироваться на полигон железнодорожным транспортом в специальном амортизированном контейнере разработки ThalesAlenia. При этом предполагается, что амортизация будет рассчитана таким образом, что вибрационные и квазистатические нагрузки при транспортировании не превысят полетных. Этот традиционно принятый подход в Европейском Космическом Агентстве (ЕКА) позволяет не проводить транспортные испытания в зачет прочности изделия. Однако, согласно требованиям отечественных нормативов, предполагается проведение автономных транспортных испытаний десантного модуля совместно с адаптером без транспортного контейнера, что позволит оценить возможность возникновения усталостных явлений в конструкции КА при длительном действии транспортных нагрузок Режимы транспортных испытаний случайная вибрация – должны назначаться с учетом характеристик транспортного амортизационных контейнера.

1.2. Вибрационные испытания на полетный случай

В соответствии с принятым в ЕКА подходе будут проведены испытания на синусоидальную вибрацию в диапазоне частот 5–100 Гц по трем осям. Цель данных испытаний – квалификация конструкции КА на действие низкочастотной вибрации и переходных динамических процессов, соответствующих различным этапам полета ракеты-носителя. Во избежание возникновения чрезмерных усилений на основных резонансах конструкции, не соответствующих реальным возникающим в полете нагрузкам, при испытании вводятся ограничения по величинам ускорений на основных блоках конструкции КК. Величины ограничений заранее определяются расчетным путем в результате совместного динамического анализа с использованием динамических моделей КК «ЭкзоМарс-2018» и всех составных частей РН.

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

^{*} ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

1.3. Акустические испытания

Акустические испытания на НПО им. С.А. Лавочкина до сих пор не проводились, они заменялись вибрационными испытаниями на случайную вибрацию в диапазоне 20-2000 Гц. Такая замена, безусловно, не является полностью эквивалентной, поскольку не отражает в полной мере физику высокочастотного объемного динамического возбуждения, реально имеющего место при старте ракеты и на этапе прохождения ею трансзвуковой зоны. Однако многолетний опыт отработки изделий на случайную вибрацию показал допустимость такого подхода при соответствующем нормировании уровней вибрации. Тем не менее, учитывая пожелания международной кооперации, было принято решение для данного проекта провести акустические испытания полной сборки ПМ-ДМ с адаптером РН. Такие испытания проводятся обычно в частотном диапазоне 50–5000 Гц, причем в каждом октавном диапазоне частот задается свой уровень шума, соответствующий спецификации РН «Протон-М».

На данном этапе испытания ПМ прекращаются, поскольку исчерпываются все характерные для него расчетные случаи механического нагружения. Испытания ДМ продолжаются с учетом расчетных случаев нагружения, возникающих при входе в атмосферу Марса и посадке.

1.4. Испытания на случай действия максимального скоростного напора при аэродинамическом торможении ДМ

Данный случай является расчетным главным образом для лобового экрана, воспринимающего всю аэродинамическую нагрузку и работающего на устойчивость. Испытания будут проведены статически. Эпюра внешнего давления носит достаточно сложный характер для ее имитации при испытаниях и поэтому будет воспроизведена с некоторым превышением равномерного давления с соблюдением необходимых граничных условий.

Инерционная нагрузка, возникающая при аэродинамическом торможении, является расчетной в основном для посадочной платформы ПМ с установленным на ней марсоходом, различной служебной и научной аппаратурой, агрегатами двигательной установки, солнечными панелями и т.п. Данная нагрузка для платформы может быть воспроизведена с использованием центрифуги.

1.5. Испытания на случай ввода в действие парашютной системы

Случай ввода в действие парашютной системы является в основном расчетным для защитного кожуха ДМ, в верхней части которого установлен парашютный отсек. Нагрузки, возникающие при рывке парашюта, характеризуются кратковременностью, неравномерностью нагрузок на стропы, наличием продольной и боковой составляющей, а также возможным нагревом конструкции до предельных для используемого материала температур. Испытания заднего кожуха будут проведены статически, причем, возможно, будет реализовано несколько вариантов нагружения конуса. Также возможна реализация испытаний с нагревом элементов конструкции.

Инерционная нагрузка при рывке, загружающая изгибом посадочную платформу, также может быть воспроизведена на центрифуге в том случае, если она превысит инерционную нагрузку аэродинамического торможения.

1.6. Испытания на случай посадки на поверхность Марса

При проведении бросковых испытаний предполагается выполнение проверки на прочность посадочных опор и посадочной платформы от действия инерционных нагрузок при посадке. Поскольку испытания на прочность подразумевают испытания на расчетные нагрузки, учитывающие коэффициент безопасности 1,3, посадочные опоры снабжаются усиленными на 30% амортизаторами, которые должны реализовать расчетную перегрузку на все элементы конструкции ДМ.

1.7. Функциональные испытания

В процессе механических испытаний предусматривается ряд функциональных испытаний, целью которых является проверка работоспособности тех или иных агрегатов после воздействия механических нагрузок. К таким агрегатам относятся системы отделения аэродинамического экрана и посадочной платформы, солнечные батареи, трапы для схода марсохода, выдвигающиеся посадочные опоры.

2. Наземная экспериментальная отработка систем отделения

НЭО систем отделения (СО) на десантном модуле изделия «ЭкзоМарс-2018» включает в себя: испытания системы отделения орбитального модуля от ДМ, лобового экрана – от ДМ и заднего кожуха – от посадочной платформы для подтверждения заданных линейных и угловых скоростей отделения после воздействия механических нагрузок и температуры.

Срабатывание СО лобового экрана от ДМ должно происходить на этапе спуска на поверхность Марса, когда на лобовой экран действует нагрузка от набегающего потока (*Ефанов В.В. и др.*, 2014). При этом давление внутри защитной оболочки ДМ ниже давления, воздействующего на лобовой экран. Поэтому, в связи с условиями функционирования данной СО, существует особенность проведения испытаний с имитацией всех воздействующих факторов.

3. Наземная экспериментальная отработка посадочного устройства

Для отработки конструкции посадочного устройства предусмотрено проведение бросковых испытаний.

ОТДЕЛЬНЫЕ АСПЕКТЫ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ Космического аппарата «Экзомарс-2018»

На первом этапе должно быть автономно отработано посадочное устройство (ПУ) в части подтверждения расчетных характеристик амортизаторов.

Бросковые испытания позволят подтвердить предварительные расчеты нагрузок при посадке, отработать прочностные характеристики и устойчивость на модели 2/5 от натуральной величины и выбрать расчетные случаи для испытаний в составе прочностного изделия по программе вибродинамических испытаний.

