

Главный редактор
академик РАН **Микрин Е.А.**

Заместители главного редактора

член-корр. РАН **Соловьев В.А.**,
дтн, профессор **Синяевский В.В.**

Редакционная коллегия

дфмн **Алексеев А.К.**,
член-корр. РАН **Алифанов О.М.**,
академик РАН **Анфимов Н.А.**,
дтн, профессор **Беляев М.Ю.**,
дтн, профессор **Борзых С.В.**,
академик РАН **Зеленый Л.М.**,
дтн **Зубов Н.Е.**,
академик РАН **Коротеев А.А.**,
член-корр. РАН **Кудрявцев Н.Н.**,
дтн **Любинский В.Е.**,
дтн **Михайлов М.В.**,
дмн **Мухамедиева Л.Н.**,
академик РАН **Пешехонов В.Г.**,
дтн **Платонов В.Н.**,
академик РАН **Попов Г.А.**,
дтн, профессор **Рачук В.С.**,
дтн, профессор **Салмин В.В.**,
дтн, профессор **Сапожников С.Б.**,
дтн, профессор **Соколов Б.А.**,
дтн **Сорокин И.В.**,
дтн **Улыбышев Ю.П.**,
академик РАН **Федоров И.Б.**,
дтн, профессор **Филин В.М.**,
дтн, профессор **Чванов В.К.**,
дтн, профессор **Ярыгин В.И.**

Журнал является рецензируемым изданием

- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- журнал не содержит рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на журнал «КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ» обязательна
- плата с аспирантов за публикацию статей не взимается

Учредитель

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва»
Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связей и массовых коммуникаций. Свидетельство ПИ №ФС 77-53991 от 8 мая 2013 г.
© ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва»

Электронную версию журнала «Космическая техника и технологии» можно найти на сайте <http://www.energia.ru/ktt/index.html>.

Журнал «Космическая техника и технологии» включен в РИНЦ согласно договору с НЭБ № 315-05/2014 от 20.05.2014 г.

СОДЕРЖАНИЕ

СТРАТЕГИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

Комаров И.А., Милованов А.Г., Чмаров К.В. Космодром «Восточный» — будущее российской космонавтики3

БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА, МЕХАНИКА ПОЛЕТА, ПРОЧНОСТЬ

Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Отработка вибропрочности узлового модуля Российского сегмента Международной космической станции15

ИССЛЕДОВАНИЕ КОСМОСА И ИЗ КОСМОСА. АППАРАТУРА, МЕТОДИКИ И РЕЗУЛЬТАТЫ КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Зелёный Л.М., Климов С.И., Ангаров В.Н., Родин В.Г., Назаров В.Н., Су-ханов А.А., Батанов О.В., Готлиб В.М., Калюжный А.В., Каредин В.Н., Козлов В.М., Козлов И.В., Эйсмонт Н.А., Ледков А.А., Новиков Д.И., Корепанов В.Е., Боднар Л., Сегеди П., Ференц Ч., Патков А.П., Лизунов А.А. Космический эксперимент «Микроспутник» на Российском сегменте Международной космической станции26

Беляев М.Ю., Викельски М., Лампен М., Легостаев В.П., Мюллер У., Науманн В., Тертицкий Г.М., Юрина О.А. Технология изучения перемещения животных и птиц на Земле с помощью аппаратуры ICARUS на Российском сегменте МКС38

СОЗДАНИЕ, ЦЕЛЕВОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ

Обыденников С.С., Титов В.А., Волков О.Н. Информационно-измерительная система для контроля и диагностики микроускорений на Российском сегменте Международной космической станции52

БОРТОВЫЕ И НАЗЕМНЫЕ КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИСТЕМЫ

Старовойтов Е.И., Зубов Н.Е. Применение лазерного высотомера в качестве резервного измерителя при сближении космических аппаратов на окололунной орбите60

СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ И ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ. ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТЬ КОСМОНАВТОВ

Ушаков И.Б., Бубеев Ю.А., Гуцин В.И., Боритко Я.С. К проекту освоения Луны: некоторые инженерно-психологические и медицинские проблемы68

Калери А.Ю., Бронников С.В., Бубеев Ю.А., Рожков А.С., Исаев Г.Ф. Проектирование системы отображения информации скафандра для внекорабельной деятельности81

МАТЕРИАЛЫ, ПРОИЗВОДСТВО И ТЕХНОЛОГИИ ИЗДЕЛИЙ РКТ

Морковин А.В., Плотников А.Д., Борисенко Т.Б. Теплоносители для тепловых труб и наружных гидравлических контуров систем терморегулирования автоматических и пилотируемых космических аппаратов89

Гаврелюк О.П., Кирсанов В.Г. Гарантийные запасы топлива для ракет космического назначения100

SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY 3(10) 2015

July – September

Scientific and Technical Journal

Published quarterly

Published since 2013

Editor-in-chief

RAS academician **Mikrin E.A.**

Deputy Editors-in-chief

RAS Corresponding member **Soloviev V.A.**,
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Sinyavskiy V.V.**

Editorial Advisory Board

Dr.Sci.(Phys.-Math.) **Alekseev A.K.**,
RAS Corr. member **Alifanov O.M.**,
RAS academician **Anfimov N.A.**,
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Belyaev M.Yu.**,
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Borzykh S.V.**,
RAS academician **Zeleny L.M.**,
Dr.Sci.(Eng.) **Zubov N.Ye.**,
RAS academician **Koroteev A.A.**,
RAS Corr. member **Kudryavtsev N.N.**,
Dr.Sci.(Eng.) **Lyubinskiy V.E.**,
Dr.Sci.(Eng.) **Mikhaylov M.V.**,
Dr.Sci.(Eng.) **Mukhamedieva L.N.**,
RAS academician **Peshkhonov V.G.**,
Dr.Sci.(Eng.) **Platonov V.N.**,
RAS academician **Popov G.A.**,
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Rachuk V.S.**,
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Salmin V.V.**,
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Sapozhnikov S.B.**,
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Sokolov B.A.**,
Dr.Sci.(Eng.) **Sorokin I.V.**,
Dr.Sci.(Eng.) **Ulybyshev Yu.P.**,
RAS academician **Fedorov I.B.**,
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Filin V.M.**,
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Chvanov V.K.**,
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Yarygin V.I.**

The journal is a peer-reviewed publication

- the editorial opinion does not always coincide with the viewpoints of the contributors
- the journal does not contain any advertising
- manuscripts are not returned
- no material can be reprinted without a reference to the SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY journal
- postgraduate students are not charged for the publication of their papers

Founder

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation **Energia**

The journal is registered with the Russian Federal Surveillance Service for Mass Media and Communications.

Certificate ПИ №ФС 77-53991 dated May 8, 2013.

© S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation **Energia**

The electronic version of our journal *Space Engineering and Technology* can be found at <http://www.energia.ru/ktt/index.html>.

The *Space Engineering and Technologies* journal is included in the Russian Science Citation Index in accordance with the contract with NEB (Scientific Electronic Library) No. 315-05/2014 dated May 20, 2014.

CONTENTS

STRATEGY AND PROSPECT FOR SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY DEVELOPMENT

Komarov I.A., Milovanov A.G., Chmarov K.V. Vostochny launch site — the future of Russian spaceflight3

BALLISTICS, AERODYNAMICS, FLIGHT DYNAMICS, STRENGTH

Bezmozgiiy I.M., Sofinskiy A.N., Chernyagin A.G. Vibration strength design for the Node Module of the Russian Segment of the International Space Station15

SPACE EXPLORATION. SPACE EXPERIMENTS HARDWARE, PROCEDURES AND RESULTS

Zelenyi L.M., Klimov S.I., Angarov V.N., Rodin V.G., Nazarov V.N., Sukhanov A.A., Batanov O.V., Gotlib V.M., Kalyuzhnyi A.V., Karedin V.N., Kozlov V.M., Kozlov I.V., Eismont N.A., Ledkov A.A., Novikov D.I., Korepanov V.E., Bodnar L., Szegedi P., Ferencz C., Papkov A.P., Lizunov A.A. Space experiment «Microsatellite» on the Russian segment of the International Space Station.....26

Belyaev M.Yu., Wikelski M., Lampen M., Legostaev V.P., Muller U., Naumann W., Tertitsky G.M., Yurina O.A. Technology for studying movements of animals and birds on Earth using ICARUS equipment on the Russian segment of the ISS.....38

DEVELOPMENT, UTILIZATION AND OPERATION OF MANNED SPACECRAFT AND COMPLEXES

Obydennikov S.S., Titov V.A., Volkov O.N. Data measurement system for monitoring and diagnostics of microaccelerations onboard the International Space Station Russian Segment52

ONBOARD AND GROUND CONTROL COMPLEXES AND SYSTEMS

Starovoytov E.I., Zubov N.E. Using laser altimeter as a backup measuring device during spacecraft rendezvous in lunar orbit60

THERMAL CONTROL AND LIFE SUPPORT SYSTEMS. VITAL FUNCTIONS OF COSMONAUTS

Ushakov I.B., Bubeev Yu.A., Gushchin V.I., Boritko Ya.S. On the subject of Lunar exploration: some engineering-psychology and medical problems68

Kaleri A.Yu., Bronnikov S.V., Bubeev Yu.A., Rozhkov A.S., Isaev G.F. Designing data display system of spacesuit for extravehicular activities81

MATERIALS, MANUFACTURING AND PROCESSES FOR ROCKET AND SPACE PRODUCTS

Morkovin A.V., Plotnikov A.D., Borisenko T.B. Heat transfer medium for heat pipes and external hydraulic circuits of thermal control systems of unmanned and manned spacecraft89

Gavrelyuk O.P., Kirsanov V.G. Guaranteed fuel load for space launch vehicles100

КОСМОДРОМ «ВОСТОЧНЫЙ» – БУДУЩЕЕ РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВТИКИ

© 2015 г. Комаров И.А.¹, Милованов А.Г.², Чмаров К.В.³

¹Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос»
Ул. Щепкина, 42, ГСП-6, г. Москва, Российская Федерация, 107996

²Федеральное космическое агентство (Роскосмос)
ул. Щепкина, 42, ГСП-6, г. Москва, Российская Федерация, 107996

³Объединенная ракетно-космическая корпорация (ОРКК)
Бережковская наб., 22, г. Москва, Российская Федерация, 121059, e-mail: info@rosorkk.ru

Рассмотрена необходимость создания нового космодрома для независимого выхода в космос с территории России и реализации масштабных космических проектов, в т. ч. пилотируемых. Приведена статистика пусков ракет-носителей ведущими космическими странами за последние восемь лет, и показана ведущая роль России в оказании пусковых услуг. В настоящее время большая часть пусков производится с арендуемого у республики Казахстан космодрома Байконур. Обсуждаются условия выбора места для нового космодрома и основные факторы, определившие место создания космодрома «Восточный» в Амурской области, включая географический и политический, возможность использования местных ресурсов, а также, в качестве правопреемника, военного космодрома «Свободный». В качестве средств выведения планируется использование семейства ракет-носителей «Ангара». Приведены этапы создания космодрома и система взаимодействия, координации и управления деятельностью разнородных органов, участвующих в строительстве. Подчеркивается, что освоение космоса с территории Амурской области является наиболее масштабным проектом освоения региона.

Ключевые слова: освоение космоса, космодром, космодром «Восточный», космодром «Свободный», ракета-носитель «Ангара», Амурская область.

VOSTOCHNY LAUNCH SITE – THE FUTURE OF RUSSIAN SPACEFLIGHT

Komarov I.A.¹, Milovanov A.G.², Chmarov K.V.³

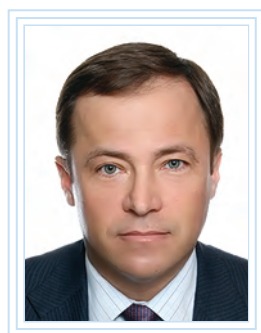
¹State Corporation for space activity Roscosmos
42 Shchepkina str., GSP-6, Moscow, 107996, Russian Federation

²Federal space agency (Roscosmos)
42 Shchepkina str., GSP-6, Moscow, 107996, Russian Federation

³United Rocket and Space Corporation (URSC)
22 Berezhkovskaya nab., Moscow, 121059, Russian Federation, e-mail: info@rosorkk.ru

Implementation of large-scale space projects, including manned projects, and the need to have an independent access to space from the Russian territory requires construction of a new launch site. The paper presents statistics of launch vehicle launched by the leading spacefaring nations over the last eight years and the demonstrates the leading role Russia plays in provision of launch services. Now, most of the launches are carried out from the Baikonur launch site leased from the republic of Kazakhstan. The paper discusses the conditions for selecting the location for the new launch site and the driving factors for selecting the location for the Vostochny launch site in the Amur region, including geographical and political factors, the possibility of using local resources, as well as succession to the military launch site Svobodny. The launch vehicles to be used are the launch vehicles belonging to the Angara family. The paper presents milestones in the launch site construction, and the system of cooperation, coordination and management of activities of organizations from different agencies involved in the construction effort. The paper points out that space exploration from the territory of Amur region is the most ambitious project for the development of the region.

Key words: space exploration, launch site, Vostochny launch site, Svobodny launch site, Angara launch vehicle, Amur region.



КОМАРОВ И.А.



МИЛОВАНОВ А.Г.



ЧМАРОВ К.В.

КОМАРОВ Игорь Анатольевич — Генеральный директор Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», e-mail: komarov_ia@roscosmos.ru

KOMAROV Igor Anatol'evich — General Director of State Corporation for Space Activities Roscosmos, e-mail: komarov_ia@roscosmos.ru

МИЛОВАНОВ Александр Георгиевич — доктор технических наук, профессор, главный ученый секретарь НТС Федерального космического агентства, e-mail: kom640@mail.ru

MILOVANOV Alexander Georgievich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Scientific Secretary of STC at Federal Space Agency, e-mail: kom640@mail.ru

ЧМАРОВ Константин Васильевич — кандидат военных наук, вице-президент ОРКК, руководитель Координационного центра космодрома «Восточный», e-mail: chmarov.kv@rosorkk.ru

CHMAROV Konstantin Vasil'evich — Candidate of Science (Military), Vice-President of the URSC, Head of the Coordinating Center at Vostochny launch site, e-mail: chmarov.kv@rosorkk.ru

Создание нового российского космодрома — условие обеспечения космической деятельности на уровне ведущих космических держав мира

Поддержание статуса России как одной из ведущих космических держав требует ведения независимой космической деятельности во всем спектре задач.

Совершенствование, наращивание и расширение космической деятельности страны невозможно без решения триединой задачи:

- обеспечения независимого доступа в космос с территории России;
- поддержания отечественной космической деятельности на современном мировом уровне;
- дальнейшего развития космонавтики и сопряженных с ней отраслей.

Обеспечение независимого доступа в космос с территории России, в т. ч. при осуществлении масштабных пилотируемых космических проектов, связанных с изучением и освоением Луны [1, 2] и других небесных тел, требует создания нового космодрома. Единственный государственный космодром «Плесецк» ориентирован на решение задач в интересах обороны и безопасности страны, расположен на достаточно неудобной для осуществления масштабных космических проектов широте как по баллистическим параметрам, так и по климатическим характеристикам [3].

Поддержание космической деятельности страны на современном мировом уровне, развитие космонавтики и сопряженных с ней отраслей

невозможно без космодромов, являющихся тем инструментарием, с помощью которого и осуществляются практическое применение достижений космической теории и претворение всех амбициозных космических замыслов и планов. Только через космодромы, являющиеся воротами в космос, возможно дальнейшее исследование космоса, изучение планет и других тел Солнечной системы, познание Вселенной.

Пусковые услуги — это высокие технологии. В настоящее время Россия сохраняет лидерство в мире по количеству пусков ракет космического назначения (табл. 1) и не должна никому его уступать. В условиях жесткой конкуренции развитых стран в этой области — для того, чтобы не отставать от ведущих космических держав — России недостаточно возможностей используемых в настоящее время космодромов [3].

Развитие отечественной космонавтики жестко взаимосвязано с созданием нового космодрома, так как использование космодрома «Плесецк», полигона «Капустин Яр» и позиционного района «Домбаровский» в совокупности решает порядка 25% необходимого объема задач. Существующая система используемых Российской Федерацией основных объектов наземной космической инфраструктуры, обеспечивающих подготовку и запуск

космических аппаратов (КА), сегодня в основном базируется на космодроме «Плесецк» и космодроме «Байконур», арендуемом у Республики Казахстан (табл. 2) [3].

Таблица 1

Статистика пусков ракет космического назначения, проведенных в мире за последние восемь лет

Страны	Количество проведенных пусков РКН								
	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014	Всего
Россия	26	27	32	31	32	24	32	32	236
США	19	15	24	15	18	13	15	23	142
Китай	10	11	6	15	19	19	19	16	115
Европейское космическое агентство	6	6	7	6	7	10	7	11	60
Индия	3	3	2	3	3	2	3	4	23
Япония	2	1	3	2	3	2	3	4	20
Израиль	1	—	—	1	—	—	—	1	3
Южная Корея	—	—	1	1	—	—	1	—	3
КНДР	—	—	1	—	—	2	—	—	3
Иран	—	1	1	—	1	1	1	—	5
Корпорация Sea Launch («Морской старт»)	1	5	1	—	1	3	1	1	13
Итого	68	69	78	74	84	76	82	92	623

Таблица 2

Статистика пусков ракет космического назначения, проведенных за последние восемь лет с российских пусковых площадок

Используемые Россией пусковые площадки	Количество проведенных пусков РКН								
	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014	Всего
Космодром «Байконур»	20	19	24	24	24	21	23	21	176 (74,6%)
Космодром «Плесецк»	5	6	8	6	7	3	7	9	51 (21,6%)
Полигон «Капустин Яр»	—	1	—	—	—	—	—	—	1 (0,4%)
Позиционный район «Домбаровский»	1	1	—	1	1	—	2	2	8 (3,4%)
Итого	26	27	32	31	32	24	32	32	236

Условия выбора места для космодрома на территории России

Найти оптимальное место для создания космодрома на территории России, несмотря на ее огромную территорию и открытый выход большей ее части на акватории морей и океанов, — задача исключительной сложности.

Разница в уровне обустроенности и заселенности регионов страны создает проблемы в выборе районов падения отделяющихся частей ракет-носителей (РН) по условиям безопасности для населения, промышленных объектов, военной инфраструктуры.

Место создания нового отечественного космодрома и основные проектные решения по космическому ракетному комплексу для него были оптимизированы с учетом всех известных ограничений под решение следующих задач:

- запуски КА на геостационарную орбиту;
 - выполнение перспективных пилотируемых программ;
 - развитие космодрома при необходимости выведения полезных грузов с помощью РН тяжелого класса.
- Данная оптимизация проведена с учетом следующих ограничений:
- непролет через территории иностранных государств;
 - недопущение появления нового космического «мусора»;
 - ограничения по транспортировке;
 - ограничения по районам падения отделяющихся частей РН;
 - соблюдение требований к выполнению пилотируемых полетов в сфере безопасности и возможности спасения космонавтов и др.

В итоге оптимизация привела к выбору места для космодрома на максимально низкой широте (максимум энергетики при выводе полезного груза), в глубине континента (начальная трасса активного участка полета КА с космонавтами над сушей).

Основные факторы, определившие место создания космодрома на территории Амурской области

В результате проведения ряда научных и проектно-поисковых исследований и практической работы специалистов задача выбора места для строительства нового космодрома была решена. Выбранный район в полной мере отвечает предъявляемым требованиям.