Для реализации всех условий работы ПУ при НЭО (рисунок 1а–в) в НПО им. С.А. Лавочкина планируется использовать стенд для отработки посадки с грузоподъемностью до 400 кг и размерами испытательной площадки сброса с горизонтальными и







рисунок 1. Расчетные случаи посадки ПП

наклонными участками (*Макаров В.П. и др.*, 2013) до 5,5×6,5×0,4 м. На испытательной площадке будет аналог грунта Марса. Данный стенд позволит провести испытания динамически подобной модели в масштабе 2/5 и полноразмерного макета, а также имитировать горизонтальную скорость и угол соударения макета с площадкой при различной ориентации четырех опорного посадочного устройства.

4. Наземная экспериментальная отработка трансформируемых конструкций

Особенность КА для исследования Марса состоит в том, что наличие атмосферы требует компактного размещения всех необходимых агрегатов в защитной оболочке. Поэтому в конструкции ДМ КК «Экзо-Марс-2018» применены различные трансформируемые элементы, такие, как: посадочное устройство (ПУ), штанга с малонаправленной антенной (МНА), батареи солнечные (БС), трапы для спуска марсохода на поверхность (рисунок 2).



рисунок 2. Посадочная платформа

Все трансформируемые конструкции должны пройти необходимый объем доводочных и зачетных испытаний. При отработке конструкции особое значение имеет этап кинематических испытаний в условиях, максимально приближенных к штатным. При кинематических испытаниях проверяется работоспособность (расчековка, раскрытие, а также стопорение в рабочем положении) механических устройств, пиротехнических систем при нормальных климатических условиях и термостатировании. Для проведения испытаний требуется разработка и реализация систем обезвешивания (имитация условий гравитации на Марсе) для конкретных конструкций с требуемыми характеристиками.

Особое внимание при отработке трансформируемых конструкций уделяется механизму раскрытия батареи солнечной (БС). Конструктивно БС состоит из четырех створок и имеет определенную последовательность раскрытия (рисунки За–б). Наличие гравитации на поверхности Марса и кабельной сети в узлах поворота требует определенного подхода при проветемпературы, особенно отрицательной.





а – зачекованное положение БС;

б – раскрытое положение БС.

рисунок 3. Последовательность раскрытия солнечных батарей

5. Наземная экспериментальная отработка двигательной установки

Двигательная установка десантного модуля КА «Экзо-Марс» предназначена для обеспечения мягкой посадки посадочной платформы ДМ на поверхность Марса.

Опуская традиционную часть испытаний двигательной установки, как автономных, так и в составе космичес-кого аппарата, рассмотрим испытания, имеющие особенности, определяемые конструкцией данной ДУ.

В составе двигательной установки имеются жидкостные ракетные двигатели малой тяги для стабилизации и ориентации десантного модуля, а также тормозной двигатель с плавным регулированием тяги для обеспечения мягкой посадки и стабилизации ДМ. Для осуществления функции регулирования тяги в тормозном двигателе имеются регулятор общей тяги двигателя и регуляторы разнотяговости камер двигателя (*Александров Л.Г. и др.*, 2014). В процессе работы двигателя регуляторы управляются системой управления десантного модуля. Поэтому для отработки алгоритма управления регуляторами тяги тормозного двигателя предусматриваются испытания электрорадиотехнического макета двигательной установки. Наличие в тормозном двигателе регулятора тяги учитывается в программе-методике проведения «холодных» испытаний двигательной установки в виде её гидравлического макета. Кроме сказанного, особенностью «холодных» испытаний ДУ ДМ является обеспечение соответствия диапазона входных давлений топливной системы двигателей стабилизации и ориентации требованиям технического задания с учётом наличия гидроредуктора в составе гидравлической системы.

При проведении наземной экспериментальной отработки двигательной установки особое место в ней занимают огневые стендовые испытания. Это обусловлено прежде всего большим объёмом решаемых задач по определению работоспособности двигательной установки в условиях функционирования по близкой к штатной циклограмме работы. Для ДУ посадочной ступени ДМ в традиционную программу проведения огневых стендовых испытаний добавляются задачи по определению уровня тяги и направления вектора тяги тормозного двигателя. Кроме того, добавляется задача определения влияния на его рабочие параметры температурного режима тормозного двигателя в начале работы. В связи с предстоящим вводом в эксплуатацию термобарокамеры в испытательном центре российской ракетной промышленности существует реальная возможность решения поставленных перед огневыми испытаниями задач, так как в составе термобарокамеры предусмотрено тягоизмерительное устройство с непрерывной регистрацией его показаний и имеются системы для вакуумирования и термостатирования двигательной установки.

Наземная экспериментальная отработка вновь разрабатываемых элементов двигательной установки проводится как в НПО им. С.А. Лавочкина, так и на предприятияхсмежниках по согласованным программам-методикам.

заключение

Разработанные специалистами НПО им. С.А. Лавочкина предложения по методике проведения наземной экспериментальной отработки десантного модуля КА «ЭкзоМарс» позволят в полном объеме подтвердить технические характеристики аппарата на соответствие техническому заданию.

список литературы

Александров Л.Г., Морозов В.И., Степанов С.С. и др. Двигательная установка посадочной платформы десантного модуля // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 116-119.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Котомин А.А., Душенок С.А. Детонационные устройства разделения космического комплекса «ЭкзоМарс-2018» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2. С. 120-123.

Макаров В.П., Маркачев Н.А., Захаров Ю.В., Гришин С.А., Голиков Г.В. Создание и совершенствование стенда бросковых испытаний автоматических космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1. С. 56-62.

Статья поступила в редакцию 25.04.2014 г.

СОЗДАНИЕ СВЕРХТЯЖЕЛЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ И ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ И МАРСА: ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ, БУДУЩЕЕ

А.Ю. Данилюк, кандидат технических наук*, daniluk@pochta.ru; A.Yu. Daniluk**

В.Ю. Клюшников, доктор технических наук*. wklj59@yandex.ru; V.Yu. Klyushnikov**

В статье дается ретроспективный обзор и сравнение реализованных и нереализованных проектов сверхтяжелых ракет-носителей у нас в стране и в США; выявлены основные особенности их конструктивно-компоновочных схем; предложены рациональные пути дальнейшего развития сверхтяжелых ракет-носителей в России.

Ключевые слова: сверхтяжелая ракета-носитель; ракетный блок; масса полезного груза, выводимого на опорную орбиту.

Будущее космонавтики российские и зарубежные специалисты связывают с освоением астероидов, Луны, Марса и других планет Солнечной системы (Хартов В.В. и др., 2010; Ефанов В.В. и др., 2012). Организация таких экспедиций невозможна без создания ракет-носителей (РН) сверхтяжелого класса, способных выводить на низкую околоземную орбиту полезный груз массой более 50-70 т.

К основным характерным чертам облика перспективных ракет-носителей сверхтяжелого класса (РН СТК) следует отнести:

- стартовую массу до 3000 т и более;
- большой диаметр топливных баков до 10 м;
- использование в качестве компонентов ракетного топлива (КРТ) кислорода и водорода; на первых ступенях, возможно, - кислорода и углеводородных горючих (керосина или метана);
- установку на первых ступенях нескольких жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) тягой до 600-800 тс и более.

1. Ретроспективный анализ и сравнение реализованных и нереализованных проектов сверхтяжелых ракет-носителей

Проектные проработки РН СТК стали вестись почти одновременно с началом космической эры (таблица 1). К первым по времени проектам РН СТК относятся «Nova», «Saturn-5» (CIIIA), «H-1»(CCCP).

Так, проектирование PH CTK серии «Nova», предназначенных для полетов к Луне и Марсу, были начаты HACA в 1959 году (http://www.astronautix.com/lvs/ saturnv.htm). Название «Nova» было использовано более чем в тридцати проектах РН СТК в период с

PAST, PRESENT AND FUTURE OF SUPER-HEAVY LAUNCH VEHICLES FOR RESEARCH AND EXPLORATION **OF THE MOON AND MARS**

И.И. Кузнецов, кандидат технических наук*, *i_kuz@inbox.ru;* I.I. Kuznetsov**

А.С. Осадченко, кандидат технических наук*, ecologrcd@tsniimash.ru; A.S. Osadchenko**

The article gives

a retrospective review and comparison of realized and unrealized projects of super-heavy launch vehicles in our country and in the United States. The basic features of the design-layouts are defined and efficient ways of further development of super-heavy launch vehicles in Russia are offered.

Key words:

super-heavy launch vehicle; stage; payload mass injected into reference orbit.

конца 1950-х годов по начало 1980-х. Почти параллельно с РН «Nova», с начала 1962 года, НАСА вела разработку РН СТК «Saturn C-5» (Железняков А.М., 2012).

Однако всерьез РН СТК «Nova», как компонент лунной программы, США не рассматривался (Железняков А.М., 2012). Основным определяющим фактором при выборе между проектами РН СТК «Saturn» и «Nova» была готовность производства блока «Saturn C-5» на заводе, расположенном неподалёку от г. Новый Орлеан (позже известен как Michoud Assembly Facility), тогда как для производства большей в диаметре РН СТК «Nova» необходимо было строительство нового завода. По этой причине пуски PH «Nova», по самым оптимистичным прогнозам, не могли начаться раньше 1970 года, что не вписывалось в планы США по достижению Луны «еще до конца текущего десятилетия» (т.е. до 1970 года). Именно поэтому первой американской РН СТК, реализованной «в железе», стала ракета «Saturn-5».

В 1960-х годах и СССР, и США приступили к созданию РН СТК, предназначенных для осуществления пилотируемого полета на Луну.

Работы по созданию советской РН сверхтяжелого класса «H-1» были инициированы в начале 1960-х годов рядом Постановлений правительства СССР (рисунок 1а). В январе 1962 года администрация НАСА (США) также заявила о своих планах создания сверхтяжелой лунной ракеты «Saturn-5» (рисунок 16).

К характерным особенностями РН «Н-1» следует отнести:

- размещение топлива в ненесущих моноблочных сферических баках, подвешенных к несущей внешней обшивке;
- увеличение заправки топливных баков с помощью
- ** Federal Enterprise «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

таблица 1 – Основные характеристики сверхтяжелых ракет-носителей

РН СТК, год создания, предприятие (фирма)- разработчик	стартовая масса, т	масса ПГ, выводимого на опорную орбиту, т / высота опорной орбиты, км	количество ступеней и габариты РН	двигатели (по ступеням), тяга одного двигателя (тс), топливо	примечания
«Nova», с 1959 по 1964 гг., «General Dynamics», «Martin Marietta», «Philip Bono» и «Douglas Aircraft» (США)	до 4500	68–180/200	3–4 <i>l</i> ₂ =до 110 м, ∅=до 12,2 м	1 ст.: (4-8)×F-1, 690 тс (3), керосин RP-1 + O_2 ; 2 ст.: (4-8)×J-2, 90,7 тс (в), H_2+O_2 ; или (1-4)×F-1, 690 тс (3), керосин RP-1 + O_2 ; 3 ст.: 1×J-2, 90,7 тс (в), O_2+H_2 или (5-7) ×LR115, 9 тс (в), O_2+H_2 или 1×Nerva, 30–40 тс (в), ядерный ракетный двигатель; 4 ст.: 1×LR115, 9 тс (в), O_2+H_2	название «Nova» было использовано более чем в тридцати проектах больших ракет в период с поздних 1950-х по 1980-е гг. Проект РН СТК «Nova» прекращен в 1964 г.
«Saturn-V», 1967, «Boeing» (ступень S-IC), «North American» (ступень S-II), «Douglas» (с 1967 г. – компанией «McDonnel Douglas» ступень S-IVB) (США)	2965 («Аполлон-16»)	140,9/200	3 <i>l_∑</i> =110,6 м, ∅=10,1 м	1 ст. (S-IC): 5×F-1, 690 тс (3), керосин + О ₂ ; 2 ст. (S-II): 5×J-2, 90,7 тс (в), H ₂ +O ₂ ; 3 ст. (S-IVB): J-2, 90,7 тс (в), H ₂ +O ₂	в 1967–73 гг. произведено 13 пусков. Все пуски признаны успешными. Приблизительная стоимость одного пуска – 2,4–3,5 млрд. долл. в ценах 2007 г.
«H-1» (11А52), ОКБ-1 (ЦКБЭМ), летные испытания – 1969–1973 гг. 1969 (С.П. Королёв, В.П. Мишин) (СССР)	2735/2950 («H-1Ф»)	90 (100 для «H-1Ф»)/ 200	5 <i>l_∑</i> =105,3 м, Ø=17,0 м	1 ст. (Блок А): 30×НК-15, 154 тс (3) или 30×НК-15, НК-33 (H-1Ф) – H-1Ф, 154 тс (3), 171 тс (в), PГ-1+О ₂ ; 2 ст. (Блок Б): 8×НК-15В (НК-43), 179,2 тс (в), PГ-1+О ₂ ; 3 ст. (Блок В): 4×НК-31 (НК-21), 41,5 тс (в), PГ-1+О ₂ ; 4 ст. (Блок Г): HK-19 (НК-9В), 46 тс (в), PГ-1+О ₂ ; 5 ст. (Блок Д): PД-58, 8,5 тс (в), PГ-1+O ₂	в 1969–72 гг. произведено 4 пуска. Все пуски были аварийными. Фактически РН «Н-1» состояла из 3-х ступеней; 4-я и 5-я ступени представляли собой отлётный лунный ракетный комплекс под общим головным обтекателем с системой аварийного спасения
«Энергия» (11К25), 1976 г., НПО «Энергия», В.П. Глушко, с 1982 г. Б.И. Губанов (СССР)	2419	105/200	2 l ₂ =60,0 м, ∅=18,0 м (∅ блока «Ц» 7,7 м)	1 ст. (блоки «А»); 4×РД-170, 740,5 тс (3), 806 тс (в), PГ-1+О ₂ ; 2 ст. (блок Ц): 4×РД-0120, 200 тс (в), 155,6 тс (3), H ₂ +O ₂	выполнено 2 пуска: в 1987 г. (массогабаритный макет КА «Скиф-ДМ») и в 1988 г. (в составе комплекса МТКК «Буран»). В 1993 г. программа «Энергия-Буран» была закрыта
«Вулкан» (133ГК, РЛА-150), 1982 г.– начало создания, НПО «Энергия», Б.И. Губанов (СССР)	4747 3810	200/200 170/170x230	2 <i>l_s</i> =88,0 м, Ø=16,5 м	1 ст.: 4 параблока «А», 8×РД-179, 860 тс (з), 937 тс (в) РГ-1+О ₂ ; 2 ст. (блок «Ц»): 4×РД-0120, 200 тс (в), 155,6 тс (з)	проект прекращен в 1990 г.