Приоритет был отдан Дальневосточному региону и конкретно — Амурской области, исходя из целого ряда факторов, убедительно подтверждающих правильность и обоснованность данного выбора: от условий обеспечения максимальной безопасности при пусках РН до оптимальности затрат на строительство космодрома в удаленном от Европейской части России регионе. Следует отметить, что вначале рассматривались и другие площадки для строительства космодрома, в т. ч. прямо на берегу Тихого океана.

Создание нового российского космодрома на территории Амурской области обусловлено совокупностью следующих географических, политических, социально-экономических, научно-технических и других преимуществ.

География расположения нового космодрома отличается хорошими широтными показателями (для космодрома это немаловажный фактор), которые дают ему явные преимущества по энергетическим возможностям по сравнению с космодромом «Плесецк» и очень близки в этом плане к космодрому «Байконур». Достаточно низкая географическая широта нового российского космодрома («Байконур» — $45^{\circ}57'$ с. ш., космодром «Восточный» — 51° с. ш., космодром «Плесецк» — $62^{\circ}57'$ с. ш.) в совокупности с малозаселенными прилегающими территориями Дальнего Востока предоставляет необычайно широкий спектр траекторий вывода КА на орбиту (рис. 1), а также предусматривает отсутствие активных участков полета РН и районов падения их отделяющихся частей над территориями иностранных государств и их территориальными водами [4].

В то же время расположение космодрома «Восточный» позволит производить с него запуски КА на солнечно-синхронные орбиты, как и с космодрома «Плесецк». Несмотря на огромные территории, в стране немного мест, являющихся привлекательными для космической деятельности по этому критерию.

Районы падения отделяющихся частей ракет на российской территории. География размещения космодрома «Восточный» делает возможным выбор районов падения отделяющихся частей ракет на российской территории или в прилегающих океанских (морских) акваториях [4] и устраняет зависимость отечественной космической деятельности от зарубежных государств.

Сейсмоопасность района космодрома. Одним из немаловажных преимуществ является низкая сейсмоопасность района создания нового отечественного космодрома. Несмотря на то, что территория всего Дальнего Востока подвержена землетрясениям, в южных районах Приамурья (район Благовещенска) вероятность возникновения такого рода катаклизмов близка к нулю.

Политический фактор. К определяющим необходимость создания нового космодрома на территории России факторам нужно отнести политический, связанный как с международным значением данного события, так и с укреплением политического положения страны через расширение национальных возможностей по дальнейшему изучению и освоению космического пространства. Говоря о преимуществах,

мы должны исходить и из геополитических интересов России в сфере создания современной модели многополярного мира, а стратегия развития Дальнего Востока напрямую связана с взаимодействием со странами Азиатско-Тихоокеанского региона.

Возможность использования при строительстве космодрома местной промышленной и сырьевой баз, транспортных коммуникаций, энергетических и трудовых ресурсов, регионального научно-технического потенциала. К преимуществам выбора Амурской области для строительства космодрома относятся:

- *богатые энергетические, природные, материальные и трудовые ресурсы.* Основные природные ресурсы региона (за исключением земель сельскохозяйственного назначения) находятся в северной части Амурской области в зоне Байкало-Амурской магистрали (БАМ), а основная инфраструктура, трудовые ресурсы и перерабатывающие мощности расположены в более развитой южной части области, тяготеющей к Транссибирской магистрали. На территории Амурской области располагается более половины пахотных земель Дальнего Востока, 64% ее территории покрыто лесами, гидроэнергетический потенциал рек Амур, Зея, Бурея составляет две трети экономически эффективных гидроресурсов Дальнего Востока. Область богата залежами железных и титановых руд, цветных металлов, алюмосиликатного сырья, цеолитов, каолина, по запасам золота занимает третье место в России, а по запасам бурого угля — первое место в Дальневосточном федеральном округе;

- *достаточно развитая транспортная инфраструктура.* В силу своего географического положения Амурская область является транспортным коридором, связывающим Сибирь с Дальним Востоком, странами Азиатско-Тихоокеанского региона. Социально-экономическое развитие области, масштабное привлечение инвестиций, подъем уровня и качества жизни населения будут обеспечены развитием региональной транспортной инфраструктуры в увязке с развитием опорной транспортной сети федерального значения;

- *наличие развитой строительной и индустриальной базы, производственных мощностей,* которые, в основном, простаивали после создания БАМ. В ходе создания нового российского космодрома местные организации и предприятия привлекаются к участию в проектно-изыскательских работах, строительстве различных объектов космодрома, производстве и поставке необходимых для космодрома строительной продукции, товаров и услуг;

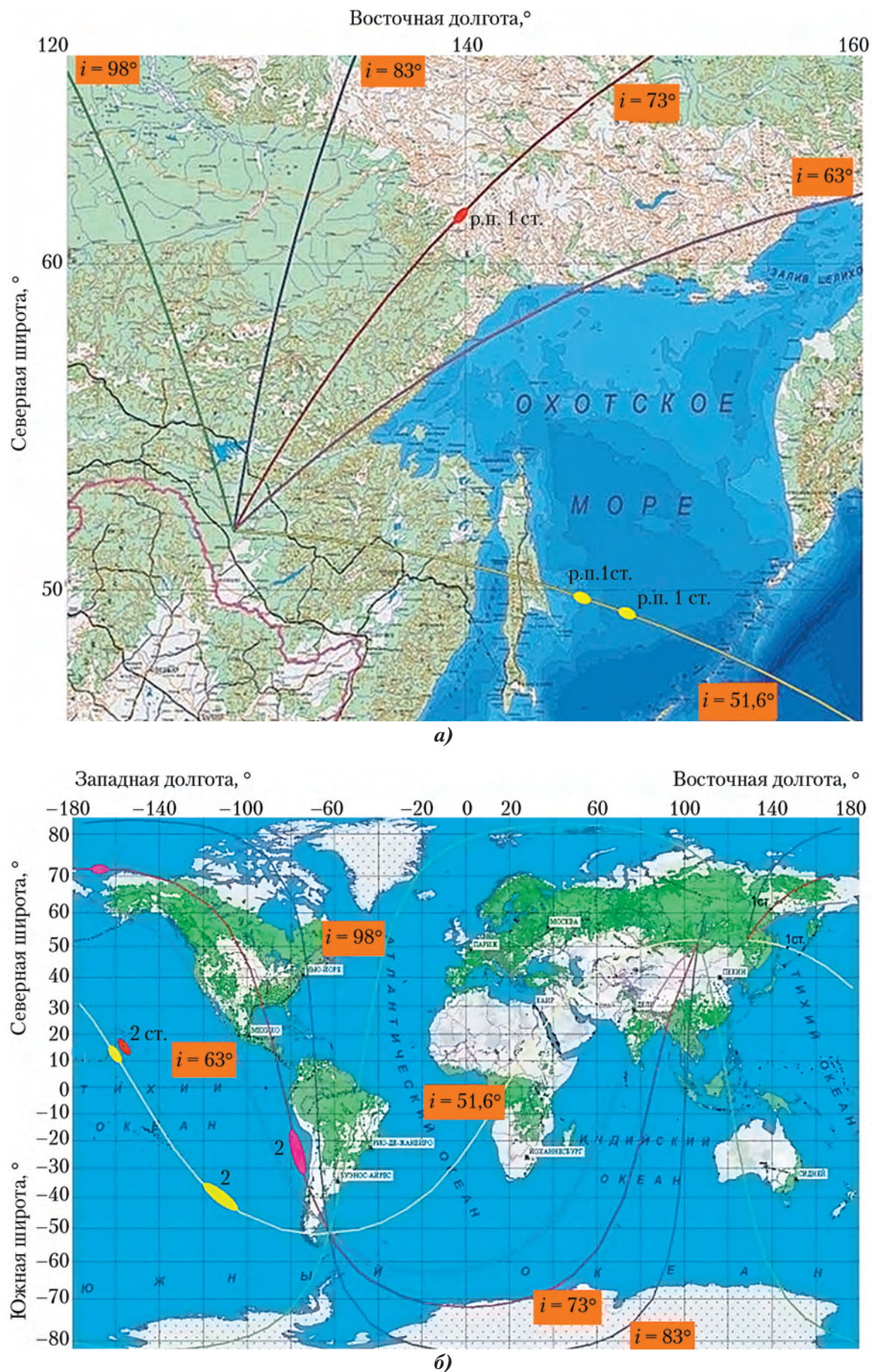


Рис. 1. Трассы полета ракеты-носителя (РН) с космодрома «Восточный» и районы ее возможного падения: а – карта падения 1-й ступени РН; р.п. 1 ст. – район падения 1-й ступени; б – карта падения 2-й ступени РН; 2 и 2 ст. – районы падения 2-й ступени РН
Примечание: i – наклонение орбиты.

- *система высшего образования, ориентированная на создание крупнейших образовательных центров, способных обеспечить прорыв в инновационных технологиях.* Основные научные учреждения области сконцентрированы в г. Благовещенск, который станет площадкой для развития инновационных технологий. На базе Амурского государственного университета, Дальневосточного государственного аграрного университета, Амурской государственной медицинской академии, научно-исследовательских учреждений Российской академии наук может быть создан Амурский технико-внедренческий центр, обеспечивающий инновационные потребности регионального машиностроения, приборостроения и космических технологий, а также осуществляющий взаимодействие с региональными научными и учебными организациями, предприятиями агропромышленного комплекса и медицинскими учреждениями;

- *основные факторы, которые определяют опасность этого объекта,* устранены уже на этапе проектирования. На новом космодроме при подготовке и запуске КА предусматривается применение только экологически чистых компонентов топлива. Экологическая безопасность создаваемого космодрома находится на уровне любого объекта промышленного строительства.

Космическая деятельность с использованием инфраструктуры космодрома «Свободный» в период 1994...2008 гг. [5]

Космическая деятельность на территории Амурской области началась с создания вблизи г. Свободный в 1994 г. 17-го Главного центра испытаний и применения космических средств. С 1962 г. здесь размещалась 27-я ракетная дивизия Ракетных войск стратегического назначения, осуществлявшая боевое дежурство межконтинентальными баллистическими ракетами, размещенными в шахтных пусковых установках (первоначально РС-10, а затем РС-18), которая в соответствии с Договорами об ограничении стратегических наступательных вооружений (СНВ-1 и СНВ-2) в ноябре 1993 г. была расформирована. В апреле 1994 г. на базе снимаемой с боевого дежурства ракетной дивизии был создан Главный центр испытаний и применения космических средств Военно-космических сил. Через два года на базе этого Центра был сформирован новый российский военный космодром «Свободный». В период 1996...1997 гг. на космодроме «Свободный» были проведены работы по строительству

стартовой площадки ракетно-космического комплекса «Старт», подъездных дорог, геодезических опорных пунктов, реконструкции сооружений и тепловых сетей. Был подготовлен боевой расчет на базе космодрома «Плесецк», приняты и доставлены железнодорожным эшелоном агрегаты и системы ракетно-космического комплекса «Старт-1». Четвертого марта 1997 г. с помощью РН легкого класса «Старт-1.2» боевой расчет космодрома провел запуск навигационно-связного спутника «Зоя», созданного ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева» [5], который был выведен на расчетную солнечно-синхронную орбиту.

Всего с космодрома «Свободный» было проведено пять успешных запусков КА, в т. ч. четыре — в интересах международного сотрудничества с США, Израилем и Швецией:

- 24.12.1997 г. — КА *Early Bird*, первый КА дистанционного зондирования Земли иностранного производства (США), выполненный в рамках российско-американской коммерческой программы;

- 05.12.2000 г. — КА *EROS-A1* (Израиль);
- 20.02.2001 г. — КА *ODIN* (Швеция);
- 25.04.2006 г. — КА *EROS-B* (Израиль).

Девятого февраля 2007 г. космодром «Свободный» был расформирован как не имеющий военных задач.

Все годы существования космодрома «Свободный» его столицей оставался поселок Углегорск, основанный 27 октября 1961 г. как закрытый населенный пункт.

Последние шаги военного космодрома «Свободный» стали началом пути по созданию первого национального космодрома «Восточный».

Космодром «Восточный» как правопреемник космодрома «Свободный»

Создание нового космодрома — это строительство не только стартовых и технических комплексов, но также и объектов соответствующих обеспечивающих структур. Немаловажным преимуществом создания космодрома «Восточный» в районе пос. Углегорск Амурской области является то, что он, как правопреемник существовавшего до 2008 г. космодрома «Свободный» Минобороны России, уже обладает построенной и эксплуатируемой инфраструктурой [5]. Речь идет, прежде всего, о социальной сфере. Это жилой фонд, образовательные учреждения, объекты здравоохранения, спортивные и культурно-досуговые учреждения (рис. 2).



Рис. 2. Поселок Углегорск, Амурская область

Для выполнения задач перспективной космической деятельности космодром должен иметь многотысячный коллектив специалистов и, соответственно, — обеспечивающие структуры для создания полноценных условий жизни: школы, учебные центры, детские сады, многопрофильные больницы и торговую сеть, объекты культурного обслуживания, обустроенные на самом современном уровне. Для этого при создании космодрома «Восточный» планируется построить новый микрорайон с современными жилыми домами, гостиницей, информационно-аналитическим центром и другими необходимыми объектами. Практически это будет город, которому уже дано название — Циолковский, где к 2018 г. должны быть построены 40 домов для 12 000 сотрудников будущего космодрома и вся необходимая сопутствующая инфраструктура.

Ракеты-носители со стартом с космодрома «Восточный»

До начала строительства объектов наземной космической инфраструктуры космодрома «Восточный» велась разработка новой ракеты-носителя (РН) «Русь-М» [6]. Однако, в сентябре 2011 г. Правительством Российской Федерации было принято решение о создании вместо стартового комплекса для РН «Русь-М» (дублирующей находящуюся на стадии завершения разработки РН «Ангара») стартового комплекса для модернизированной РН «Союз-2», достаточной для выполнения в ближайшей перспективе приоритетных задач обеспечения космической деятельности. Первый старт РН «Союз-2» планируется произвести с космодрома «Восточный» в 2015 г.

Ракета-носитель «Союз» — одна из модернизаций ракеты Р-7, созданной ОКБ-1 (сейчас РКК «Энергия») в 1957 г. под руководством С.П. Королёва [7] — до сегодняшнего дня является единственной российской ракетой,

применяемой для пилотируемых запусков. Это самая успешная РН в мире, являющаяся и на сегодняшний день безоговорочным лидером среди используемых в мире РН различных типов [8].

Кроме того, на космодроме «Восточный» планируется создание стартового комплекса для новой РН «Ангара» после окончания ее летных испытаний на космодроме «Плесецк». Первый запуск новой РН легкого класса «Ангара-1.2» был проведен 9 июля 2014 г. [9], а 23 декабря 2014 г. произведен первый запуск новой ракеты тяжелого класса «Ангара-А5» [10].

Семейство РН «Ангара» — новое поколение ракет-носителей на основе универсального ракетного модуля (стандартные блоки-модули с высокой степенью взаимозаменяемости) с кислородно-керосиновыми двигателями. Семейство включает в себя следующие РН от легкого до сверхтяжелого классов грузоподъемностью до 35 т [11]:

- легкого класса — «Ангара-1.2» (стартовая масса 171 т, грузоподъемность 3,8 т);
- среднего класса — «Ангара-А3» (481 т; до 14,6 т);
- тяжелого класса — «Ангара-А5» (773 т; до 24,5 т) и «Ангара-А7» (1 133 т; до 35 т).

В составе РН применяется один модуль, максимальное количество модулей — семь — будет у РН «Ангара-А7».

Эти РН будут использоваться для вывода на орбиты широкого диапазона различных КА — спутников, космических кораблей, автоматических межпланетных станций.

Уникальные технические возможности космического ракетного комплекса «Ангара» позволят осуществлять с одной пусковой установки запуски всех ракет этого семейства — от легкого до тяжелого.

Первые запуски будут проводиться с космодрома «Плесецк», где уже возведен универсальный стартовый комплекс. Впоследствии основной стартовой площадкой станет космодром «Восточный».

Следует отметить, что имеются и другие предложения по семейству РН разной грузоподъемности, в т. ч. и для обеспечения запусков с космодрома «Восточный» пилотируемых кораблей разной размерности [4].

Космодром «Восточный» — крупнейший общенациональный проект и масштабный план развития Дальневосточного региона

Решение Россией задач укрепления своего статуса одной из ведущих космических держав мира, обеспечения независимого доступа в космос со своей территории потребовало создания нового отечественного космодрома.

Президент Российской Федерации своим Указом от 6 ноября 2007 г. «О космодроме «Восточный»» постановил:

«... создать на территории Свободненского района Амурской области космодром научного, социально-экономического, двойного и коммерческого назначения для обеспечения подготовки и запуска космических аппаратов различного назначения, транспортных грузовых кораблей и модулей орбитальных станций (платформ), выполнения программ пилотируемых космических полетов и перспективных космических программ по изучению и освоению небесных тел, а также осуществления международного сотрудничества в данной сфере. Присвоить создаваемому космодрому наименование «Восточный»; считать создание космодрома «Восточный» задачей особой государственной важности...».

Строительство космодрома осуществляется в Свободненском и Шимановском районах Амурской области, где ранее дислоцировался расформированный космодром «Свободный».

Этапы создания космодрома «Восточный». Основными этапами создания космодрома «Восточный» определены:

- *строительство и ввод в эксплуатацию в 2015 г. объектов первой очереди*, обеспечивающих подготовку и запуск космических аппаратов научного, социально-экономического, двойного и коммерческого назначений, транспортных грузовых кораблей и модулей орбитальных станций (платформ);

- *строительство и ввод в эксплуатацию в 2018 г. объектов второй очереди*, обеспечивающих выполнение программ пилотируемых космических полетов.

Создание нового российского космодрома предполагает строительство объектов наземной космической инфраструктуры и средств выведения, а также объектов обеспечивающей инфраструктуры космодрома. Для решения этих задач определены государственные заказчики, генеральный проектировщик и генеральный подрядчик работ по реализации проекта создания национального космодрома.

Строительство нового национального космодрома — проект, безусловно, масштабный. Задача эта является комплексной и, несомненно, требует согласованной совместной работы большого количества федеральных, региональных и местных структур, научных институтов, организаций и предприятий космической отрасли. Для ее решения под эгидой Правительства Российской Федерации была сформирована система взаимодействия, координации и управления деятельностью разнородных организаций, непосредственно участвующих в строительстве нового космодрома (рис. 3).

Ход реализации проекта создания нового российского космодрома. Реализация мероприятий по созданию космодрома «Восточный» и их финансированию осуществляется в рамках Федеральной космической программы (ФКП) России на 2006–2015 гг., утвержденной постановлением Правительства Российской Федерации № 635 от 22 октября 2005 г., и подпрограммы «Создание обеспечивающей инфраструктуры космодрома «Восточный» ФКП «Развитие российских космодромов на 2006–2015 годы», утвержденной постановлением Правительства Российской Федерации № 188 от 3 марта 2012 г.