СОЗДАНИЕ СВЕРХТЯЖЕЛЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ И ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ И МАРСА: ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ, БУДУЩЕЕ

«Энергия II» («Ураган»), 1982 г.– начало создания, НПО «Энергия», Б.И. Губанов (СССР)	~2200	~35/200	2 <i>l</i> ₂ ~60,0 м, Ø~18,0 м	1 ст.: 4 крылатых блока «А», 8×РД-179, 860 тс (3), 937 тс (в), PГ-1+О ₂ ; 2 ст. (крылатый блок «Ц»): 3×РД-0120, 200 тс (в), 155,6 тс (3)	полностью многоразовая РН СТК. Проект прекращен в 1989 г.
«Ares V», 2004–2010, Alliant Tech systems (CIIIA)	3705	188/200	2 <i>l</i> _. =109–116 м, Ø=8,4–17,5 м	1 ст.: 2 ТТУ (1507 тс (в., макс.))+(5–6) ЖРД RS-68, 348,4 тс (в), 300,7 тс (з), O ₂ +H ₂ ; 2 ст.: J-2S, 104 тс (в), 90,8 тс (з), O ₂ +H ₂	проект прекращен в 2010 г.
«SLS» («Space Launch System»), 2010 г.– начало создания, «Boeing» (США)	~2500–2950	70–130 (143)/200	2 l _∑ =~98–122 м, Ø=8,4 м	1 ст.: 2 ТТУ (2×1634 тс)+4×RS- 25D/E, 222,6 тс (в), 181,4 тс (з), O ₂ +H ₂ или 4×RS-25, 222,6 тс (в), 181,4 тс (з), O ₂ +H ₂ ; 2 ст.: RL10B-2,11 тс (в), O ₂ +H ₂ или 3×J-2X, 104 тс (в), 90,8 тс (з), O ₂ +H ₂	первый пуск намечен на 2017 г. Ожидаемая стоимость одного пуска – 500 млн. долл. США в ценах 2012 г.
«Falcon Heavy», 2011 г.– начало создания, Space Exploration Technologies,– Space X, Elon Musk (США)	1400	53/200	2 <i>l_∑=~</i> 69,2 м, ∅=11,6 м	ускорители (2): 18×Мерлин 1D, 66,3 тс (3), 73,5 тс (в), керосин RP-1+O ₂ ; 1 ст.: 9×Мерлин 1D, 66,3 тс (3) 73,5 тс (в), керосин RP-1 + O ₂ ; 2 ст.: 1×Мерлин 1D, 66,3 тс (3) 73,5 тс (в), керосин RP-1 + O ₂	ракета представляет собой «связку» из 3-х РН «Falcon 9». Первый пуск – в 2014–2015 гг. Стоимость вывода на орбиту 1 кг полезного груза составит около \$2200. Стоимость пуска \$80–125 миллионов
«Великий поход-9», 2013 г.– начало создания, Китайская Академия технологии ракет- носителей (CALT), (KHP)	4100–4150	130–133/200	2 <i>l₂</i> =98,0- -101,0 м, Ø=10,0 м	ускорители: 4×YF-660, 650 тс (3), керосин + О ₂ ; или 4×РДТТ, 1000 тс (3); 1 ст.: 4×YF-660, 650 тс (3), керосин + О ₂ ; или 4×YF-220, 200 тс (3), О ₂ +Н ₂ ; 2 ст.: 2×YF-220, 200 тс (3), О ₂ +Н ₂ ; или 1×YF-220, 200 тс (3), О ₂ +H ₂ .	рассматриваются два альтернативных варианта ракеты- носителя: схема А – с керосиново- кислородными, схема В – с твердотопливными ускорителями 1 ст.
«Виктория-К», 2006 г., ГРЦ «КБ им. В.П. Макеева» (г. Миасс), В. Дегтярь (Россия)	3100	100–110/200	3 <i>l_s</i> ~70,0 м, Ø~12,7 м	 1 ст. (Боковые блоки): 4×РД-170, 740 тс (3), 806,2 тс (в), керосин РГ-1 + О₂; 2 ст. (Боковые блоки): 2×РД-180, 390,2 тс (3), 423,4 тс (в), керосин РГ-1 + О₂; 3 ст. (Центральный блок): РД-191, 196 тс (3), 212,6 тс (в), керосин РГ-1 + О₂; + разгонный блок с двигателем РД-0124, 30 тс (в), керосин РГ-1 + О₂ 	техническое предложение. Стоимость запуска в пересчете на 1 кг полезной нагрузки на РН СТК «Виктория- К» ожидается примерно на 30% меньше, чем для РН «Ангара-5»

переохлаждения горючего и окислителя;

- большое количество ЖРД на 1-й ступени РН: 24
 ЖРД НК-15 (НК-33) конструкции Н.Д. Кузнецова, расположенных по кольцевому периметру ступени, и шесть ЖРД – в центре днища ракетного блока;
- оснащение ЖРД преднасосами, что позволило снизить толщину стенок (а значит, и массу) баков, и уменьшить давление газа наддува.