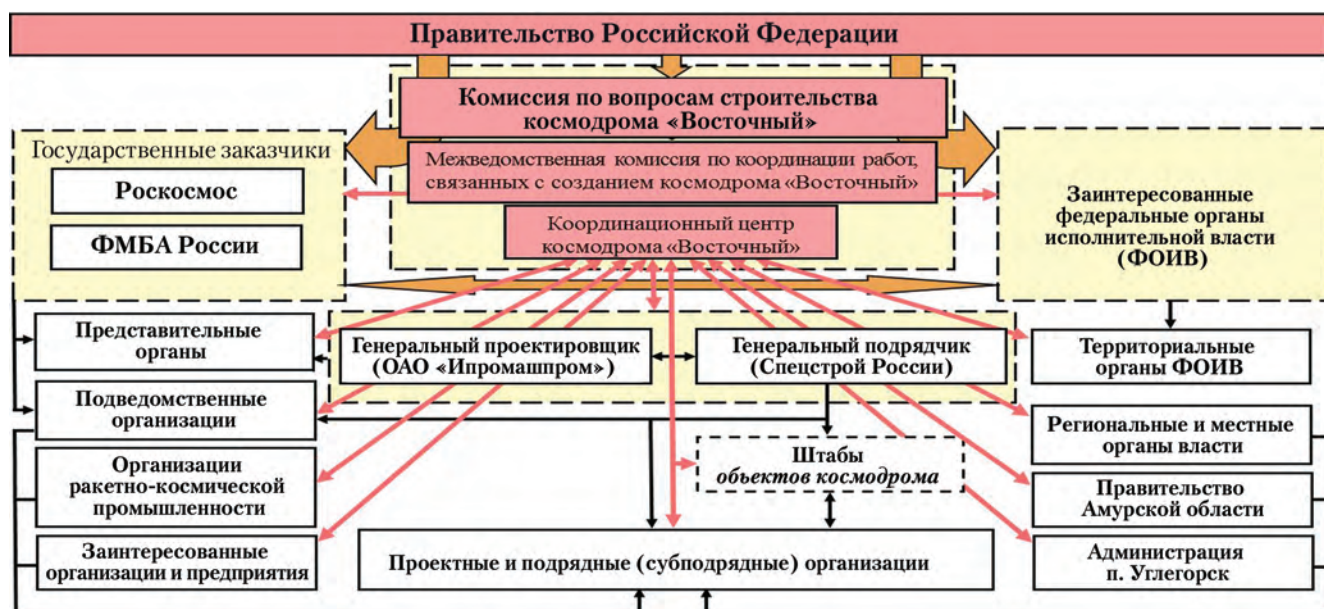


Рис. 3. Система взаимодействия, координации и управления деятельностью разнородных организаций, непосредственно участвующих в строительстве космодрома «Восточный»

В соответствии с ФКП (в части космодрома «Восточный») осуществляются:

- разработка и создание средств выведения, наземного технологического оборудования (НТО) и технических средств стартового комплекса, НТО технических комплексов подготовки РН, разгонного блока и космических аппаратов, измерительного пункта, заправочно-нейтрализационной станции и кислородно-азотного завода, баз падения отделяющихся частей РН, объектов экологического мониторинга космической деятельности, объектов обеспечения на площадках наземной космической инфраструктуры;

- мероприятия по строительству объектов наземной космической инфраструктуры и монтажу наземного технологического оборудования на этих объектах в целях выполнения задачи по созданию первой очереди космодрома «Восточный» с РН «Союз-2» (стартовый комплекс с одной пусковой установкой для запуска автоматических КА);

- проектно-изыскательские работы по космодрому «Восточный», финансируемые в рамках капитальных вложений, предусмотренных ФКП.

Всего в рамках ФКП планируется строительство более 400 сооружений на космодроме, в т. ч. 120 сооружений технического и стартового комплексов, 11 объектов аэродромного комплекса со взлетно-посадочной полосой длиной 4 500 м.

Создание первой очереди космодрома «Восточный» предусматривает развертывание в 2015 г. космического ракетного комплекса с РН среднего класса «Союз-2» для запусков автоматических КА (рис. 4).



Рис. 4. Строительство космического ракетного комплекса

В этот же период начнутся работы по созданию второй очереди космодрома, которая обеспечит с 2018 г. пилотируемые полеты с РН тяжелого класса «Ангара».

После 2020 г. предполагается создание наземной инфраструктуры для РН сверхтяжелого класса (грузоподъемностью более 70 т) для осуществления программ по изучению

(и, возможно, освоению) Луны, Марса и других космических тел [3, 12].

В рамках первого этапа Подпрограммы на территории космодрома будут созданы:

- промышленная строительно-эксплуатационная база;

- дороги и коммуникации (запланировано строительство инженерных коммуникаций протяженностью 88 км, автомобильных и железнодорожных путей общей протяженностью более 170 км);

- объекты системы безопасности космодрома;

- система телекоммуникационного обеспечения и связи;

- система внешнего электроснабжения;

- система водозаборных сооружений объектов космодрома;

- противопожарные и защитные объекты;

- объекты аварийно-спасательной службы;

- взлетно-посадочная полоса и рулежные дорожки аэродромного комплекса в объеме искусственного основания с устройством водосточно-дренажной системы;

- объекты здравоохранения;

- административный (деловой) комплекс;

- жилой комплекс на 12 000 жителей (жилищный фонд и инженерная инфраструктура, объекты социального и культурно-бытового обеспечения), включающий 40 жилых домов и 30 объектов социально-культурного и бытового назначения (рис. 5).



Рис. 5. Проект жилого комплекса на 12 000 жителей в будущем городе Циолковский

Практическая реализация проекта создания нового российского космодрома — строительство его первой очереди — началась с октября 2011 г. На эти цели уже было направлено более 100 млрд руб. Еще порядка 50 млрд руб. планируется выделить в 2015 г.

Космодром «Восточный» позволит России получить самодостаточную космическую инфраструктуру, пригодную для ведения космической деятельности любой сложности, и независимость в этом вопросе от других государств.

Освоение Россией космического пространства с территории Амурской области является наиболее масштабным проектом развития региона. Создание и последующая эксплуатация космодрома обеспечивают независимость космической деятельности России во всем спектре перспективных задач исследования и использования космического пространства. Кроме того:

- создание на российской территории космодрома гражданского и двойного назначения на низкой широте обеспечивает условия для дальнейшего развития космической техники и международного сотрудничества, в т. ч. с государствами Азиатско-Тихоокеанского региона;
- осуществление космической деятельности с космодрома «Восточный» имеет большое значение для активизации научно-технической и производственной сферы российского Дальнего Востока;
- на месте его строительства будет развернуто более 300 различных предприятий и появится около 20 000 рабочих мест. Социальный эффект будет налицо;
- при строительстве только обеспечивающей инфраструктуры предусмотрено создание в Амурской области не менее 10 000 рабочих мест. Правительство Амурской области во взаимодействии с Федеральным космическим агентством решает вопросы закрепления в этом районе сотрудников бывшего космодрома «Свободный», способных участвовать в строительстве и эксплуатации нового отечественного космодрома, максимального привлечения и рационального использования трудовых ресурсов области при реализации этих мероприятий, заблаговременной подготовки молодых специалистов в ряде высших учебных заведений страны;
- максимальное задействование при строительстве космодрома местных трудовых ресурсов, сырьевой базы и возможностей строительных организаций преследует цель позитивного влияния создаваемого космодрома на экономическое положение района его размещения, начиная с этапа строительства, а не только последующего функционирования;

- применение при создании объектов космодрома (в т. ч. связанных с социальной сферой) инновационных подходов, а также интересных архитектурных и конструктивных решений надежно обеспечат благоустроенность и привлекательность инфраструктуры космодрома на долгие годы.

Космодром будет эксплуатироваться десятки лет, и все это время он должен оставаться одним из лучших образцов мировой космической инфраструктуры и наглядно подтверждать возможности России в осуществлении задач национального развития.

В ходе реализации проекта строительства космодрома «Восточный» создаются основы для решения следующих задач:

- выполнение перспективных программ пилотируемых космических полетов;
- осуществление многообещающих государственных, международных и коммерческих программ запусков автоматических космических аппаратов социально-экономического, научного и двойного (при необходимости) назначения;
- создание условий для реализации крупномасштабных космических проектов, связанных с углубленным изучением и освоением удаленных небесных тел Солнечной системы, в т. ч. в пилотируемом варианте;
- закрепление населения в Дальневосточном федеральном округе путем создания новых рабочих мест;
- развитие экономики региона за счет привлечения местной промышленной базы, развития инженерной инфраструктуры и социальной сферы;
- создание условий для инвестиционной привлекательности региона.

Космодром «Восточный» и структура его функционирования, которые образуют крупнейшую на Дальнем Востоке площадку для разработки и апробирования новых технологий, прежде всего в космической отрасли, втягивают в этот процесс промышленное производство, науку, развивают кадровый потенциал.

Значение создания и последующей эксплуатации космодрома «Восточный» для развития Приамурья. Проект создания нового отечественного космодрома тесно связан с планами социально-экономического развития Амурской области и всего Дальневосточного региона. Строительство космодрома «Восточный» станет мощным локомотивом дальнейшего развития Амурской области, а затем — центральным системообразующим ядром всего регионального социально-экономического комплекса.

Заложенный в Стратегии социально-экономического развития Дальнего Востока и Байкальского региона на период до 2025 г. базовый сценарий развития региона включает создание на базе космодрома «Восточный» комплекса высоких космических технологий, приборостроения и электроники, позволяющего обеспечить формирование и развитие Дальневосточного национального космического центра. Этот Центр, будучи ориентированным на интеграцию космической деятельности с промышленностью, наукой и образованием России, обеспечит интенсивное развитие и укрепление социально-экономического положения востока страны, в т. ч.:

- реализация проекта строительства космодрома «Восточный» стимулирует развитие региональной стройиндустрии на базе местных минерально-сырьевых ресурсов;
- как крупный потребитель электроэнергии, масштабный космический комплекс стимулирует развитие электроэнергетики Дальневосточного региона;
- создание для практической деятельности космодрома «Восточный» современного аэродромного комплекса позволит без ограничений эксплуатировать все отечественные и иностранные воздушные суда, обеспечит потребности в воздушном сообщении не только нового отечественного космодрома, но и различных предприятий региона, расширит возможности пассажирских перевозок;
- строительство и функционирование космодрома «Восточный» в значительной мере послужит увеличению пропускной и провозной способности Транссибирской железнодорожной магистрали, реконструкции ее путевого хозяйства, мостов и туннелей. Будет проведено комплексное обустройство автомобильной дороги «Амур», обеспечение ее радиосвязью, медицинскими услугами, сетью автозаправок и пунктов сервиса;
- высокотехнологичные производства, необходимые для функционирования современного космодрома, будут способствовать развитию науки, техники и высшего образования в регионе, в т. ч. образования, ориентированного на развитие самых современных отраслей науки и техники;
- потребности строительства и эксплуатации космодрома сформируют высокоинтеллектуальный трудовой потенциал;
- развитие региональной системы высшего образования и подготовка кадров на Дальнем Востоке будут ориентированы на создание в регионе крупнейших научных и образовательных центров, которые в кооперации с предприятиями и организациями различных

субъектов Российской Федерации обеспечат прорыв в инновационных технологиях.

Заключение

Создание отечественного космодрома — это необходимое условие повышения уровня космической деятельности государства, что предполагает начало нового этапа развития космической техники и внедрение современных передовых технологий мирового уровня, освоение дальнего космоса и дальнейшее развитие международного сотрудничества в космической области.

Создание космодрома «Восточный» предполагает также развитие экономики и социальной политики всего Дальнего Востока.

Строительство и эксплуатация космодрома в Амурской области позволят:

- привлечь значительное количество природных, материальных и трудовых ресурсов региона;
- создать новые производственные мощности;
- повысить интеллектуальный потенциал населения.

Создание нового космодрома — это не только обязательная, но действительно достойная для современной России задача, соответствующая уровню организации космической деятельности в текущем столетии.

Таким образом, строительство нового отечественного космодрома на территории Дальневосточного региона способствует реализации политических и экономических интересов Российской Федерации, а также будет убедительно демонстрировать решимость полнее использовать регион для своего национального развития, а внутренние резервы — для достижения масштабных изменений в жизни страны.

Список литературы

1. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы // Под науч. ред. Легостаева В.П., Лопоты В.А. Королёв: РКК «Энергия», 2011. 584 с.
2. Брюханов Н.А., Легостаев В.П., Лобыкин А.А., Лопота В.А., Сизенцев Г.А., Синявский В.В., Сотников Б.И., Филиппов И.М., Шевченко В.В. Использование ресурсов Луны для исследования и освоения Солнечной системы в XXI веке // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 3–14.
3. Комаров И.А., Чмаров К.В., Милованов А.Г. Космодром «Восточный», его значение для будущего российской космонавтики

и развития Дальнего востока страны // Сб. докл. XXXIX Академических чтений по космонавтике. Секция № 10. «Космонавтика и культура». Ч. 1. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. С. 8–18.

4. Радугин И.С. Проекты экономически эффективной системы средств выведения среднего и тяжелого классов для запусков элементов перспективной пилотируемой транспортной системы с космодрома «Восточный» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 3–12.

5. «Свободный» — новый космодром России // Новости космонавтики. 1997. № 5. С. 4–20.

6. Чубаха И. Космос кризису недоступен. Режим доступа: <http://www.city.ru/view/127981.html> (дата обращения 25.06.2015 г.).

7. С.П. Королёв — энциклопедия жизни и творчества. Изд. РКК «Энергия». 2014. 704 с.

8. Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Сеченов Ю.Н., Шалай В.В. Ракеты-носители. Проекты и реальность. Ч. 1. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2011. 400 с.

9. Афанасьев И. Первый старт «Ангары» // Новости космонавтики. 2014. № 09(380). С. 1–7.

10. Афанасьев И., Маринин И. Первый полет тяжелой «Ангары» // Новости космонавтики. 2015. № 02(385). С. 1–8.

11. Семейство ракет-носителей «Ангара». Режим доступа: www.khrunichev.ru/main.php?id=44 (дата обращения 18.02.2015 г.).

12. Горшков Л.А., Синяевский В.В., Стойко С.Ф. Межпланетные проекты С.П. Королёва и их развитие в РКК «Энергия» // История развития отечественной пилотируемой космонавтики. М.: Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2015. С. 253–273.

Статья поступила в редакцию 19.06.2015 г.

Reference

1. Luna — shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoi sistemy [The Moon as a step towards Solar System exploration technologies]. *Sci. ed. Legostaev V.P., Lopota V.A. Korolev, RKK «Energiya» publ., 2011. 584 p.*

2. Bryukhanov N.A., Legostaev V.P., Lobykin A.A., Lopota V.A., Sizentsev G.A., Sinyavskii V.V., Sotnikov B.I., Filippov I.M., Shevchenko V.V. Ispol'zovanie resursov Luny dlya issledovaniya i osvoeniya Solnechnoi sistemy v XXI veke [Use of lunar resources for Solar System exploration and exploitation in the 21st century]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2014, no. 1(4), pp. 3–14.*

3. Komarov I.A., Chmarov K.V., Milovanov A.G. Kosmodrom «Vostochnyi», ego znachenie dlya budushchego rossiiskoi kosmonavtiki i razvitiya Dal'nego vostoka strany [Vostochnyi launch site, its importance for the future of Russian space flight and development of the Far East of the country]. *Sb. dokl. XXXIX Akademicheskikh chtenii po kosmonavtike. Sektsiya № 10. «Kosmonavtika i kul'tura». Part 1. Moscow, MGTU im. N.E.Baumana publ., 2015. Pp. 8–18.*

4. Radugin I.S. Proekty ekonomicheskii effektivnoi sistemy sredstv vyvedeniya srednego i tyazhelogo klassov dlya zapuskov elementov perspektivnoi pilotiruemoi transportnoi sistemy s kosmodroma «Vostochnyi» [A project of cost effective system of medium- and heavy-lift launch vehicles to launch elements of the advanced manned transportation system from Vostochny launch site]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 3, pp. 3–12.*

5. «Svobodnyi» — novyi kosmodrom Rossii [Svobodny – the new launch site of Russia]. *Novosti kosmonavtiki, 1997, no. 5, pp. 4–20.*

6. Chubakha I. Kosmos krizisu nedostupen [Space is not accessible to crisis]. Available at: <http://www.city.ru/view/127981.html> (accessed 25.06.2015).

7. S.P. Korolev — entsiklopediya zhizni i tvorchestva [S.P. Korolev — an encyclopedia of his life and work]. *RKK «Energiya» publ., 2014. 704 p.*

8. Blinov V.N., Ivanov N.N., Sechenov Yu.N., Shalai V.V. Rakety-nositeli. Proekty i real'nost' [Launch vehicles. Projects and reality]. *Part 1. Omsk, OmGTU publ., 2011. 400 p.*

9. Afanas'ev I. Pervyi start «Angary» [The first launch of Angara]. *Novosti kosmonavtiki, 2014, no. 09(380), pp. 1–7.*

10. Afanas'ev I., Marinin I. Pervyi polet tyazheloi «Angary» [The first flight of the heavy Angara]. *Novosti kosmonavtiki, 2015, no. 02(385), pp. 1–8.*

11. Semeistvo raket-nositelei «Angara» [Launch vehicles family Angara]. Available at: www.khrunichev.ru/main.php?id=44 (accessed 18.02.2015).

12. Gorshkov L.A., Sinyavskii V.V., Stoiko S.F. Mezhpplanetnye proekty S.P.Koroleva i ikh razvitie v RKK «Energiya» [Interplanetary projects of S.P. Korolev and their development at RSC Energia]. *Istoriya razvitiya otechestvennoi pilotiruemoi kosmonavtiki. Moscow, Stolichnaya entsiklopediya publ., 2015. Pp. 253–273.*

УДК 629.786.018.4.021:620.178.2

ОТРАБОТКА ВИБРОПРОЧНОСТИ УЗЛОВОГО МОДУЛЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

© 2015 г. Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

В статье изложены последовательность, содержание и результаты решенных задач обеспечения вибропрочности конструкции модуля Российского сегмента Международной космической станции. Модуль создан РКК «Энергия» и получил название «узловой». Освещены особенности как расчетных, так и экспериментальных работ, обусловленных спецификой конструкции. Дано описание разработанной динамической конечно-элементной модели и ее роли на разных стадиях создания изделия. Показаны ошибки конструирования, повлекшие за собой разрушения при испытаниях, и принятые меры по их исправлению. Приведены результаты верификации модели по результатам испытаний.

Ключевые слова: модуль космической станции, конструкция, вибропрочность, конечно-элементная модель, расчеты, экспериментальная отработка.

VIBRATION STRENGTH DESIGN FOR THE NODE MODULE OF THE RUSSIAN SEGMENT OF THE INTERNATIONAL SPACE STATION

Bezmozgiy I.M., Sofinskiy A.N., Chernyagin A.G.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

RSC Energia has developed a new module for the Russian Segment of the International Space Station. It is a pressurized spherical habitable compartment with six docking ports. The module was given the name Node Module. The paper presents the complete cycle of solving engineering problems for assuring vibration strength in the course of the module development. It discusses how the finite-element model of the structure was generated. It provides the model configuration, structure and dimensions. It points out specific features of the product's structure and their reflection in the finite-element model. The computations were performed in the ANSYS software package. The paper presents the work with the model in the course of both calculations and developmental testing. Test results are presented. An actual structural failure is described. The paper cites the errors that caused the failure and corrective measures that were taken. It provides comparative results of calculations and measurements during tests. It shows the ways and methods of updating the model and adjusting it based on the test results. The dynamic finite-element model updated on the basis of the test results can be used as a means of monitoring the mechanical durability of the module primary structures in the course of its in-orbit operation. It also provides a reliable tool for analyzing the module structure in off-nominal situations.

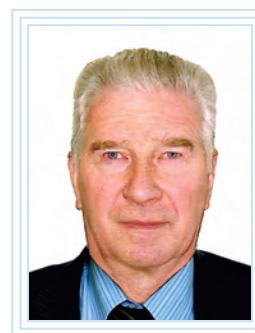
Key words: International Space Station, nodal module, structure, vibration strength, finite-element model, calculation, developmental testing



БЕЗМОЗГИЙ И.М.



СОФИНСКИЙ А.Н.



ЧЕРНЯГИН А.Г.

БЕЗМОЗГИЙ Иосиф Менделевич — кандидат технических наук, начальник лаборатории РКК «Энергия», e-mail: iosif.bezmozgy@rsce.ru

BEZMOZGIY Iosif Mendelevich — Candidate of Science (Engineering), Head of Laboratory at RSC Energia, e-mail: iosif.bezmozgy@rsce.ru

СОФИНСКИЙ Алексей Николаевич — кандидат технических наук, заместитель начальника отделения РКК «Энергия», e-mail: alexey.sofinskiy@rsce.ru

SOFINSKIY Alexey Nikolaevich — Candidate of Science (Engineering), Deputy of Head of Department at RSC Energia, e-mail: alexey.sofinskiy@rsce.ru

ЧЕРНЯГИН Александр Григорьевич — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: alexander.chernyagin@rsce.ru

CHERNYAGIN Alexander Grigor'evich — Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher at RSC Energia, e-mail: alexander.chernyagin@rsce.ru

Введение

Отработка вибропрочности изделий ракетно-космической техники (РКТ) различного целевого назначения имеет как общие черты, так и индивидуальные особенности. В статье [1] изложены основные принципы отработки вибропрочности автоматического космического аппарата (КА), показаны особенности динамического моделирования его конструкций, описан, как системный процесс, полный цикл проведенных инженерных работ в обеспечение вибропрочности автоматического КА дистанционного зондирования Земли, который был запущен на орбиту в апреле 2014 г.

Цель настоящей статьи — показать реализацию этих же принципов в процессе отработки вибропрочности конструкции обитаемых отсеков КА на примере узлового модуля (УМ), созданного РКК «Энергия» и предназначенного для развития Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) [2]. При этом рассмотрены как общие принципы, так и специфические особенности моделирования и отработки вибропрочности обитаемых герметичных отсеков.

Главной особенностью, характерной для обитаемого отсека пилотируемого КА, являются высокие требования к герметичности оболочки в течение всего времени эксплуатации изделия. Вместе с тем герметичная оболочка служит основанием для размещения навесного оборудования (НО), которое включает в себя, помимо электрических, большое количество пневматических и гидравлических систем, обеспечивающих жизнедеятельность экипажа. Следующей особенностью решаемой задачи является дополнительная роль динамической конечно-элементной модели (КЭМ) пилотируемого отсека в орбитальной конфигурации. Она является средством анализа результатов мониторинга эксплуатационных режимов с целью постоянного отслеживания остаточного механического

ресурса силовых конструкций для гарантии надежной герметичности обитаемого отсека и обеспечения безопасности экипажа.

В статье приведено описание разработанной КЭМ с учетом ее характерных особенностей, показано использование модели при разработке конструкции и экспериментальной отработке, приведены фактические данные о верификации модели по результатам испытаний и практические приемы корректировки ее параметров по результатам обработки показаний датчиков при испытаниях. Описано имевшее место разрушение конструкции при вибропрочностных испытаниях, его причины, а также меры, принятые по результатам анализа ошибок конструирования и расчетов, выявленных в процессе экспериментальной отработки.

Конструкция узлового модуля

УМ предназначен для развития технических и эксплуатационных возможностей РС МКС в обеспечение второго этапа его функционирования. УМ в составе РС МКС показан на рис. 1.

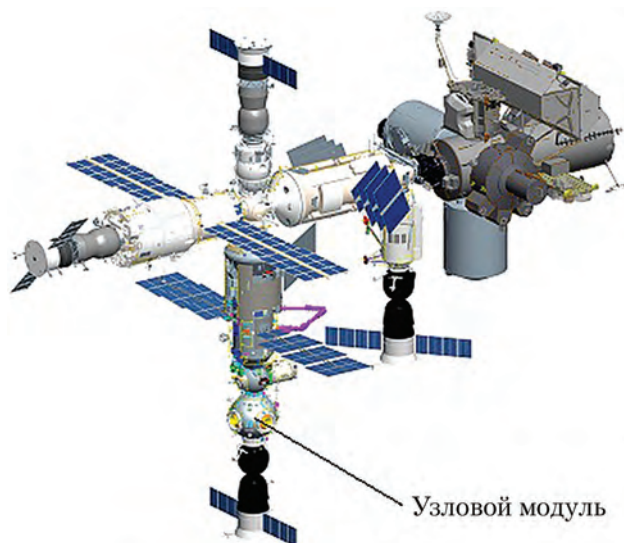


Рис. 1. Узловой модуль после доставки в составе Российского сегмента Международной космической станции

С точки зрения прочности аппарат представляет собой механическую систему, состоящую из корпуса (первичная конструкция) и закрепленного на нем НО, сформированного из элементов систем (вторичная конструкция). Системы, обеспечивающие функционирование модуля:

- система управления бортовой аппаратурой;
- средства управления движением и навигации;
- радиотехнические средства;
- система обеспечения теплового режима (СОТР);
- средства обеспечения газового состава, включая трубопроводы;
- транзитные магистрали дозаправки топливом (ТМДТ);
- системы стыковки и перестыковки.

Общий вид УМ представлен на рис. 2, где выделено навесное оборудование, представляющее наибольший интерес с точки зрения вибропрочности и вибрационного нагружения оболочки: значительные массы, консольно закрепленные на корпусе, имеющие большое расстояние до центра масс и малое основание на корпусе.

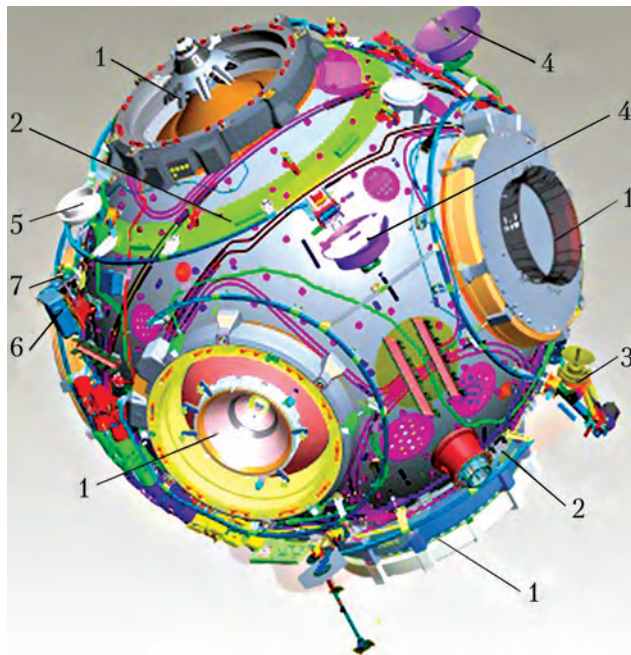


Рис. 2. Общий вид узлового модуля: 1 — стыковочный узел; 2 — шпангоут; 3 — антенна обзора; 4 — антенна узконаправленная; 5 — антенна системы «Курс»; 6 — блок телекамер; 7 — светильник

Корпус УМ представляет собой сварную герметичную оболочку сферической формы, выполненную из алюминиевого сплава, на которой смонтированы шесть стыковочных агрегатов. В оболочку вварены два шпангоута для технологических операций и закрепления к приборно-агрегатному отсеку космического

корабля типа «Прогресс», доставляющего модуль на орбиту и обеспечивающего стыковку к МКС. На внешней и внутренней поверхностях корпуса расположены кронштейны, предназначенные для установки НО (антенн, мишеней, базовых точек манипулятора, средств фиксации космонавтов, трубопроводов, приборов, кабелей и т. д.). Внутри отсека установлен силовой каркас, в котором размещаются бортовое оборудование и доставляемые на орбиту грузы. На каркас крепятся панели интерьера трехслойной конструкции.

Снаружи отсека устанавливаются ТМДТ, элементы СОТР, мишени, антенны, микрометеороидная защита (ММЗ). ММЗ, состоящая из внешнего экрана (в виде листа алюминиевого сплава) и промежуточного экрана (из базальтовой и технической тканей), точно крепится к оболочке корпуса. В связи с необходимостью обеспечения герметичности все кронштейны и бобышки крепления НО и ММЗ приварены к оболочке отсека.

Большое количество пневмогидравлических агрегатов и трубопроводов, их соединяющих, которые установлены на кронштейнах и бобышках, приваренных к оболочке, порождает специфику конструкции УМ как объекта динамического моделирования.

Конечно-элементная модель

Расчетные работы, связанные с созданием и использованием КЭМ [3, 4], проводятся в программном комплексе ANSYS [5, 6]. Исходными данными для построения КЭМ изделия является 3D-модель конструкции. В состав КЭМ УМ, помимо модели корпуса, включены модели силового каркаса с установленным оборудованием и интерьером, стыковочных агрегатов, трубопроводов, приборов, агрегатов и т. д.

Дискретно в КЭМ изделия включены модели НО, оказывающего существенное воздействие на оболочку корпуса, и промежуточные элементы крепления его к корпусу. Влияние НО с небольшой массой (до 1 кг) на общие динамические характеристики корпуса и составных частей макета моделировалось распределением их массы по элементам корпуса, на которых они установлены.

Полная КЭМ содержит примерно 456 000 элементов и 458 000 расчетных узлов. В модели использованы следующие типы элементов: оболочечные элементы SHELL181, балочные элементы BEAM4 и BEAM188, массовые элементы MASS21. В модели применены также объемные элементы SOLID185 для моделирования шпангоутов и наиболее массивных

кронштейнов. Элементы конструкции связываются между собой либо методом *COUPLING*, который обеспечивает совместное перемещение совпадающих узлов по заданному направлению, либо с помощью технологии «жесткого региона», которая обеспечивает совместное перемещение узлов как жесткого тела, либо пружинными элементами *COMBIN14*, которые позволяют задавать упругие и демпфирующие свойства связи узлов. Панели интерьера моделировались трехслойными конечными элементами *SHELL181* с эквивалентными жесткостными характеристиками обкладных листов и заполнителя.

Специфическая сложность моделирования данной конструкции, отмечавшаяся выше, связана с большим количеством магистралей и оборудования транзитных магистралей дозаправки топливом и системой обеспечения теплового режима, имеющих множество точечных связей с оболочкой корпуса через приваренные к оболочке бобышки. По всем этим местам необходимо организовать соответствие конечно-элементной сетки на поверхности корпуса с элементами крепления трубопроводов и оборудования. Фрагмент конечно-элементной модели блока клапанов транзитных магистралей дозаправки топливом приведен на рис. 3. Клапаны здесь моделировались с помощью оболочечных элементов *SHELL181*, а магистрали, подходящие к ним, — с помощью балочных элементов *BEAM188* с заданной геометрией сечения. Крепление трубопроводов к корпусу моделировалось с помощью пружинных элементов *COMBIN14*, либо «жесткими регионами».

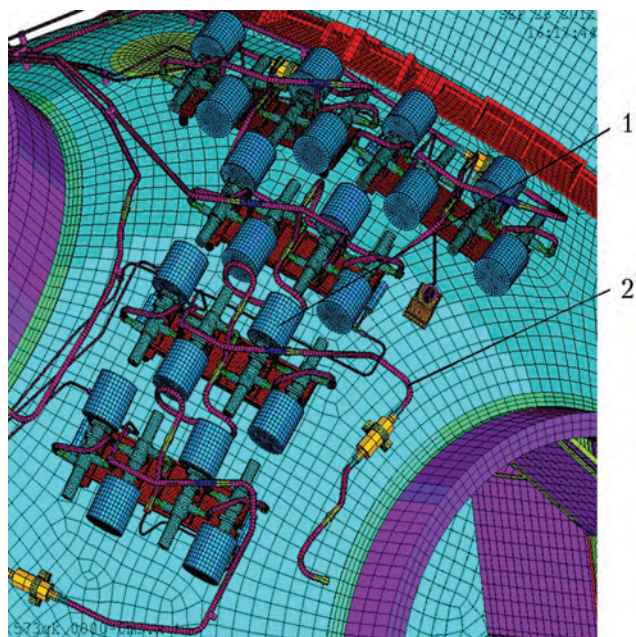
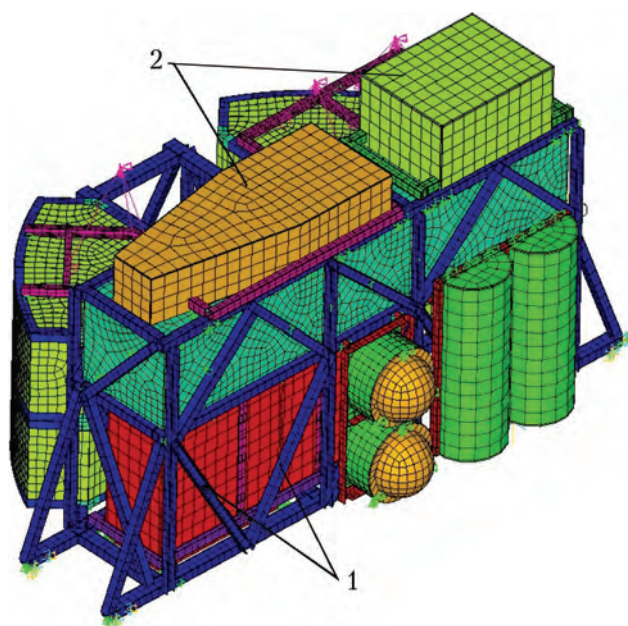
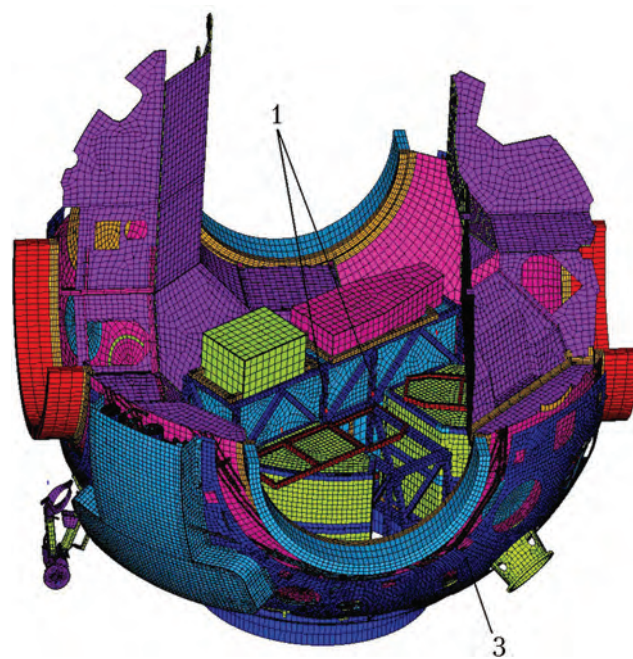


Рис. 3. Конечно-элементная модель блока клапанов на внешней поверхности узлового модуля: 1 — клапан; 2 — трубопровод



а)



б)

Рис. 4. Конечно-элементная модель каркаса с доставляемым грузом: а — модель каркаса; б — установка каркаса в отсек; 1 — каркас; 2 — приборы; 3 — корпус узлового модуля

Моделирование силового каркаса проводилось балочными элементами установленного на нем оборудования — оболочечными элементами (рис. 4, а). Связь каркаса с корпусом осуществлялась «жесткими регионами» по местам стыковки (рис. 4, б).

Общая КЭМ представлена на рис. 5. При моделировании использовался блочный принцип, позволявший организовать параллельную работу нескольких специалистов, а также заменять отдельные блоки при трансформации конструкции в процессе разработки.

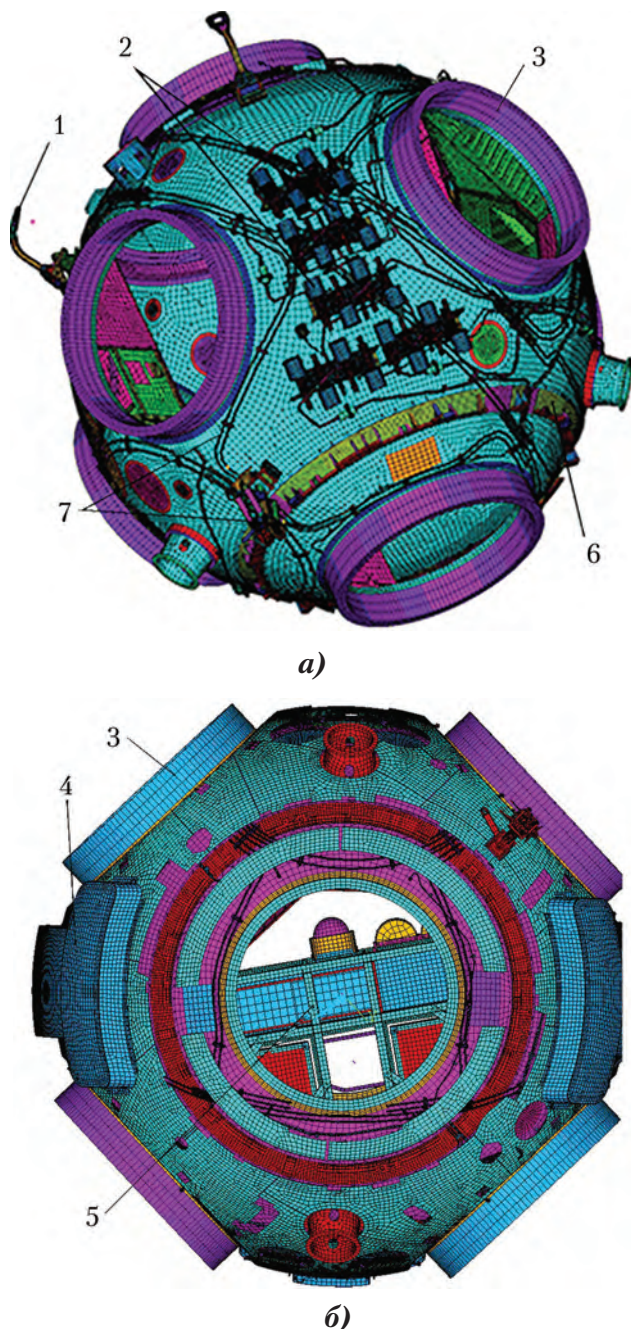


Рис. 5. Конечно-элементная модель узлового модуля (модели стыковочных узлов не показаны): а — микрометеороидная защита (ММЗ) не показана; б — с установленной ММЗ; 1 — модель антенны; 2 — блок клапанов; 3 — имитатор стыковочного узла; 4 — секция ММЗ; 5 — силовой каркас; 6 — шпангоут; 7 — магистрали трубопроводов

Работа с моделью

Расчет на прочность средств крепления НО и элементов конструкции систем на этапе эскизного проектирования проводится с применением отдельных локальных моделей и условных квазистатических нагрузок, складывающихся из статической составляющей и динамической добавки, принятой на основе статистических данных. В процессе разработки конструкции формируется общая модель с элементами НО и их креплением на корпусе. Проводятся уточ-

няющие расчеты элементов крепления НО с реальными граничными условиями. К завершению этапа выпуска рабочей конструкторской документации модель доведена до состояния, описанного выше. Для рассматриваемых конструкций, как и конструкций КА, несмотря на их различия, параметры матрицы демпфирования зависят от многих факторов: свойств конструкционных материалов, характера соединения между собой деталей, вида колебательных процессов, характера и уровня напряженно-деформированного состояния (НДС), частоты, амплитуды и формы колебаний, температуры и др. [7].