Следует подчеркнуть, что специалистам КБ Н.Д. Кузнецова удалось добиться наивысшего ресур-

сного и энергетического совершенства для двигателей кислородно-керосинового типа.

Ракета-носитель оснащалась системой координации одновременной работы двигателей «КОРД», которая в случае необходимости отключала неисправные двигатели.

РН могла совершать полет при двух отключенных парах противоположно установленных периферийных ЖРД блока «А».

Ни одной ракете «H-1» так и не удалось выпол-



а – «H-1» (СССР); б – «Saturn-5» (США). рисунок 1. «Лунные» РН сверхтяжелого класса

нить программу пуска: все четыре запуска заканчивались авариями. В мае 1974 года советская лунная программа была закрыта и все работы над «H-1» прекращены. Две готовые к пускам ракеты «8Л» и «9Л» были уничтожены.

Судьба американского аналога и конкурента нашей лунной ракеты сложилась более удачно.

Особенностями PH «Saturn-5» являлись (Железняков А.М., 2012):

- использование на 1-й ступени мощных однокамерных кислородно-керосиновых ЖРД F-1, что позволило на ракетном блоке ступени установить только пять двигателей – один в центре и четыре диаметрально, с возможностью поворота для управления вектором тяги;
- использование на верхних ступенях РН кислородноводородных ЖРД J-2, обладающих наивысшим удельным импульсом тяги среди ракетных двигателей на химическом топливе.

Успех «Saturn-5» не в последнюю очередь объяснятся наличием научно-технического и технологического задела в области водородных ЖРД (работы велись с 1949 года) и ЖРД тягой более 600 тс, высокопрочных свариваемых алюминиевых сплавов (сплав AA2219), а также большой программой наземной экспериментальной отработки РН и ее элементов и т.д.

Однако несмотря на 13 удачных пусков PH «Saturn-5», в 1973 году лунная программа США была досрочно прекращена. Оставшиеся три уже изготовленные ракеты общей стоимостью порядка 1,3 млрд. долл. были переданы музеям США.

В СССР, практически сразу после закрытия



рисунок 2. РН сверхтяжелого класса «Энергия» ее модификации

программы «H-1», в 1976 году, начались работы по созданию РН СТК «Энергия» (рисунок 2a) (Губанов Б.И., 2000).

Необходимо отметить, что при разработке РН СТК «Энергия» были учтены многие ошибки, которые привели к неудаче с РН «Н-1»: создана полноценная стендовая экспериментальная база для отработки не только отдельных элементов РН, но и изделия в целом (унифицированный комплекс стенд-старт); обеспечено ритмичное финансирование и достаточно жесткое управление проектом; разработаны мощные кислородно-керосиновые двигатели (РД-170) и ракетные двигатели, работающие на кислороде и водороде (РД-0124); получены новые материалы, в том числе высокопрочные свариваемые алюминиевые сплавы.

Ракета «Энергия» была выполнена по двухступенчатой пакетной схеме. 1-ю ступень составляли четыре боковых блока (блоки «А») с кислороднокеросиновыми четырёхкамерными двигателями РД-170, возвращаемые на Землю с помощью парашютов. Ресурс модулей 1-й ступени планировался в количестве 10 запусков. Блоки «А» были унифицированы с 1-й ступенью РН «Зенит».

Центральный блок (блок «Ц») оснащался четырьмя кислородно-водородными двигателями РД-0120 и представлял собой несущую конструкцию. На РН «Энергия» предусматривалось боковое крепление полезного груза: грузового контейнера либо орбитального корабля «Буран».

Было выполнено всего два пуска этого уникального комплекса. В начале 1990-х работы по программе

СОЗДАНИЕ СВЕРХТЯЖЕЛЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ И ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ И МАРСА: ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ, БУДУЩЕЕ

«Энергия-Буран» были приостановлены. К моменту окончательного закрытия программы (1993 год) на космодроме «Байконур» в различной стадии готовности находилось не менее пяти ракет-носителей «Энергия».

Представляют интерес не получившие дальнейшего развития проектные проработки базового варианта РН СТК «Энергия» (рисунок 26, 2в): полностью многоразовая РН СТК «Энергия II» («Ураган») и ее наиболее тяжёлая модификация «Вулкан» («Геркулес») (Губанов Б.И., 2000).

В отличие от базовой модификации «Энергии», которая была частично многоразовой (как американская система «Space Shuttle»), конструкция PH СТК «Энергия II» («Ураган») позволяла возвращать и повторно использовать все элементы PH. Центральный блок также должен был планировать и садиться на обычный аэродром.

РН СТК «Вулкан» («Геркулес») должна была выводить на низкую околоземную орбиту полезный груз массой до 175 тонн.

В 1990–2000 гг. американцы, на базе технологического задела, полученного в рамках лунной программы («Saturn-5») и программы «Space Shuttle», рассчитывали создать носитель, способный выводить на низкую околоземную орбиту полезную нагрузку в 100 тонн, потратив всего лишь 3–4 млрд. долл. (*NASA*..., 2004).

Вначале шла речь о PH CTK «Ares V» (рисунок 3), разработка которой началась в 2004 году. «Ares V» должна была стать частью новой космической транспортной инфраструктуры, разрабатываемой НАСА в рамках программы «Созвездие» («Constellation Program»), осуществляемой по инициативе президента США Дж. Буша «Развитие космонавтики США» («The Vision for U.S. Space Exploration») с января 2004 года (*Constellation Program...*, 2009).



рисунок 3. PH CTK «Ares V»



рисунок 4. Семейство РН СТК «SLS»

«Агез V» – это двухступенчатая PH, способная выводить на низкую орбиту вокруг Земли до 188 тонн. 1-я ступень ракеты-носителя «Агез V» компоновалась из двух модернизированных твердотопливных ускорителей многоразового использования, которые ранее применялись в системе «Space Shuttle», и центрального блока с пять или шесть кислородно-водородными ракетными двигателями RS-68. 2-я ступень ракеты-носителя «Агез V» – новая разработка, оснащенная также кислородно-водородными ракетными двигателем J-2X (*Constellation Program...*, 2009).

Однако, по инициативе президента Барака Обамы, США в феврале 2010 года отказались от космической программы «Созвездие» и разработки PH «Ares V» (*Constellation Program...*, 2009): готовность PH могла быть обеспечена только к концу 2020-х, и то при достаточно больших затратах. Кроме того, по оценкам специалистов, сама конструкция PH «Ares V» получалась не совсем удачной. Так, в печати сообщалось, что из-за большого удлинения конструкции и особенностей TTУ (малые пульсации тяги) на начальном этапе полета PH «Ares V» возможно было появление сильных вибраций конструкции, а также потеря стабилизации даже при несильном боковом ветре (до 20 км/ч) (*Хромоногий ARES...*).

В результате вместо РН СТК «Ares V» в 2010 году в США началась разработка РН СТК SLS (Space Launch System), которая и продолжается до сего дня (рисунок 4) (*HACA*...).

Программа SLS предполагает создание двух вариантов PH CTK – пилотируемого и грузового. В первом случае в конструкцию PH закладывается возможность вывода на орбиту пилотируемого корабля «MPCV» («Orion») и устанавливается система спасения экипажа при аварии.

Грузовой вариант имеет дополнительную ступень с ЖРД J-2X, благодаря чему его грузоподъёмность почти вдвое выше, чем в пилотируемом варианте: 130 т против 70 т для низкой опорной орбиты (HOO). На основную ступень обоих носителей установлены три криогенных кислородно-водородных ЖРД RS-25D/E, ранее использовавшиеся на орбитальной ступени системы «Space Shuttle». Кроме того, каждый вариант будет иметь по паре боковых ускорителей на твёрдом или, возможно, жидком топливе.

Стоимость проекта оценивается в 35 млрд. долл. Первый испытательный пуск должен состояться уже в 2017 году (*HACA*...).

Следует также обратить внимание на планы главы частной фирмы «Space Exploration Technologies» («Space X») Элона Маска (Elon Musk) запустить в ближайшее время PH «Falcon Heavy» (рисунок 5), способную выводить на низкую орбиту полезный груз массой до 53 тонн. «Falcon Heavy» также можно отнести к носителям сверхтяжелого класса (*Частная ракета-носитель*...).



двигательная установка;
 ускорители (боковые блоки);
 центральный блок 1-й ступени;
 бак окислителя (жидкий кислород);
 - 2-я ступень; 6 – головной обтекатель;
 - ЖРД «Merlin 1D».
 рисунок 5. PHCTK «Falcon Heavy»

1-я ступень «Falcon Heavy» будет состоять из трех блоков, которые используются в качестве 1-й ступени PH «Falcon 9» компании «Space X» и имеют по девять модернизированных ракетных двигателей «Merlin».

В конструкцию PH «Falcon 9» заложен ряд технологических новшеств, существенно снижающих стоимость пуска, в том числе:

- изготовление топливных баков путем холодной сварки алюминия;
- наличие на каждом ЖРД двигательной установки ракетного блока защитной оболочки для парирования нештатных ситуаций типа пожара или взрыва камеры сгорания, позволяет продолжать полет и выполнить задачу выведения КА на орбиту за счет форсирования исправных ЖРД;
- перекачка топлива боковых блоков 1-й ступени в центральный блок, что позволяет повысить энергетические возможности РН.

РН «Falcon Heavy» спроектирована в соответствии со стандартами НАСА для пилотируемых полетов, включая 40%-ный запас прочности (вместо 25%-ного для ракет, выводящих на орбиту автоматические

КА) и трех кратное резервирование электронного оборудования. Тем не менее, судя по публикациям, PH «Falcon Heavy» имеет достаточно высокое энергомассовое совершенство: отношение массы заправленной ступени к сухой массе ее конструкции свыше 30.

Ожидается, что PH «Falcon Heavy» будет втрое дешевле PH «Delta IV Heavy» и будет выводить примерно в 2 раза большую полезную нагрузку. Стоимость выведения на орбиту 1 кг полезного груза может составить около 2200 долл. В перспективе планируется разработка носителя «Falcon XX» грузоподъемностью до 140 т.

В КНР планируется создание РН СТК «Великий поход 9» (рисунок 6), по своим характеристикам превосходящей РН СТК «Saturn V» (*Chinese Super-Heavy...*, 2013). Разрабатываемый носитель будет выводить массу полезной нагрузки до 133 000 кг на низкую опорную орбиту. Рассматриваются два альтернативных варианта ракеты-носителя: схема А – с керосиново-кислородными и схема В – с твердотопливными ускорителями 1-й ступени. По состоянию на начало 2014 года разработано техническое предложение на создание РН СТК «Великий поход 9». Один из двух вариантов китайского проекта РН СТК весьма схож с РН СТК SLS Block 2 (США), при чуть большей стартовой массе.

2. Пути дальнейшего развития PH СТК в России

В «Основах государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу» ставятся задачи обеспечения пилотируемых полетов на Луну (до 2030 года) и на Марс (после 2030 года). Для решения таких амбициозных задач перед отечественной наукой и промышленностью в третий раз за последние 50 лет встала задача создания PH CTK.



рисунок 6. Варианты РН СТК «Великий поход 9»

Ведущими КБ отрасли предложен целый ряд предпроектных проработок РН СТК грузоподъемностью

СОЗДАНИЕ СВЕРХТЯЖЕЛЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ И ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ И МАРСА: ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ, БУДУЩЕЕ

от 50 до ~200 т. Рассмотрены различные компоновочные схемы РН с двигательными установками, использующими различные компоненты жидкого топлива, твердотопливными ускорителями, с учетом применения освоенных и перспективных технологий и конструкционных материалов и др.

В соответствии с принятыми исходными данными РН СТК должны обеспечивать выведение на НОО высотой 200 км и наклонением i=51,6° полезных нагрузок массой:

- для полета к Луне (PH CTK 1-го этапа) не менее 80–90 т;
- для полета к Марсу (PH CTK 2-го этапа) не менее 160–190 т.

Основными задачами 1-го этапа являются: выведение пилотируемого корабля для облета Луны и на орбиту искусственного спутника Луны, а также обеспечение экспедиций на поверхность Луны (по двухпусковой схеме со стыковкой пилотируемого корабля и лунного посадочно-взлётного корабля на орбите Луны).