Для проведения расчетов с использованием модели на первом этапе был принят общий для всей конструкции коэффициент демпфирования, равный 0,05, соответствующий добротности 10. Исходя из опыта расчетных работ, такое значение параметра демпфирования достаточно адекватно для первого приближения описывает отклик конструкции, представляющей собой металлический корпус с жестко закрепленным на нем НО. При этом для консольно закрепленных элементов НО коэффициенты усиления виброускорений, рассчитанные на основе модели, были увеличены в зависимости от соотношения размеров консоли и основания.

При подготовке к вибропрочностным испытаниям была разработана динамическая КЭМ экспериментального изделия (макета) и оснастки, обеспечивающей крепление изделия на вибростенде.

На основе модального и гармонического анализа для системы макет — оснастка составлена общая частотная картина с соответствующими коэффициентами усиления, назначены места установки измерительно-регистрирующих и задающих датчиков. Измерительно-регистрирующие датчики в количестве 96 шт. расставлялись на основании следующих приоритетов:

- места установки НО большой массы;
- оборудование, имеющее значительный вылет центра масс от основной конструкции;
- зоны, определяющие общую деформацию изделия;
- зоны, в которых возникают локальные максимумы на соответствующих тонах колебаний.

Экспериментальная отработка

В процессе зачетных вибропрочностных испытаний макета после первого этапа испытаний, включающего определение амплитудно-частотных характеристик (АЧХ), и приложения нагрузок этапа транспортирования, в зоне сварного шва крепления имитатора механизма раскрытия антенны обзора к оболочке корпуса была обнаружена трещина в корпусе модуля. Крепление

имитатора к корпусу с расположением вибродатчика на нем, а также представление этой зоны в КЭМ показаны на рис. 6.

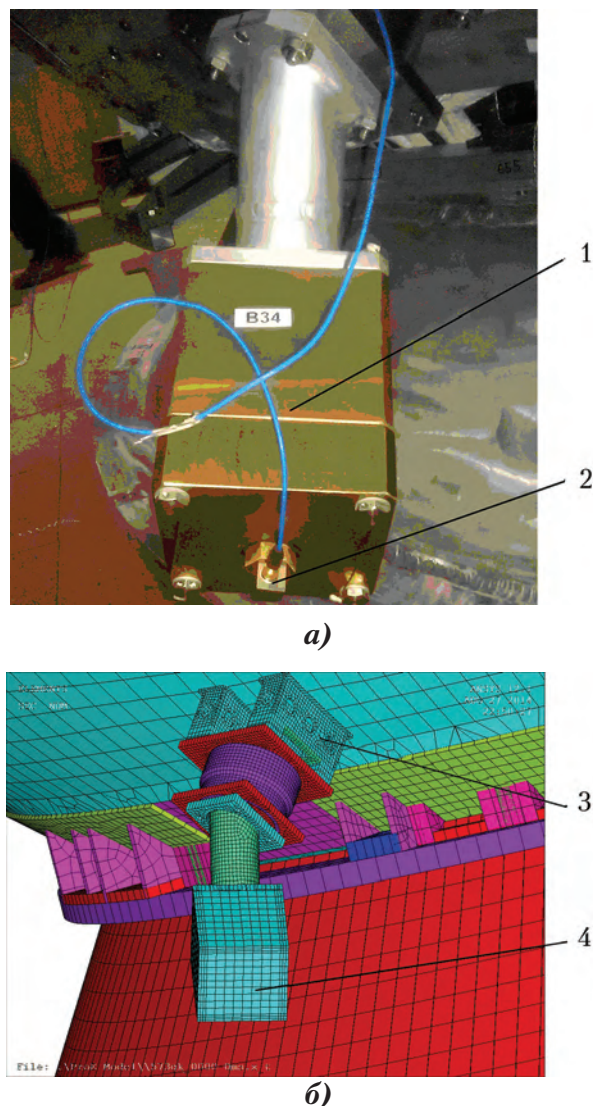


Рис. 6. Установка имитатора антенны обзора: а – фото имитатора с датчиком виброускорений; б – конечно-элементная модель в зоне установки имитатора; 1 – имитатор антенны; 2 – датчик виброускорений; 3 – модель кронштейна; 4 – модель имитатора

Результаты расчета отклика конструкции в виде графика коэффициентов усиления виброускорения по частоте представлены на рис. 7.

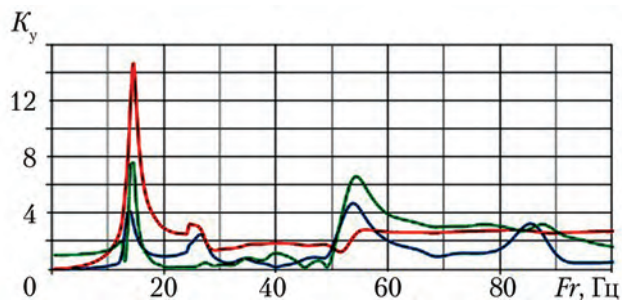


Рис. 7. Расчетные коэффициенты усиления виброускорения на датчике 34 (имитатор антенны обзора) при возбуждении по оси Z: ■ – Nx; ■ – Ny; ■ – Nz; K_y – коэффициент усиления виброускорения; Fr – частота колебаний

С учетом поправочного коэффициента для консольных элементов и максимальных нормативных уровней виброускорений расчетное значение квазистатической виброперегрузки для данного НО $n_{расч} \approx 30g$.

Результаты измерений для наиболее динамичного направления возбуждения, полученные при определении АЧХ и при испытаниях на транспортирование, показаны на рис. 8.

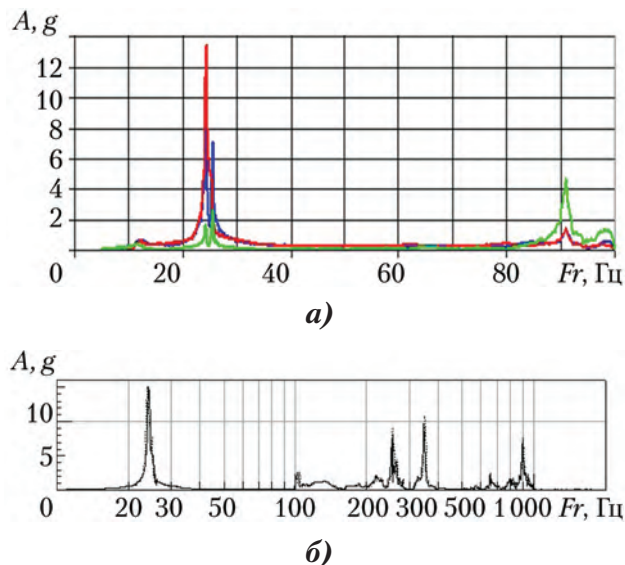


Рис. 8. Результаты испытаний на имитаторе антенны обзора. Нагрузка по оси Z: а – перегрузки при амплитудно-частотных характеристиках; ■ – Nx; ■ – Ny; ■ – Nz; б – перегрузки при транспортировании; A – амплитуда перегрузки

Следует отметить, что хотя при определении АЧХ зафиксирован (рис. 9) более высокий уровень динамичности (коэффициента усиления виброускорений), максимальное значение перегрузки, достигнутое на данном этапе ($n_{max}^{трансп} \approx 16g$), не превысило расчетного значения ($n_{расч} \approx 30g$).

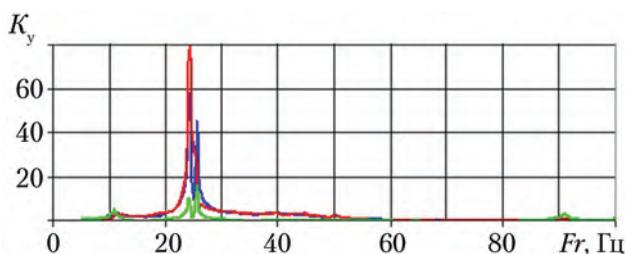


Рис. 9. Коэффициенты усиления, реализовавшиеся при амплитудно-частотных характеристиках: ■ – Nx; ■ – Ny; ■ – Nz

Таким образом, имеет место недостаточная прочность, приведшая к преждевременному разрушению конструкции при нагрузках, составляющих примерно 60% от расчетных. Причиной того, что недостаточная прочность не была выявлена до испытаний, является отсутствие корректного прочностного анализа зоны разрушения на основе КЭМ с достаточно подробным и мелким разбиением.

Разрушение оболочки в области сварного соединения кронштейна имитатора антенны обзора выявило необходимость уточнения модели с целью обеспечения возможности определения локального НДС в местах крепления НО к корпусу. Уточнению в модели подверглись как сами кронштейны, так и оболочка корпуса в зоне сварных соединений с кронштейнами. В качестве примера на рис. 10 показана доработка модели места крепления антенны узконаправленной № 1.

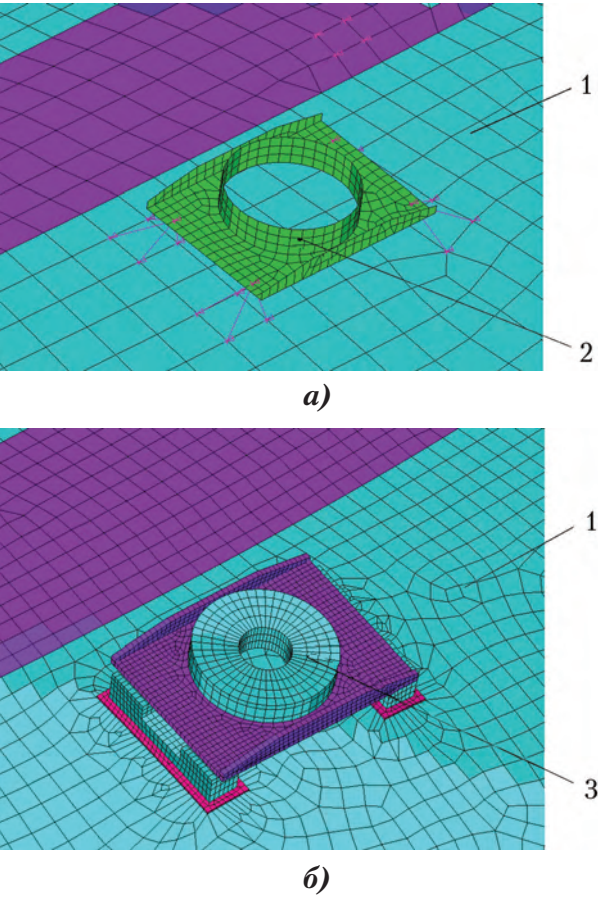


Рис. 10. Место крепления антенны узконаправленной № 1:
а – в исходной модели; б – в доработанной модели; 1 – корпус;
2 – исходная модель кронштейна; 3 – доработанная модель кронштейна

В связи со сложностью усиления гладкой герметичной оболочки уже изготовленного летного образца, было принято решение о переводе антенны обзора и механизма ее раскрытия в состав доставляемого оборудования, чтобы не подвергать конструкцию нагрузкам наземных операций и участка выведения, а устанавливать на орбите при внекорабельной деятельности космонавтов. Для подтверждения прочности места установки на корпусе УМ механизма раскрытия антенны обзора для расчетных случаев орбитальной эксплуатации были проведены следующие работы:

- разработана подробная (с мелким делением и имитацией взаимодействия элементов

механизма) динамическая модель антенны обзора с нагруженной зоной оболочки (рис. 11);

- проведены дополнительные испытания, подтвердившие частотные характеристики и позволившие определить параметры демпфирования и уточнить нагрузки орбитального участка;

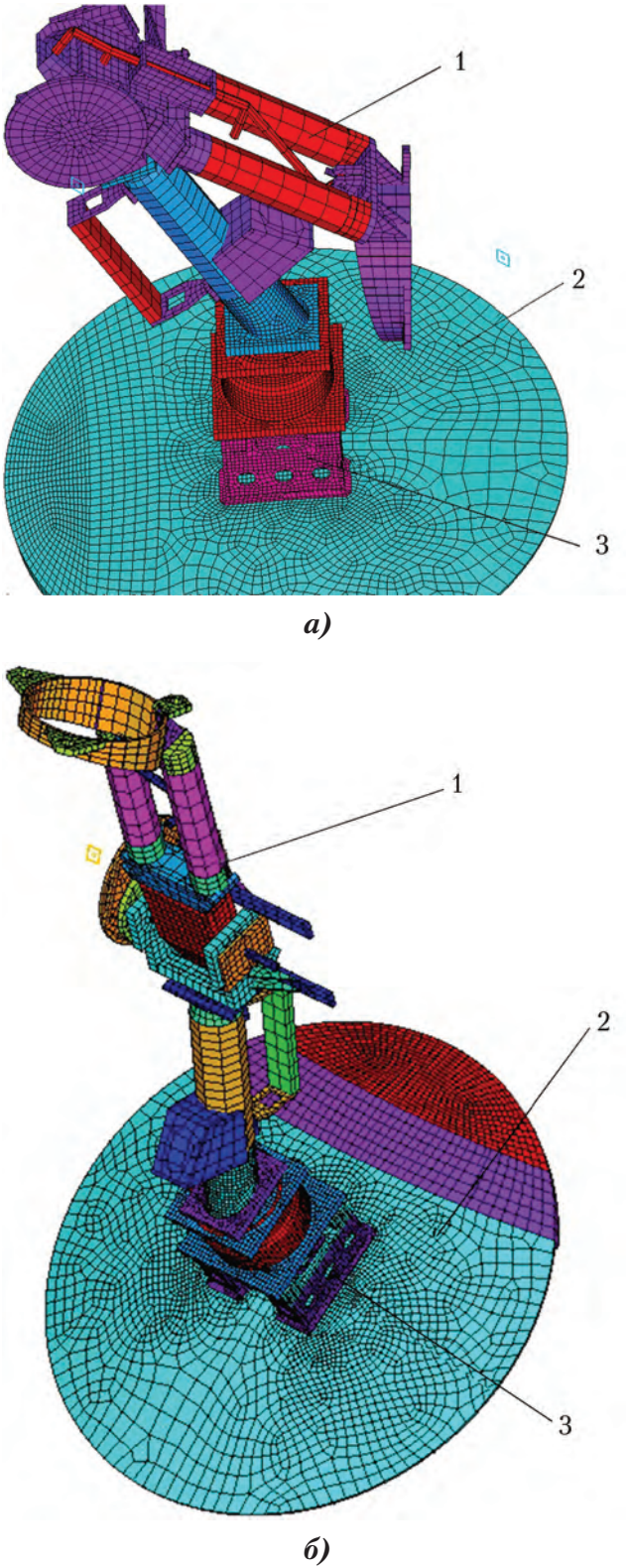


Рис. 11. Конечно-элементная модель антенны обзора и зоны установки после доработки: а – закрытое положение; б – открытое положение; 1 – модель антенны; 2 – модель зоны корпуса; 3 – модель кронштейна

• проведен дополнительный расчет на прочность и ресурс опор крепления антенны и оболочки корпуса в зоне крепления антенны.

По окончании указанных выше мероприятий испытания были продолжены и завершены с положительными результатами.

Полученное разрушение еще раз, как и описанные в статье [1] разрушения при испытаниях автоматического КА, показало необходимость особого отношения к проектированию, конструированию, моделированию и расчету зон крепления консольно закрепляемого НО.

Настройка модели по результатам испытаний

В процессе испытаний проводилось измерение ускорений с помощью датчиков ускорений (вибропреобразователей). Результаты измерений получены в виде таблиц в формате *Excel* и графиков зависимости амплитуд ускорений от частоты возбуждения.

Для суждения о достоверности отражения моделью динамических характеристик конструкции проведено сравнение экспериментальных данных с результатами модального и гармонического анализа процесса нагружения на вибростенде. Имея в виду целевую направленность модели на решение задач вибропрочности, сравнительный анализ проводится по двум важнейшим параметрам: собственные частоты и коэффициенты усиления. Следует упомянуть, что поскольку такая характеристика динамических процессов, как собственные формы колебаний, практически не используется в задачах вибропрочности, а число датчиков жестко ограничено возможностями лабораторного

измерительного комплекса, критерии модальной и частотной достоверности [8, 9] не привлекаются для оценки соответствия модели экспериментальным данным.

Как показывает модальный анализ, конструкция УМ имеет плотный спектр собственных частот, в связи с чем достичь совпадения частотных характеристик по всем тонам колебаний не представляется возможным. Поэтому в первую очередь настройка проводится по первым тонам колебаний наиболее массивных и консольно закрепленных элементов.

Для сравнения рассчитанных частотных характеристик с экспериментальными данными выбраны результаты по наиболее характерным элементам конструкции макета, имеющим явно выраженные резонансы на собственных парциальных частотах. В диапазоне до 100 Гц в эксперименте зафиксировано 14 резонансных частот. Сравнение показало, что отличие расчетных собственных частот от экспериментальных составляет 3...16%.

Для сближения расчетных и экспериментальных значений собственных частот были уточнены жесткостные характеристики в зонах установки НО. В частности, изменен метод моделирования крепления НО с «жестких регионов» на элементы с варьируемыми жесткостными характеристиками. В результате изменений в модели удалось существенно улучшить сходимость расчетных и экспериментальных результатов в отношении частотных характеристик.

Экспериментально определенные, а также полученные расчетным путем в результате модального анализа исходной и откорректированной модели значения собственных частот приведены в табл. 1.

Таблица 1

Частотные характеристики основных резонансов

Элемент конструкции	Частота экспериментально определенная, Гц	Расчетная частота исходной модели, Гц	Отклонение, %	Расчетная частота в измененной модели, Гц	Отклонение, %
Корпус	11,2	13,0	16,0	11,8	5,3
	26,0	28,5	9,6	25,7	1,1
	30,0	33,5	11,6	31,5	5,0
Светильник	11,2	13,0	16,0	11,8	5,3
	39,0*	—	—	43,5	11,5
Блок телекамер	11,2	13,0	16,0	11,8	5,3
	20,3	17,3	14,7	20,1	1,0
Антенна системы «Курс»	11,2	13,0	16,0	11,8	5,3
	59,0	61,0	3,3	61,0	3,3
Антенна узконаправленная № 1	11,2	13,0	16,0	11,8	5,3
	39,0	38,0	2,5	38,0	2,5
	54,5*	—	—	59,3	8,8
Антенна узконаправленная № 2	11,2	13,0	16,0	11,8	5,3
	59,0	61,0	3,3	61,0	3,3

Примечание. * — частоты, не выявленные расчетом в исходной модели.

Настройка модели по коэффициентам усиления виброускорений проводилась уточнением параметров демпфирования модели. Так, первоначальное демпфирование, заданное, как отмечено выше, для всей конструкции, было заменено на индивидуальное демпфирование для материала каждого элемента конструкции.

С целью сближения экспериментальных и расчетных значений коэффициентов усиления эти значения демпфирования варьировались от 0,001 до 0,120 для различных элементов конструкции. В качестве примера на рис. 12 показаны результаты настройки модели для антенны узконаправленной № 1 и блока телекамер.