Основная задача 2-го этапа – реализация экспедиций на поверхность Луны по однопусковой схеме и экспедиции к Марсу по многопусковой схеме.

Предполагается, что пуски будут проходить с нового строящегося космодрома «Восточный».

В ходе предпроектных проработок сформулированы основные принципы создания нового отечественного космического ракетного комплекса (КРК) сверхтяжелого класса:

1. Оптимальное сочетание ранее разработанных, реализованных и апробированных технических решений, использованных при создании космических ракетных комплексов различного класса, с перспективными технологиями при условии обеспечения высокой надежности, безопасности и безаварийности КРК СТК: даже при возникновении аварийных ситуаций на начальном участке полета РН должна быть обеспечена сохранность стартового сооружения.

2. Унификация различных типов (модификаций) РН СТК на основе модульного построения РН из унифицированных ракетных блоков, позволяющая обеспечить запуски как автоматических космических аппаратов, так и пилотируемых космических кораблей.

3. При пилотируемых пусках должно быть обеспечено выведение космического корабля на орбиту по пологой траектории, обеспечивающей допустимые перегрузки при отделении спускаемого аппарата от РН в случае аварийного выключения двигательной установки и возможность спасения экипажа корабля.

4. Унификация стартового комплекса (СК) по отношению к различным типам (модификациям) РН СТК в сочетании с высоким уровнем автоматизации, исключающим необходимость присутствия людей на СК с момента начала заправки до пуска РН СТК (до завершения слива компонентов ракетного топлива в случае отмены пуска).

5. Рациональный подход к финансированию работ по созданию и эксплуатации КРК СТК и его составных частей.

Анализ результатов предпроектных проработок

с учетом принятых исходных данных и сформулированных принципов создания КРК СТК позволяет рекомендовать в качестве наиболее предпочтительных следующие варианты РН.

В качестве основного варианта РН СТК 1-го этапа может быть рекомендована ракета-носитель, использующая четыре боковых кислородно-керосиновых ракетных блока с маршевыми ЖРД типа РД-170М и центральную кислородно-водородную крупногабаритную ступень с маршевым ЖРД типа РД-0120 (рисунок 7).



рисунок 7. Вариант РН СТК 1-го этапа грузоподъемностью 80 т

Этот вариант позволит максимально использовать существующий задел по PH «Энергия» с последующим доведением массы полезного груза, выводимого на HOO, до значения 180 т (PH CTK 2-го этапа) при минимальных затратах.

Доведение грузоподъемности РН до 180 т обеспечивается увеличением числа боковых ускорителей с четырех до шести, установкой на центральном блоке четырех кислородно-водородных ЖРДРД-0120 и соответствующим увеличением рабочего запаса топлива на 1-й и 2-й ступенях примерно в два раза (рисунок 8).



рисунок 8. Вариант РН СТК 2-го этапа грузоподъемностью 165–190 т

В качестве альтернативы описанному выше варианту РН СТК 2-го этапа могут быть рассмотрены РН с применением на ракетных блоках кислородно-метановых ЖРД новой разработки типа РД-0164. При этом центральный блок (кислородно-водородный) сохраняется в прежнем виде, как и в основном варианте РН СТК (рисунок 9). Кроме этого, может быть реализован также полный отказ от водорода и керосина в



рисунок 9. Вариант РН СТК 2-го этапа с кислороднометановыми боковыми блоками и кислородно-водородным центральным блоком

пользу метана. Трехступенчатый вариант такой РН СТК представлен на рисунке 10.

Таким образом, одним из принципиальных вопросов окончательного определения облика РН СТК является выбор типа ЖРД и вида топлива (горючего). Необходимо определиться, что лучше: керосин или метан на 1-й ступени и водород или метан – на 2-й ступени РН (*Клюшников В.Ю. и др.*, 2013). В таблице 2 представлены результаты сравнения различных ЖРД для РН СТК.

Анализ таблицы 2 показывает, что на 1-й ступени СТК предпочтительнее использовать ЖРД на топливе



рисунок 10. Вариант РН СТК 2-го этапа на кислороднометановом топливе

«жидкий кислород + сжиженный природный газ (метан)» по следующим причинам (*Завьялов В.С.*):

1. Теоретический удельный импульс топлива «жидкий кислород – жидкий метан» на 3,4% выше, чем топлива «жидкий кислород – керосин», но на 20,5% ниже, чем топлива «жидкий кислород – жидкий водород». Тем не менее, по сравнению с керосином метан имеет некоторое преимущество в удельном импульсе, что дает возможность получить выигрыш в массе полезного груза.

2. Охлаждающая способность метана в три раза лучше охлаждающей способности керосина, благодаря чему метановый двигатель имеет большие запасы по ресурсу, чем керосиновый.

3. ЖРД замкнутой схемы с метаном выполняется со «сладким» газогенератором, что принципиально надежней замкнутой схемы кислородно-керосинового

таблица 2 – Результаты сравнения различных ЖРД для РН СТК

характеристика	горючее, используемое в ЖРД						
	керосин	метан	водород				
стоимость горючего	0,60 долл./кг	0,88 долл./кг	10 долл./кг				
плотность горючего, г/см ³	0,802	0,422	0,0709				
температура кипения, °С	+195	-161,49	-252,87				
удельный импульс, с	309 – на Земле; 337 – в пустоте	311 – на Земле; 341 – в пустоте	353 – на Земле; 455,2 – в пустоте				
наличие мощностей по производству горючего	имеются	имеются. Для получения 98% жидкого метана может быть использован типовой мини-завод производительностью 1,5 т/час	ограничены: в ОАО «КБХА» (г. Воронеж) имеется установка по производству жидкого водорода производительностью 5 кг/час (120 кг/сутки)				
уровень готовности ЖРД	РД-171М – модификация РД-171 с увеличенной тягой (на 5%), упрощенной конструкцией, пониженной массой и повышенной надёжностью. Используется на PH типа «Зенит»	РД-0164 – на этапе создания и экспериментальной отработки	РД-0120 разработан в 1976–1987 гг. для 2-й ступени РН СТК «Энергия». Не востребован. Производственная оснастка утрачена				
безопасность эксплуатации	безопасность эксплуатации может быть обеспечена при бездефектном производстве ЖРД	диапазон коэффициента воспламенения в воздухе 5–15%. Диапазон коэффициента детонации в воздухе 6,3–13% (Галлеев А.Г., 2013).	диапазон коэффициента воспламенения в воздухе 4,1– 94%. Диапазон коэффициента детонации в воздухе 18,3–59% (Галлеев А.Г., 2013).				

СОЗДАНИЕ СВЕРХТЯЖЕЛЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ И ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ И МАРСА: ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ, БУДУЩЕЕ

ЖРД с «кислым» газогенератором. Время протекания аварии газового тракта (в двигателе с ДВГГ) до потери герметичности, как правило, составляет 0,1...0,5 с, что позволяет реализовать эффективную систему аварийной защиты двигателя (САЗ).

4. Благодаря принципиальному отсутствию твердой фазы в трактах горючего при огневых испытаниях метановых ЖРД имеется возможность проводить огневые контрольно-технологические испытания метановых двигателей без какой-либо последующей переборки.

Для отработки ЖРД на топливной паре «кислород + метан» имеется производственная и экспериментальная база. Требования при изготовлении ЖРД на кислороде и метане могут быть менее строгими чем на кислороде и керасине из-за менее напряженных параметров двигателя. По этой же причине можно предположить, что стоимость метанового двигателя будет несколько ниже, чем керосинового.

Из отрицательных качеств метана, кроме пониженной плотности, можно назвать низкую температуру кипения и, как следствие, неудобства при хранении. Кроме того, смесь воздуха и газообразного метана взрывоопасна, что требует дополнительных мер безопасности.

По совокупности свойств метан до последнего времени не нашел применения в ракетной технике, уступая керосину в эксплуатации и водороду по энергетике. Тем не менее, сейчас и в ближайшем будущем, когда проблемы экологии выходят на первый план, а также дают себя знать цена топлива и возможность его получения в промышленных количествах, разработка метановых двигателей становится актуальной.

Таким образом, с точки зрения повышения степени унификации, удешевления общей стоимости конструкции PH CTK и обеспечения высокой надежности, на 2-й ступени PH было бы также целесообразно использовать метановый ЖРД. Однако для достижения лучших энергетических характеристик PH на 2-ю ступень целесообразнее устанавливать все-таки водородные ЖРД. Поскольку энергетические характеристики критичны для PH CTK 2-го этапа, когда масса полезного груза, выводимого на HOO для полета к Марсу, должна составлять не менее 160–190 т, можно предложить на 2-ю ступень PH CTK 1-го этапа устанавливать метановые ЖРД, а на 2-ю ступень 2-го этапа – водородные.

Результаты проведенного в статье анализа могут быть использованы при разработке технического задания на создание перспективного отечественного космического ракетного комплекса сверхтяжелого класса.

список литературы

Губанов Б.И. Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Т. 4. Полет в небытие. Нижний Новгород: Изд-во НИЭР, 2000. 264 с.

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

Железняков А.М. Секреты американской космонавтики. М.: Эксмо, 2012. 333 с.

Завьялов В.С. Метан в космической установке. URL: http:// zavjalov.okis.ru/metan.html (дата обращения: 10.04.2014).

Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Методические аспекты разработки стратегии развития системы средств выведения космических аппаратов на орбиту // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 4. С. 47-52.

HACA представило проект мощнейшей ракеты в истории космонавтики. URL: http://phinist.net/interesnoe/1456-nasa-predstavilo-proekt-moschneyshey-rakety-v-istorii-kosmonavtiki. html (дата обращения: 17.02.2014).

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

Хромоногий ARES: ракетные проблемы // Сайт журнала «Популярная механика». URL: http://www.popmech.ru/ article/4315-hromonogiy-ares/ (дата обращения: 23.03.2014).

Частная ракета-носитель сверхтяжелого класса. URL: http://nt21.ru/% (дата обращения: 20.02.2014).

Chinese Super-Heavy Launcher Designs Exceed Satum V. URL: http://www.aviationweek.com/Article.aspx?id=/articlexml/AW_09_30_2013_p22-620995.xml&p=1 (дата обращения: 20.02.2014).

Constellation Program: America's Fleet of Next-Generation Launch Vehicles. The Ares V Cargo Launch Vehicle. National Aeronautics and Space Administration. George C. Marshall Space Flight Center, Huntsville, 2009. AL 35812, 4 p.

NASA начинает программу разработки сверхтяжелых носителей: новости 12 апреля 2004. URL: http://lenta.ru/science/2004/04/12/moon (дата обращения: 17.02.2014).

URL: http://www.astronautix.com/lvs/saturnv.htm (дата обращения: 20.02.2014).

Статья поступила в редакцию 28.04.2014 г.

издатель ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА» редактор В.В. Ефанов технический редактор А.В. Савченко корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета – «НПОЛ – ГРАФИК ДИЗАЙН» подписано в печать 20.05.2014. формат 60х84/₈. бумага офсетная. печать офсетная. объем 16.0 печ. л. тираж 800 экз. отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Полстар» (МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993



Когда уверен в своей команде, можно рисковать.

Наша энергия — гарантия вашего спокойствия.



Страховая Акционерная Компания ЭНЕРГОГАРАНТ

+7 (495) 737 03–30 www.energogarant.ru



18 ИЮЛЯ 2014 – ТРИ ГОДА НАУЧНОЙ МИССИИ РОССИЙСКОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ АСТРОФИЗИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ «СПЕКТР-Р – РАДИОАСТРОН». УСПЕШНО РЕАЛИЗУЕТСЯ НАУЧНАЯ ПРОГРАММА ИЗУЧЕНИЯ ВСЕЛЕННОЙ В РАДИОДИАПАЗОНЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ. ИССЛЕДУЮТСЯ РЕЛЯТИВИСТСКИЕ ВЫБРОСЫ МАТЕРИИ ИЗ АКТИВНЫХ ЯДЕР ГАЛАКТИК (ДЖЕТЫ), МЕЖЗВЕЗДНАЯ СРЕДА И ДРУГИЕ АСТРОФИЗИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ.

РОССИЙСКИЕ ПРИБОРЫ УСТАНОВЛЕННЫ НА МАРСОХОДЕ

ИСЕМ — ИК-спектрометр на мачте марсохода для исследования минералогического состава грунта.

ΑΔΡΟΗ-ΡΜ

нейтронный спектрометр для поиска воды в грунте Марса до глубины 1 метр вдоль трассы движения марсохода.

ΗΑ ΠΟϹΑΔΟΥΗΟЙ ΠΛΑΤΦΟΡΜΕ

Комплекс научной аппаратуры на долгоживущей стационарной платформе для исследования внутреннего строения, климата, взаимодействия атмосферы и поверхности.