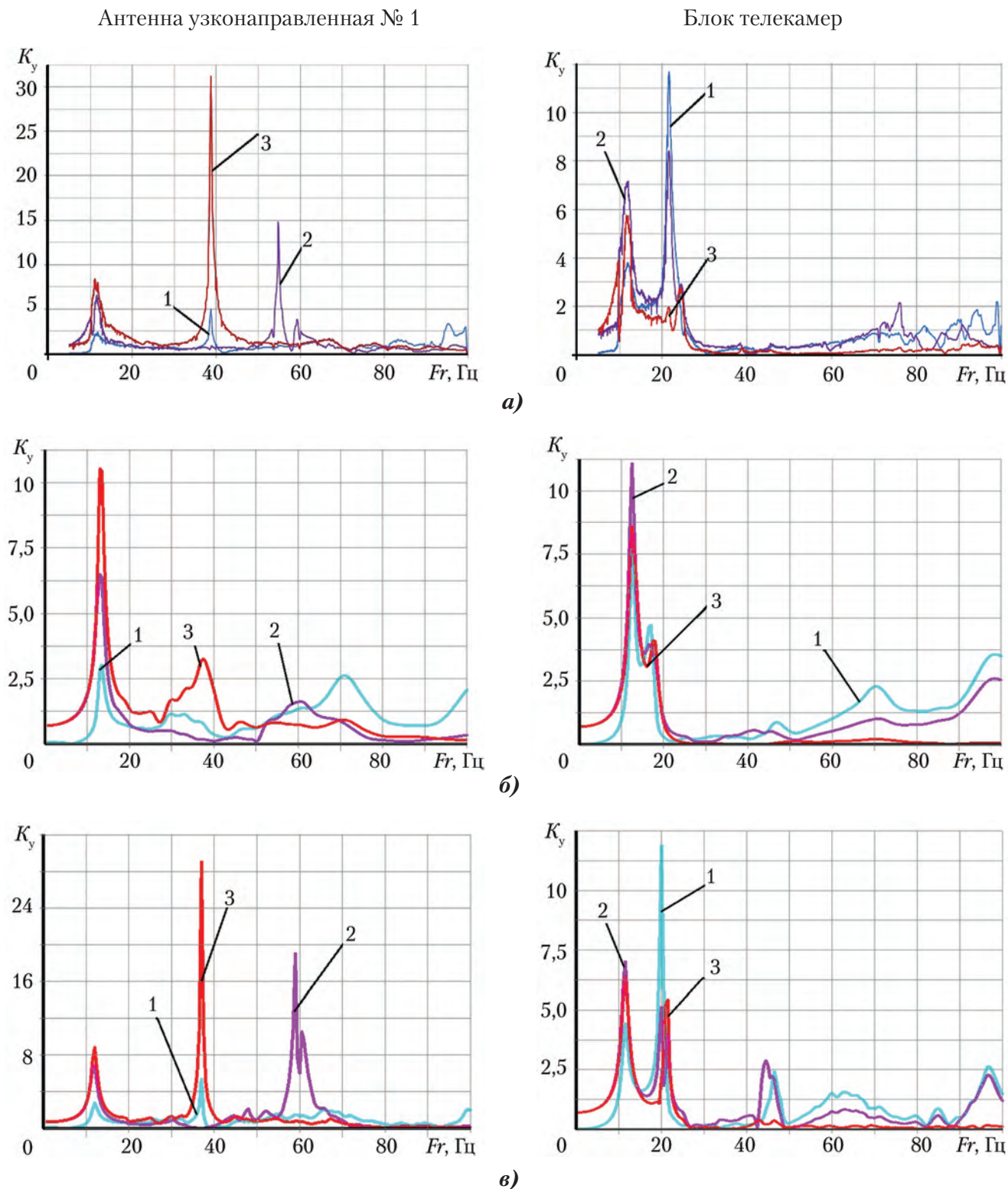


Рис. 12. Коэффициенты усиления виброускорений на датчике № 54 (антенна узконаправленная № 1) и на датчике № 22 (блок телекамер) при испытаниях по определению амплитудно-частотных характеристик: а – эксперимент; б – расчет исходный; в – расчет верифицированный; 1 – N_x ; 2 – N_y ; 3 – N_z

В результате настройки динамической модели было достигнуто сближение расчетных и экспериментальных АЧХ в местах установки датчиков. Отличие расчетных и выявленных в процессе испытаний резонансных частот до 100 Гц, в основном, не более 6%, отличия в коэффициентах усиления виброперегрузок для первых тонов НО не превышали 15%.

Выводы

На основе проведенного полного цикла работ по расчетному и экспериментальному процессу обеспечения вибропрочности УМ РС МКС можно сделать следующие выводы.

Динамическая конечно-элементная модель конструкции изделия играет ключевую роль в решении как расчетных, так и экспериментальных задач вибропрочности.

При разработке динамической модели особого внимания требует моделирование консольно закрепленного НО, включая зоны его установки на корпусе.

По завершении экспериментальной отработки, в результате настройки, практически не сложно получить 10%-ную точность модели по собственным частотам низших тонов и 20%-ную — по коэффициентам усиления виброускорений на этих частотах. Указанная погрешность достаточна для решения задач вибропрочности конструкций.

Экспериментально подтвержденная модель служит инструментом мониторинга расходования механического ресурса силовых конструкций при длительной эксплуатации изделия, а также оценки состояния конструкции в штатных ситуациях.

Достоверно верифицированная модель представляет ценность при разработке новых изделий подобного класса, позволяя сократить длительность и трудоемкость расчетных, проектных

и конструкторских работ, а также объем дорогостоящей экспериментальной отработки.

Список литературы

1. Безмозгий И.М., Казакова О.И., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Отработка вибропрочности автоматического космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Космическая техника и технологии. 2014. № 4(7). С. 31–41.
 2. Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использование Российского сегмента МКС: значимые научные результаты и перспективы // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 3–18.
 3. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике // М.: Мир, 1975. 541 с.
 4. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы // М.: Мир, 1984. 431 с.
 5. Каплун А.Б., Морозов Е.М., Олферьева М.А. ANSYS в руках инженера // М.: УРСС, 2003. 272 с.
 6. Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смлюк А.Ф. ANSYS для инженеров // М.: Машиностроение, 2004. 510 с.
 7. Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 3(6). С. 71–80.
 8. Вард Хейлен, Стефан Ламенс, Пол Сас. Модальный анализ: теория и испытания // М.: Новатест, 2010. 319 с.
 9. Межин В.С., Обухов В.В. Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 86–91.
- Статья поступила в редакцию 13.01.2015 г.

References

1. Bezmozgii I.M., Kazakova O.I., Sofinskii A.N., Chernyagin A.G. Otrabotka vibroprochnosti avtomaticheskogo kosmicheskogo apparata distantcionnogo zondirovaniya Zemli [Perfecting vibration strength properties of an unmanned Earth remote sensing spacecraft]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 4(7), pp. 31–41.
2. Legostaev V.P., Markov A.V., Sorokin I.V. Tselevoe ispol'zovanie Rossiiskogo segmenta MKS: znachimye nauchnye rezul'taty i perspektivy [The ISS Russian Segment utilization: research accomplishments and prospects]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2013, no. 2, pp. 3–18.
3. Zenkevich O. Metod konechnykh elementov v tekhnike [Finite elements method in engineering]. Moscow, Mir publ., 1975. 541 p.
4. Gallager R. Metod konechnykh elementov. Osnovy [Finite elements method. Basics]. Moscow, Mir publ., 1984. 431 p.
5. Kaplun A.B., Morozov E.M., Olfer'eva M.A. ANSYS v rukakh inzhenera [ANSYS in the hands of an engineer]. Moscow, URSS publ., 2003. 272 p.

6. Chigarev A.V., Kravchuk A.S., Smalyuk A.F. *ANSYS dlya inzhenerov* [ANSYS for engineers]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2004. 510 p.
7. Bezmozgii I.M., Sofinskii A.N., Chernyagin A.G. *Modelirovanie v zadachakh vibroprochnosti konstruksii raketno-kosmicheskoi tekhniki* [The simulation in problems of vibration strength of rocket and space hardware]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 3(6), pp. 71–80.
8. Vard Kheilen, Stefan Lamens, Pol Sas. *Modal'nyi analiz: teoriya i ispytaniya* [Modal analysis: theory and testing]. Moscow, Novatest publ., 2010. 319 p.
9. Mezhin V.S., Obukhov V.V. *Praktika primeneniya modal'nykh ispytanii dlya tselei verifikatsii konechno-elementnykh modelei konstruksii izdelii raketno-kosmicheskoi tekhniki* [The practice of using modal tests to verify finite element models of rocket and space hardware]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 1(4), pp. 86–91.

КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ «МИКРОСПУТНИК» НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

© 2015 г. Зелёный Л.М.¹, Климов С.И.¹, Ангаров В.Н.¹, Родин В.Г.¹, Назаров В.Н.¹,
Суханов А.А.¹, Батанов О.В.¹, Готлиб В.М.¹, Калюжный А.В.¹, Каредин В.Н.¹, Козлов В.М.¹,
Козлов И.В.¹, Эйсмонт Н.А.¹, Ледков А.А.¹, Новиков Д.И.¹, Корепанов В.Е.², Боднар Л.³,
Сегеди П.³, Ференц Ч.⁴, Папков А.П.⁵, Лизунов А.А.⁶

¹Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН)
Ул. Профсоюзная, 84/32, г. Москва, Российская Федерация, 117997, e-mail: iki@cosmos.ru

²Львовский центр Института космических исследований
Национальной академии наук Украины и Национального космического агентства Украины
(ЛЦ ИКИ НАНУ НКАУ)
Ул. Наукова, 5А, г. Львов, Украина, 79060, e-mail: vakor@isr.lviv.ua

³БиЭль-Электроникс
г. Шоймар, Венгрия, Sport 5, Solymar, H-2083, Hungary

⁴Университет имени Лоранда Этвеша (ELTE)
г. Будапешт, Венгрия
Egyetem tér 1-3, Budapest, 1053, Hungary, e-mail: iro@elte.hu

⁵Научно-исследовательская лаборатория аэрокосмической техники ДОСААФ
(НИЛАКТ ДОСААФ)
Ул. Баррикад, 174, г. Калуга, Российская Федерация, 248018

⁶Военно-промышленная корпорация
«Научно-производственное объединение машиностроения»
(ВПК «НПО машиностроения»)
Ул. Гагарина, 33, г. Реутов, Московская обл., Российская Федерация, 143966,
e-mail: vpk@npomash.ru

*Последнее десятилетие принесло серьезные изменения в наше понимание природы гроз-
вых разрядов, что было также связано и с космическими исследованиями. Новый физический
процесс, названный «земные гамма-всплески», был обнаружен в начале 1990-х гг. Он харак-
теризуется исключительно мощными гамма-всплесками и радиочастотными импульсами,
которые создают радиоизлучение в широкой полосе частот. Для исследования новых физиче-
ских процессов при высотных атмосферных грозовых разрядах и механизмов формирования
в них гамма-вспышек, инфракрасных и ультрафиолетовых излучений, электромагнитных
излучений в широком диапазоне частот необходимо проводить в ионосфере, с беспрецедент-
но высоким (точнее единиц микросекунд) временным разрешением, синхронные измерения
в оптическом радио- и гамма-диапазонах.*

*Академический микроспутник «Чибис-М» 25 января 2012 г. выведен с использованием
инфраструктуры Российского сегмента Международной космической станции на автономную
круговую орбиту высотой 513 км, наклоном 52°.*

Ключевые слова: грозовые разряды, верхняя атмосфера, ионосфера, гамма-, радио-, ультра-
фиолетовое, рентгеновское излучения, микроспутник, бортовая аппаратура.

SPACE EXPERIMENT «MICROSATELLITE» ON THE RUSSIAN SEGMENT OF THE INTERNATIONAL SPACE STATION

Zelenyi L.M.¹, Klimov S.I.¹, Angarov V.N.¹, Rodin V.G.¹, Nazarov V.N.¹, Sukhanov A.A.¹,
Batanov O.V.¹, Gotlib V.M.¹, Kalyuzhnyi A.V.¹, Karedin V.N.¹, Kozlov V.M.¹, Kozlov I.V.¹,
Eismont N.A.¹, Ledkov A.A.¹, Novikov D.I.¹, Korepanov V.E.², Bodnar L.³, Szegedi P.³,
Ferencz C.⁴, Papkov A.P.⁵, Lizunov A.A.⁶

¹Space Research Institute RAS (IKI RAS)
84/32 Profsoyuznaya str., Moscow, 117997, Russian Federation, e-mail: iki@cosmos.ru

²Lviv Center of Institute for Space Research (LC ISR)
5A Naukova str., Lviv, 79060, Ukraine, e-mail: vakor@isr.lviv.ua

³BL-Electronics
Sport 5, Solymar, H-2083, Hungary

⁴Eötvös Loránd University (ELTE)
Egyetem tér 1-3, Budapest, 1053, Hungary, e-mail: iro@elte.hu

⁵Aerospace Technology Research Lab of DOSAAF (NILAKT DOSAAF)
174 Barrikad str., Kaluga, 248018, Russian Federation

⁶Military and industrial corporation «MIC «Mashinostroyenia» (MIC Mashinostroyenia)
33 Gagarina str., Reutov, Moscow region, 143966, Russian Federation, e-mail: vpk@npomash.ru

The last few decades saw serious changes in the scientific community's understanding of the nature of lightning discharges in the Earth atmosphere, which, in particular, had to do with the use for such studies of the new scientific equipment installed on spacecraft. The existence of a physical process previously unknown to science, which was given the name of Terrestrial Gamma Flashes, was discovered in the early 1990s. It is characterized by extremely powerful gamma-bursts and radio-frequency pulses generated in the Earth's upper atmosphere that are observable in a wide range of electromagnetic spectrum frequencies. In order to study this kind of processes and mechanisms generating gamma-bursts, electromagnetic emissions in a wide range of frequencies (including infrared and ultraviolet regions) during high-altitude atmospheric lightning discharges, it is necessary to be able to take ionospheric measurements with a very high time resolution (at the level of a few microseconds), as well as to take simultaneous measurements in the optical, radio and gamma bands.

To address these important scientific problems, on January 25, 2012, using a cargo transportation spacecraft Progress-M, which had performed a mission for the infrastructure of the International Space Station Russian Segment, an academic microsatellite Chibis-M was put into a standalone 513 km circular orbit with an inclination of 52°.

Key words: lightning discharges, upper atmosphere, ionosphere, gamma-, radio-, ultraviolet-, x-ray radiation, microsatellite, on-board equipment.

ЗЕЛЕНЬИЙ Лев Матвеевич — академик РАН, директор ИКИ РАН, e-mail: lzelenyi@iki.rssi.ru
ZELENYI Lev Matveevich — RAS academician, Director of IKI RAS, e-mail: lzelenyi@iki.rssi.ru

КЛИМОВ Станислав Иванович — доктор физико-математических наук, профессор, ведущий научный сотрудник ИКИ РАН, e-mail: sklimov@iki.rssi.ru
KLIMOV Stanislav Ivanovich — Doctor of Science (Physics and Mathematics), Professor, Lead Research Scientist at IKI RAS, e-mail: sklimov@iki.rssi.ru

АНГАРОВ Вадим Николаевич — заместитель директора Специального конструкторского бюро космического приборостроения ИКИ РАН, e-mail: angarov@skbkp.tarusa.ru
ANGAROV Vadim Nikolaevich — Deputy Director of Special Design Bureau of Space Device Engineering of IKI RAS, e-mail: angarov@skbkp.tarusa.ru

РОДИН Вячеслав Георгиевич — помощник директора ИКИ РАН, e-mail: rodinmir@iki.rssi.ru
RODIN Vyacheslav Georgievich — Assistant Director at IKI RAS, e-mail: rodinmir@iki.rssi.ru

НАЗАРОВ Владимир Николаевич — начальник отдела ИКИ РАН, e-mail: vnazarov@romance.iki.rssi.ru
NAZAROV Vladimir Nikolaevich — Head of Department at IKI RAS, e-mail: vnazarov@romance.iki.rssi.ru

СУХАНОВ Алмаз Ахмедгалиевич — кандидат технических наук, главный специалист ИКИ РАН, e-mail: almaz@iki.rssi.ru
SUKHANOV Almaz Akhmedgalievich — Candidate of Science (Engineering), Chief Specialist at IKI RAS, e-mail: almaz@iki.rssi.ru

БАТАНОВ Олег Викторович — начальник сектора ИКИ РАН, e-mail: obat@iki.rssi.ru
BATANOV Oleg Viktorovich — Head of Subdepartment at IKI RAS, e-mail: obat@iki.rssi.ru

ГОТЛИБ Владимир Михайлович — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ИКИ РАН, e-mail: gotlib@mx.iki.rssi.ru
GOTLIB Vladimir Mikhailovich — Candidate of Science (Engineering), Lead Research Scientist at IKI RAS, e-mail: gotlib@mx.iki.rssi.ru

КАЛЮЖНЫЙ Анатолий Викторович — начальник сектора ИКИ РАН, e-mail: avk@skbkip.tarusa.ru
KALYUZHNYI Anatoly Viktorovich — Head of Subdepartment at IKI RAS, e-mail: avk@skbkip.tarusa.ru

КАРЕДИН Виктор Николаевич — ведущий конструктор Специального конструкторского бюро космического приборостроения ИКИ РАН, e-mail: kar@skbkip.tarusa.ru
KAREDIN Viktor Nikolaevich — Lead Designer at Special Design Bureau of Space Device Engineering of IKI RAS, e-mail: kar@skbkip.tarusa.ru

КОЗЛОВ Вячеслав Максимович — начальник сектора ИКИ РАН, e-mail: dzx1944@gmail.com
KOZLOV Vyacheslav Maksimovich — Head of Subdepartment at IKI RAS, e-mail: dzx1944@gmail.com

КОЗЛОВ Игорь Владимирович — главный специалист ИКИ РАН, e-mail: igkozlov@iki.rssi.ru
KOZLOV Igor Vladimirovich — Chief Specialist at IKI RAS, e-mail: igkozlov@iki.rssi.ru

ЭЙСМОНТ Натан Андреевич — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ИКИ РАН, e-mail: neismont@iki.rssi.ru
EISMONT Nathan Andreevich — Candidate of Science (Engineering), Lead Research Scientist at IKI RAS, e-mail: neismont@iki.rssi.ru

ЛЕДКОВ Антон Алексеевич — младший научный сотрудник ИКИ РАН, e-mail: aledkov@iki.rssi.ru
LEDKOV Anton Alekseevich — Junior Research Scientist at IKI RAS, e-mail: aledkov@iki.rssi.ru

НОВИКОВ Денис Игоревич — ведущий конструктор ИКИ РАН, e-mail: dnovikov@iki.rssi.ru
NOVIKOV Denis Igorevich — Lead Designer at IKI RAS, e-mail: dnovikov@iki.rssi.ru

КОРЕПАНОВ Валерий Евгеньевич — доктор технических наук, заместитель директора ЛЦ ИКИ НАНУ НККУ, e-mail: vakor@isr.lviv.ua
KOREPANOV Valery Evgen'evich — Doctor of Science (Engineering), Deputy Director of LC ISR, e-mail: vakor@isr.lviv.ua

БОДНАР Ласло — инженер-исследователь БиЭль-Электроникс, e-mail: bornarl@bl-electronics.hu
BODNAR Laszlo — Research Engineer at BL-Electronics, e-mail: bornarl@bl-electronics.hu

СЕГЕДИ Петер — инженер-исследователь БиЭль-Электроникс, e-mail: pszegedi@bl-electronics.hu
SZEGEDI Peter — Research Engineer at BL-Electronics, e-mail: pszegedi@bl-electronics.hu

ФЕРЕНЦ Чаба — профессор Университета имени Лоранда Этвеша, e-mail: csaba@sas.elte.hu
FERENCZ Csaba — Professor at ELTE, e-mail: csaba@sas.elte.hu

ПАПКОВ Александр Павлович — главный конструктор НИЛАКТ ДОСААФ, e-mail: plis@kaluga.ru
 PAPKOV Alexander Pavlovich — Chief Designer at NILAKT DOSAAF, e-mail: plis@kaluga.ru

ЛИЗУНОВ Андрей Аркадьевич — кандидат технических наук, доцент, начальник отдела ВПК «НПО машиностроения», e-mail: vpk@npomash.ru
 LIZUNOV Andrey Arkad'evich — Candidate of Science (Engineering), Assistant professor, Head of Department at MIC Mashinostroyenia, e-mail: vpk@npomash.ru

Космический эксперимент (КЭ) «Микро-спутник» — «Исследования физических процессов при атмосферных грозовых разрядах на базе микроспутника (МС) «Чибис-М» с использованием грузового корабля «Прогресс» — реализуется в рамках «Долгосрочной программы научно-прикладных исследований и экспериментов, планируемых на Российском сегменте Международной космической станции» (секция Координационного научно-технического совета «Геофизические исследования»).

Впервые создан комплекс научной аппаратуры (КНА) «Гроза», ориентированный на изучение новых физических процессов в высотных грозовых разрядах, перекрывающий практически весь спектр электромагнитных излучений.

В состав комплекса научной аппаратуры «Гроза» входят [1, 2]:

- рентген-гамма детектор РГД (диапазон рентгеновских и гамма-излучений — 50...500 кэВ) (Научно-исследовательский институт ядерной физики МГУ (НИИЯФ МГУ));
- ультрафиолетовый детектор ДУФ (диапазон ультрафиолетовых излучений — 300...450 нм) (НИИЯФ МГУ);
- радиочастотный анализатор РЧА (20...50 МГц) с антенно-фидерным устройством (АФУ) (ИКИ РАН);
- цифровая камера оптического диапазона ЦФК (пространственное разрешение 300 м) (ИКИ РАН);
- магнитно-волновой комплекс МВК (0,1...40 кГц) (ЛЦ ИКИ НАНУ НКАУ, г. Львов; Университет Этвеша, г. Будапешт): процессор спектрального анализа ПСА, индукционный магнитометр ИМ, комбинированные волновые зонды КВЗ 1 и КВЗ 2;
- блок накопления данных БНД-Ч (ИКИ РАН);
- передатчик научной информации ПРД 2,2 с АФУ 2,2 (ИКИ РАН).

В ходе работ, проведенных ИКИ РАН совместно с кооперацией, академический МС «Чибис-М» (рис. 1, таблица) был изготовлен и прошел полный цикл наземных испытаний вместе с КНА.

Доставка МС «Чибис-М» на орбиту высотой 513 км и наклонением 51° осуществлялась в инфраструктуре РС МКС.

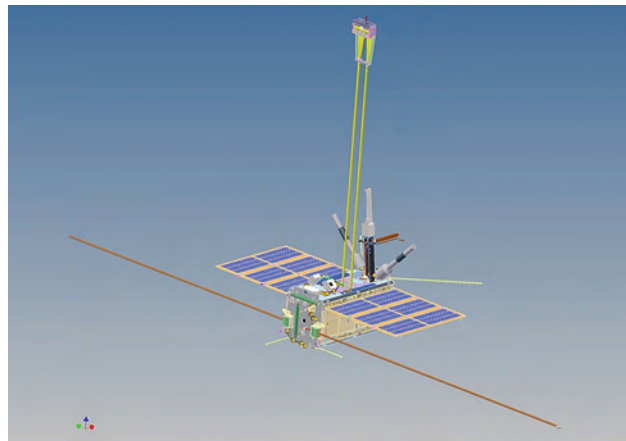


Рис. 1. Общий вид микроспутника «Чибис-М»

Сразу после выведения МС на орбиту 25.01.2012 г. наземными средствами, созданными ИКИ РАН, с ним была установлена командно-телеметрическая связь.

Параллельно с бортовым сегментом проекта, включающим МС с КНА «Гроза» и служебные системы, для реализации проекта в ИКИ РАН был создан наземный сегмент проекта (рис. 2) [3], состоящий из Центра управления полетом проекта «Чибис-М» в ИКИ РАН (г. Москва) и пяти наземных станций управления и приема научной информации: СКБ КП ИКИ РАН (г. Таруса); НИЛАКТ (г. Калуга и г. Красноярск); Университет Этвеша (г. Будапешт, Венгрия); Институт физики атмосферы Чешской академии наук (г. Панска Вес, Чешская Республика).

Проведенные КНА «Гроза» измерения на МС «Чибис-М» показали, что характерные условия, возникающие в наэлектризованном грозовом облаке, из-за их большой размерности невоспроизводимы в лабораторных условиях. Данные КНА «Гроза» показали необходимость учета фрактальных свойств (d -фракталы временных серий и пространственные D -фракталы) распределения зарядов в облаке и перколяционных эффектов протекания разрядов в неоднородной турбулентной среде, на которые ранее мало обращали внимание при изучении атмосферного электричества. Исследованы фрактальная геометрия разряда в пространстве и времени и соотношение их размерностей. Эти свойства особенно заметны при формировании микроразрядов и основного разряда в наэлектризованных облаках.

Основные технические характеристики микроспутника «Чибис-М»

Наименование	Значение
Масса, кг: - общая масса микроспутника - КНА «Гроза» - служебной аппаратуры - конструкции и системы терморегулирования	40,0 10,8 12,6 16,6
Параметры орбиты, км Время активного существования, лет	круговая, высотой ~500 не менее 2
Система ориентации и стабилизации: - основная - дублирующая - точность определения ориентации, ° - навигация	электромеханическая (электромаховики) с магнитодинамическим (электромагниты) демпфированием гравитационная (штанга) до 2 по системе GPS–ГЛОНАСС
Система передачи данных: - радиолиния борт–Земля для передачи информации от КНА, Мбит/с - радиочастота ПРД 2,2, МГц - объем накопительной памяти БНД-Ч от КНА, Мбайт - минимальный суточный объем принимаемой от КНА информации, Мбайт - радиочастоты командной и телеметрической линий (ДОКА-15Б), МГц	1 2 270 2×256 50 145...435
Система бортового энергоснабжения: - среднесуточная мощность, Вт - напряжение, В - емкость блока химических батарей, А·ч - суммарная площадь солнечных батарей, м²	50 12±3 9,5 0,4

Примечание. КНА — комплекс научной аппаратуры; ПРД — передатчик научной информации; БНД-Ч — блок накопления данных.



Антенны НКУ,
СКБ КП ИКИ РАН, г. Таруса



Антенны НКУ,
г. Будапешт, Венгрия



Центр управления полетом
проекта «ЧИБИС-М»,
ЦУП, ИКИ РАН, г. Москва



Антенны НКУ,
г. Калуга



Антенны НКУ,
г. Панска Вес, Чехия

Рис. 2. Структура наземного сегмента проекта «Чибис-М»: НКУ — наземный комплекс управления

Измерения электрической активности прибором РЧА, входящим в состав КНА «Гроза», показали, что на самом деле пространственная структура грозового фронта имеет многомасштабный характер, а точнее, распределение заряженных ячеек случайно и может быть описано в рамках фрактальной топологии, в каком-то смысле происходит самоорганизация электризованного слоя. Применение этой методики может существенным образом скорректировать оценки скорости генерации окисей азота в грозовой области и вклад молний в атмосферную химию и климат. В мае–июле 2012 г. проводились работы по оптимизации параметров работы РЧА в целях уменьшения объема информации, записываемой на борту, о событиях, не связанных с молниевыми разрядами. В результате этой работы получен массив регистрации триггера РЧА от грозовых разрядов [4, 5].

В процессе полета МС была получена карта локализации географических районов с наибольшей статистикой разрядов. Карта используется при формировании циклограмм работы КНА «Гроза», осуществляющих запрограммированное включение необходимых режимов работы как служебных систем МС (электропитание, ориентация и т. д.), так и приборов КНА «Гроза».

На данном этапе реализации КЭ «Микроспутник» была отработана методика выработки триггера наличия молниевых разрядов по превышению порога в нескольких полосовых фильтрах РЧА одновременно. Это позволяет существенно уменьшить влияние техногенных помех в регистрируемом диапазоне частот. Работа КНА «Гроза» по триггеру грозового события, вырабатываемому РЧА, способствовала накоплению РГД массива «кандидатов в события» на регистрацию гамма-излучения от высотных атмосферных грозовых разрядов. Разработанная методика коррелированного анализа массива РГД с массивом РЧА будет способствовать нахождению реальных грозовых событий, сопровождаемых одновременно гамма- и радиоизлучениями.

Полученные данные об электромагнитных разрядах могут быть использованы для уточнения технических требований по размещению научной и служебной аппаратуры на самолетах.

Эксперимент проводится в интересах фундаментальных космических исследований и носит поисковый характер, так как до сих пор неизвестны спектральные и энергетические характеристики электромагнитных полей в ионосфере (на высотах 350...400 км).

За время нахождения МС «Чибис-М» на орбите наземные станции наблюдали различную

геомагнитную активность. На основе представленных данных можно сделать вывод, что увеличение волновой электромагнитной активности на субавроральных широтах в диапазоне 15...25 кГц — хороший индикатор увеличения геомагнитной активности и наблюдательный параметр космической погоды, регистрируемый в ионосфере на космических аппаратах. Например, результаты измерений 8 мая 2012 г. свидетельствовали об интенсивных излучениях в приполярных областях Земли. В июне–июле 2012 г. значительное внимание было уделено изучению атмосфериков.

Реализованная на борту МС конфигурация датчиков позволяет провести векторные измерения магнитной компоненты низкочастотных излучений КНЧ-ОНЧ-эмиссий¹ (0,3...30,0 кГц), а также одной компоненты электрического поля. Например, 8 июля 2012 г. на «Чибис-М» КНЧ-ОНЧ-эмиссии регистрировали в районе Галапагосских островов. Одинаковый уровень сигналов по всем трем магнитным компонентам свидетельствует об изотропном распространении волны, а хорошая корреляция с электрической компонентой — об электромагнитном характере этих волн.

Помимо разностороннего изучения сугубо молниевой активности, КНА «Гроза» дает возможность исследовать довольно широкий круг явлений, связывающих атмосферу и ионосферу Земли. В конце декабря 2012 г. была сформирована и реализована программа измерений РЧА и МВК электромагнитных эффектов в ионосфере при развитии тропических циклонов, зарождавшихся с 25 декабря и в последующие периоды в районе Индокитая. Полученные данные анализируются с целью изучения собственных вариаций параметров ионосферной плазмы и определения ионосферного критерия, отражающего процессы циклогенеза [6].

Микроспутниковый мониторинг динамики окружающей среды, проводимый на «Чибис-М», оказался чрезвычайно эффективным. КНА «Гроза», ориентированный на исследования разрядов на больших высотах, подтвердил объемом и качеством полученной информации уникальность проекта по количеству и скорости измеряемых одновременно параметров.

В состав КНА «Гроза» входят приборы иностранного производства, созданные в рамках сотрудничества РАН с иностранными академиями наук и университетами (включая Венгрию и Украину, что свидетельствует о международной заинтересованности [7, 8]).

¹ КНЧ — крайне низкая частота; ОНЧ — очень низкая частота.

Результаты

Рентген-гамма детектор. НИИЯФ МГУ.

1. Создана аппаратура для регистрации спорадических возрастаний (всплесков) жесткого рентгеновского и гамма-излучения (диапазон энергий фотонов 0,02...1,00 МэВ) от высотных атмосферных разрядов.

2. Получено указание на то, что после триггера прибора РЧА наблюдается увеличение среднего темпа счета гамма-квантов (рис. 3). Это может свидетельствовать о генерации гамма-излучения во время грозовых разрядов и, в принципе, подтверждает гипотезу А.В. Гуревича о том, что атмосферные вспышки гамма-излучения обусловлены тормозным излучением так называемых убегающих электронов высоких энергий, провоцирующих высотный разряд [9].

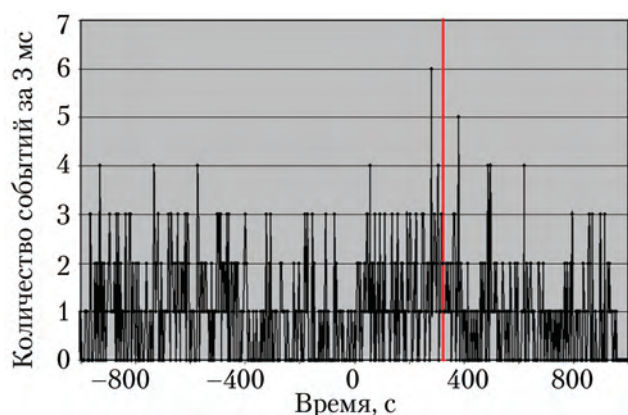


Рис. 3. Пример данных рентген-гамма детектора. Временной ход среднего числа отсчетов за 3 мс при пофотонной записи (всплесковый режим) по триггеру радиочастотного анализатора

Примечание. — — общее число показаний прибора РГД;
— — триггер.

3. Увеличение частоты регистрации гамма-квантов, наблюдаемое в течение нескольких миллисекунд после триггера радиочастотного анализатора, говорит о возможной генерации гамма-квантов именно во время прохождения степ-лидера молнии.

Детектор ультрафиолетового и инфракрасного излучений. НИИЯФ МГУ.

1. Создана аппаратура для изучения транзитных оптических явлений в ультрафиолетовом (УФ, 240...400 нм) и инфракрасном (ИК, 610...800 нм) диапазонах.

2. Проведены измерения:

- высоты молниевых разряда в атмосфере по соотношению интенсивностей УФ и ИК излучений;
- мощности оптического излучения молниевых разряда в УФ и ИК областях спектра (рис. 4);
- длительностей развития высотного разряда и временных характеристик тонкой структуры оптического излучения с разрешением 1 мс и 128 мкс.

3. Создана в УФ и ИК областях спектра карта распределения молниевых разрядов по географическим координатам.

Радиочастотный анализатор. ИКИ РАН.

За время работы КНА МС «Чибис-М» проведено более 500 включений прибора РЧА в режиме фиксации событий по триггеру, при этом зафиксировано около тысячи мощных радиовсплесков различных типов, которые происходят при электрических высотных разрядах.

Наибольшее число зафиксированных радиособытий (около 40%) имеет длительность от сотен микросекунд до десятков миллисекунд. Спектрограмма этих событий представляет собой дискретное поле отдельных разрядов, занимающих весь частотный диапазон прибора. Наблюдаемый процесс может внезапно начинаться, иногда прерываться и внезапно прекращаться. Отдельный радиовсплеск внутри описываемого процесса имеет длительность ~10 мкс или меньше и занимает полосу порядка 100 кГц. Процесс можно интерпретировать как множество микро-разрядов, происходящих в тропосферном грозовом облаке. При этом пиковое значение амплитуды сигнала отдельного радиовсплеска на входе прибора достигает 2–3 мВ, что свидетельствует о весьма высокой мощности вызвавшего радиовсплеск разряда (рис. 5).

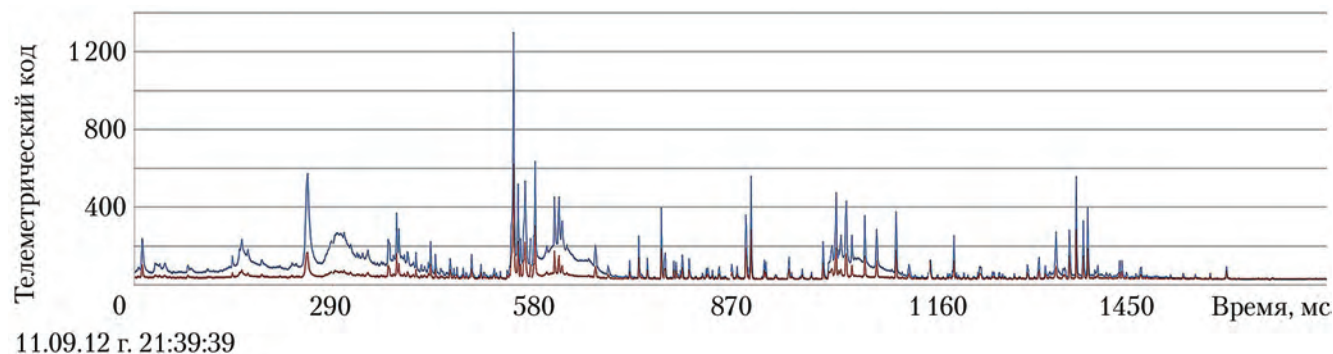


Рис. 4. Пример регистрации ультрафиолетовым детектором уникальной по длительности (1,5 с) вспышки с помощью последовательности из шести осциллограмм длительностью 256 мс: — — интенсивность ультрафиолетового излучения; — — интенсивность инфракрасного излучения

Процесс множественных микрозарядов такого вида практически не нашел отражения в литературе, посвященной молниевой активности, и нуждается в дальнейшем изучении и интерпретации.

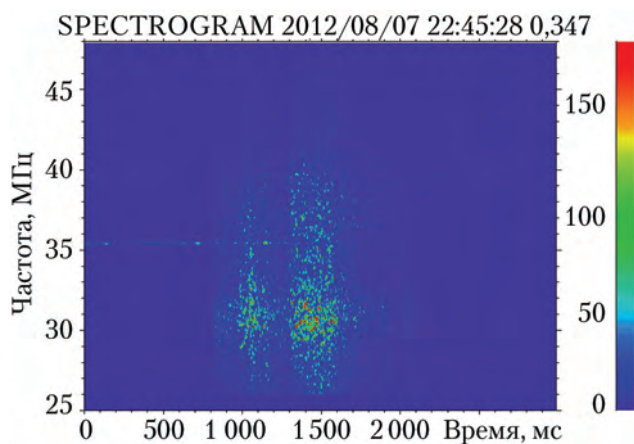


Рис. 5. Радиочастотный анализатор. Множественные микрозаряды

Второй по числу зафиксированных радиовсплесков тип разряда (около 25%) — это короткие мощные разряды длительностью около 10 мкс, на спектрограмме выглядящие как четкие связные треки, претерпевающие дисперсионные искажения в тропосфере. Их амплитуда обычно больше описанных выше (рис. 6). Эти разряды по некоторым параметрам похожи на так называемые *CID* (внутриоблачные разряды), однако по другим параметрам отличаются от них.

В обоих случаях тонкая структура разрядов имеет дискретный характер спектра.

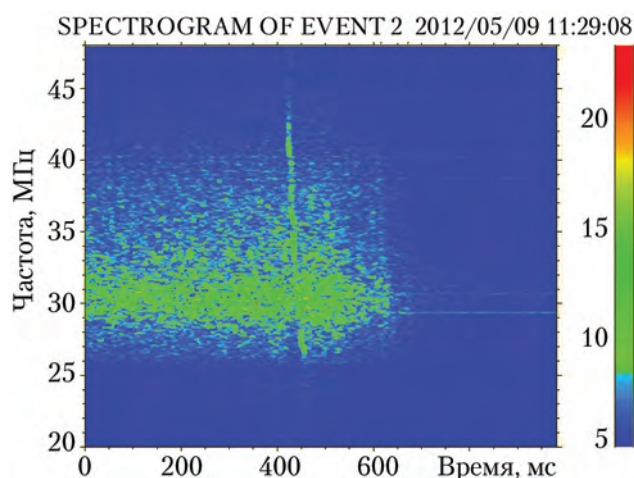


Рис. 6. Радиочастотный анализатор. Короткий мощный разряд на фоне множественных микрозарядов

Также внутри одного интервала фиксации событий наблюдались многократно повторяющиеся по форме разряды с интервалом между ними около 350 мкс. Такой довольно четко выдерживающийся интервал повторений не нашел пока какого-либо объяснения.

Анализ полученной информации позволяет сделать вывод о том, что наблюдаемые процессы требуют дальнейших дополнительных исследований.

Цифровая фотокамера. ИКИ РАН.

1. Создана цифровая камера, обладающая хорошим динамическим диапазоном и достаточным пространственным разрешением. Использовался объектив «Астрар-6» с фокусным расстоянием 18 мм, угловое поле зрения 30°. Разрешение объектива при контрасте 70% и относительном отверстии $\frac{1}{2}$ — не хуже 70 пар линий/мм, экспозиция 80 мкс...250 мс. Съемка проводится в кольцевом цикле наблюдения с запоминанием событий на внутреннюю флэш-память по синхронизации от приборов электромагнитной регистрации одновременных событий.

2. Выполнены крупномасштабные съемки земной поверхности в ночных (рис. 7) и дневных условиях, а также съемки горизонта.

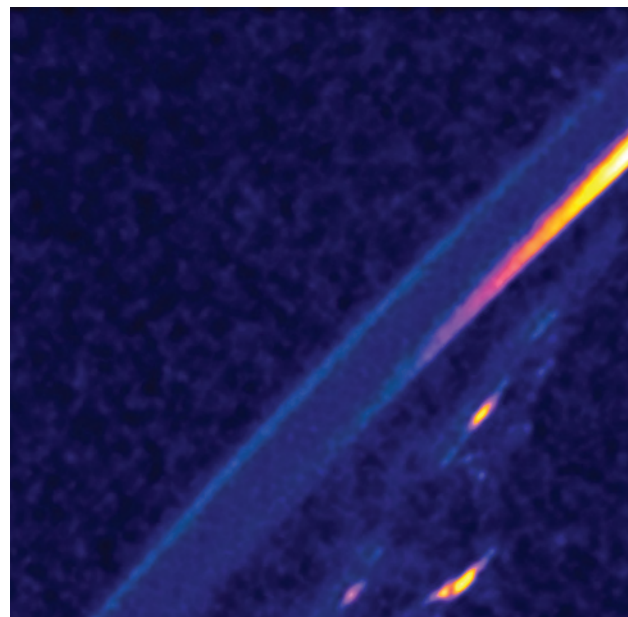


Рис. 7. Цифровая фотокамера. Съемка земной поверхности в ночных условиях

3. Получен опыт работы камеры на МС и ее взаимодействия с другими измерительными приборами. Получена оценка экспонетрических условий для дневной и ночной съемки с микроспутника

Магнитно-волновой комплекс (Венгрия, Россия, Украина).

1. Создана аппаратура для измерения одной электрической (E), двух токовых (I_x , I_y), трех магнитных (B_x , B_y , B_z) компонент плазменно-волновых излучений, обладающая высокой чувствительностью, большим динамическим диапазоном (~ 120 дБ) и высоким разрешением по частоте в диапазоне 0,001...40 кГц.

2. Проведены измерения:

- электронных и ионных вистлеров, характеризующих глобальную грозовую активность и динамику ионосферной плазмы в спокойных и возмущенных геофизических условиях;
- КНЧ электрических флуктуаций, отражающих генерацию колебаний в ионосферном альвеновском резонаторе под воздействием грозных разрядов;
- специфических, редко наблюдаемых ультра-низкочастотных излучений (УНЧ), отражающих мало изученные процессы «просачивания» колебаний из верхней атмосферы в ионосферу, в т. ч. Шумановских резонансов.

3. Создана база данных УНЧ-КНЧ-ОНЧ электромагнитных излучений, отражающих физические процессы, протекающие и воздействующие на ионосферу [10]. Примеры данных в спокойных и возмущенных геофизических условиях приведены на рис. 8.

4. Создается база данных скоординированных наземно-космических экспериментов в целях исследования физических процессов, протекающих в ионосфере под действием природных (в частности, циклоны) и техногенных факторов (наземные электромагнитные и акустические станцы), и условий распространения электромагнитного излучения.

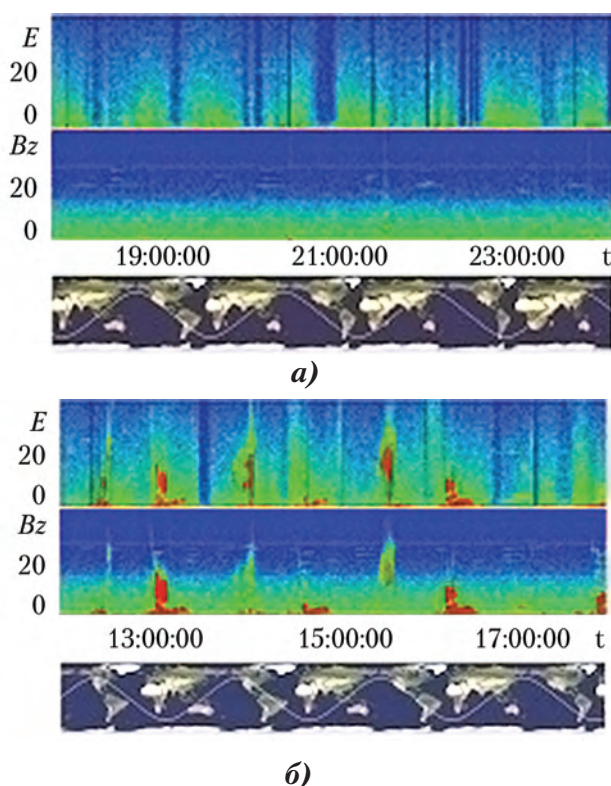


Рис. 8. Верхняя панель — интенсивность электрического поля (E) 0,01...40 кГц; средняя панель — интенсивность магнитного поля (B_z) 0,01...40 кГц; нижняя панель — проекция орбиты «Чибис-М» на земную поверхность. Длительность регистрации (ось X) ~6 ч. Цвет — интенсивность 120 дБ: а — спокойные геомагнитные условия 03.10.2012 г.; б — геомагнитная буря 13.10.2012 г.

Пример данных техногенного фактора — навигационной системы «Альфа» — приведен на рис. 9, где синхронно на МС «Чибис-М» и геофизической обсерватории (ГФО) «Михнево» Института динамики геосфер РАН проявляются излучения «Альфа», работающей циклами длительностью 3,6 с. Циклы начинаются в начале часа. В течение цикла (рис. 9, а) три станции, расположенные в Краснодаре, Новосибирске и Хабаровске, излучают, соответственно, на частотах 11 905, 12 649 и 14 881 Гц монохроматические сигналы длительностью 0,4 с. На рис. 9 видно, что на Земле и в космосе удалось зарегистрировать сигналы на частотах 11 905 и 12 649 Гц. Сигнал на частоте 14 881 Гц зарегистрирован только ГФО.

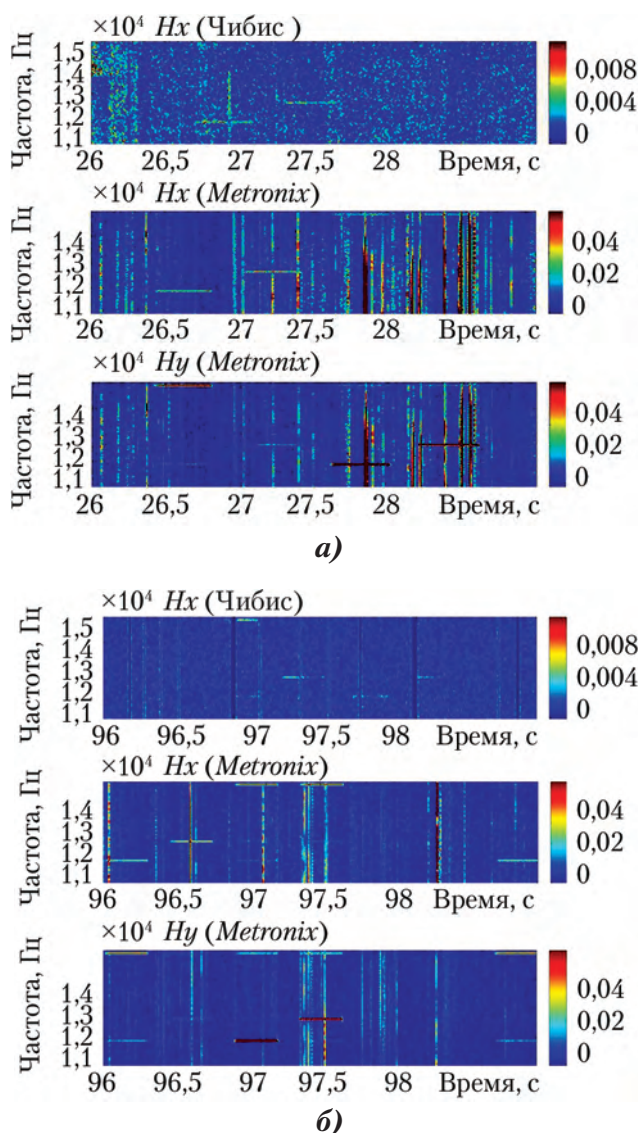


Рис. 9. Скоординированные данные «Чибис-М» (верхняя панель) и геофизической лаборатории «Михнево» (средняя и нижняя панели). Цвет — амплитуда принятых сигналов: а — 18.06.2013 г., начиная с 22:55:26 UT; б — 22.12.2013 г., начиная с 23:38:00 UT

Примечание. H_x , H_y — компоненты магнитного поля по осям x , y соответственно. Частоты оцифровки сигнала (F_s), длительность выборки данных ($NFFT$) и шаг выборки ($Tstep$): H_x (Чибис): $F_s = 78\,125$ Гц, $NFFT = 0,262$ с, $Tstep = 0,01$ с; H_x (Metronix) = H_y (Metronix): $F_s = 65\,536$ Гц, $NFFT = 0,03125$ с, $Tstep = 0,01$ с.

Заключение

Академический микроспутник «Чибис-М» за два с половиной года работы на орбите зарегистрировал несколько сотен событий, связанных с короткими (от десятков микросекунд до сотен миллисекунд) и мощными (сотни джоулей) грозowymi разрядами, регистрируемыми в широком электромагнитном спектре излучений от КНЧ/ОНЧ и радио-, ультрафиолетового и инфракрасного диапазонов до рентгеновского излучения и гамма-всплесков. Экспериментальные данные показали необходимость учета дискретных, фрактальных свойств распределения зарядов и перколяционных эффектов протекания разрядов в неоднородной турбулентной среде грозowych облаков, на которые ранее мало обращали внимание при изучении атмосферного электричества, и механизмов генерации мощных земных гамма-всплесков. Данные о КНЧ/ОНЧ-излучениях в спокойных и возмущенных геомагнитных условиях, характеризующиеся большим динамическим диапазоном и высоким спектральным разрешением, позволяют выделять специфические характеристики ряда ионосферно-магнитосферных резонансов.

Авторы статьи отмечают, что в разработку, создание и вывод на орбиту МС «Чибис-М» внесли особый вклад коллеги и практически соавторы данной статьи из ряда организаций:

ИКИ РАН: Р.Р. Назиров, И.В. Чулков, А.Д. Рябова, А.Е. Третьяков, Л.Д. Белякова, А.М. Бородин, Г.Е. Баранова, А.С. Григорьев;

СКБ КП ИКИ РАН: М.Б. Добриян, А.Н. Наумов, В.В. Летуновский, С.А. Шестаков, С.А. Новиков;

НИИЯФ МГУ им. М.В. Ломоносова: Д.И. Панасюк, С.И. Свертилов, Г.К. Гарипов, И.В. Яшин;

Физический институт им. Лебедева РАН: А.В. Гуревич, М.О. Птицын, К.Б. Зыбин;

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва: В.П. Легостаев, В.А. Соловьев, А.В. Марков, В.П. Коношенко, И.В. Чурило, Д.М. Суринов, В.Н. Голубев, А.Ю. Калери, С.Ю. Новикова, О.В. Демин, А.С. Ермак, С.С. Кириевцев, А.И. Манжелей;

НИИ Центр подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина: С.К. Крикалев, космонавты О.Д. Кононенко и А.Н. Шкаплеров;

НИЛАКТ ДОСААФ (г. Калуга): В.Е. Жук, И.Б. Батов;

НПО машиностроения: А.А. Лизунов, Г.Ф. Реш;

Инженерно-технологический центр СканЭкс: С.О. Карпенко, Н.А. Ивлев.

Список литературы

1. Зеленый Л.М., Гуревич А.В., Климов С.И., Ангаров В.Н., Боднар Л., Гарипов Г.К., Готлиб В.М., Добриян М.Б., Калужный А.В., Карпен-

ко С.О., Козлов В.М., Козлов И.В., Корепанов В.Е., Лизунов А.А., Марков А.В., Назаров В.Н., Новиков Д.И., Панасюк М.И., Папков А.П., Родин В.Г., Свертилов С.И., Суханов А.А., Ференц Ч., Эйсмонт Н.А., Яшин И.В. Академический микроспутник «Чибис-М» (Космический эксперимент «Микроспутник» на Российском сегменте Международной космической станции). Институт космических исследований РАН, ротапринт ИКИ РАН. Москва, 2012. 23 с.

2. Зеленый Л.М., Гуревич А.В., Климов С.И., Ангаров В.Н., Батанов О.В., Богомолов А.В., Богомолов В.В., Вавилов Д.И., Владимиров Г.А., Гарипов Г.К., Готлиб В.М., Добриян М.Б., Долгонос М.С., Ивлев Н.А., Калужный А.В., Каредин В.Н., Карпенко С.О., Козлов В.М., Козлов И.В., Корепанов В.Е., Лизунов А.А., Ледков А.А., Назаров В.Н., Панасюк М.И., Папков А.П., Родин В.Г., Сегеди П., Свертилов С.И., Суханов А.А., Ференц Ч., Эйсмонт Н.А., Яшин И.В. Академический микроспутник Чибис-М // Космические исследования. 2014. Т. 52. № 2. С. 93–105.

3. Nazarov V.N., Nazirov R.R., Zelenyi L.M., Angarov V.N., Batanov O.V., Bodnar L., Eismont N.A., Gotlib V.M., Karedin V.N., Klimov S.I., Korotkov F.V., Kozlov I.V., Ledkov A.A., Melnik A.M., Papkov A.P., Rodin V.G., Ryabova A.D., Shmelauer Ya., Tretiakov A.D. Ground segment and operations for microsatellite «Chibis-M»: Learned lessons, current status and prospective evolutions. Small Satellites for Earth Observation / Ed. Rainer Sandau, Hans-Peter Roeser, Arnoldo Valenzuela // Digest of the 9th International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Berlin, 8–12 April 2013. Berlin, Wissenschaft und Technik Verlag, pp. 217–220.

4. Klimov S.I., Garipov G.K., Gotlib V.M., Gurevich A.V., Pincon J.-L., Svertilov S.I., Zelenyi L.M. The method of study in the ionosphere of the physical processes occurring in highaltitude atmospheric thunderstorms // 2012 USNC-URSI National Radio Science Meeting 4–7 January 2012. Technical program. Boulder, Colorado, USA. P. 7.

5. Klimov S.I., Zelenyi L.M., Gotlib V.M., Karedin V.N., Kozlov I.V., Svertilov S.I., Garipov G.K., Bogomolov V.V., Nazarov V.N., Angarov V.N. On-orbit microsatellite «Chibis-M» testing of the trigger from high-altitude atmospheric discharges // TEPA-2012 conference. Thunderstorms and Elementary Particle Acceleration. Lomonosov Moscow State University, Russia. 09–11 July 2012. Режим доступа: <http://tepa2012.sinp.msu.ru/abstracts/view-submitted-abstract> (дата обращения 19.06.2015 г.).

6. Климов С.И., Пилипенко В.А., Белякова Л.Д., Pincon J.-L., Sauvaud J.-A. Программа скоординированных исследований физических процессов при атмосферных грозowych разрядах

на базе микроспутников «Чибис-М» и TARANIS. Режим доступа: <http://plasma2012.cosmos.ru/sites/plasma2012.cosmos.ru/files/plasma2012-program-0127.pdf> (дата обращения 19.06.2015 г.).

7. Климов С.И. Микроспутники // Программа международной научно-практической конференции «Космические исследования в государствах – участниках СНГ: Интеграция, потенциал развития и правовой аспект» 3–5 октября 2011 г. Секционная дискуссия 2: Космическое образование. ИКИ РАН, Москва. Режим доступа: <http://www.cosmos.ru/oct4/2011/> (дата обращения 19.06.2015 г.).

8. Климов С.И., Зеленый Л.М., Ангаров В.Н., Добриян М.Б., Готлиб В.М., Родин В.Г., Назаров В.Н. Академический микроспутник

«Чибис-М» (КЭ «Микроспутник» на РС МКС) // VI Международный специализированный симпозиум «Космос и глобальная безопасность человечества». Сборник тезисов и программа. Евпатория, Украина, 3–7 сентября 2012. С. 101–103.

9. Гуревич А.В., Зеленый Л.М., Климов С.И. Космическая миссия «Чибис-М» // Экология и жизнь. 2011. № 7(116). С. 50–56.

10. Klimov S.I., Petrukovich A.A., Zelenyi L.M. Global monitoring of the electromagnetic parameters of space weather in the frame of the ISS infrastructure // Proceedings of the 2012 ESA Workshop on Aerospace EMC, 21–23 May 2012, Venice, Italy. P. 9.

Статья поступила в редакцию 18.06.2015 г.

Reference

1. Zelenyi L.M., Gurevich A.V., Klimov S.I., Angarov V.N., Bodnar L., Garipov G.K., Gotlib V.M., Dobriyan M.B., Kalyuzhnyi A.V., Karpenko S.O., Kozlov V.M., Kozlov I.V., Korepanov V.E., Lizunov A.A., Markov A.V., Nazarov V.N., Novikov D.I., Panasyuk M.I., Papkov A.P., Rodin V.G., Svertilov S.I., Sukhanov A.A., Ferents Ch., Eismont N.A., Yashin I.V. Akademicheskii mikrosputnik «Chibis-M» (Kosmicheskii eksperiment «Mikrosputnik» na Rossiiskom segmente Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii) [Academic microsatellite Chibis-M (Space experiment «Mikrosputnik» on the Russian Segment of the International Space Station)]. Institut kosmicheskikh issledovaniy RAN, rotaprint IKI RAN. Moscow, 2012. 23 p.

2. Zelenyi L.M., Gurevich A.V., Klimov S.I., Angarov V.N., Batanov O.V., Bogomolov A.V., Bogomolov V.V., Vavilov D.I., Vladimirova G.A., Garipov G.K., Gotlib V.M., Dobriyan M.B., Dolgonosov M.S., Ivlev N.A., Kalyuzhnyi A.V., Karedin V.N., Karpenko S.O., Kozlov V.M., Kozlov I.V., Korepanov V.E., Lizunov A.A., Ledkov A.A., Nazarov V.N., Panasyuk M.I., Papkov A.P., Rodin V.G., Segedi P., Svertilov S.I., Sukhanov A.A., Ferents Ch., Eismont N.A., Yashin I.V. Akademicheskii mikrosputnik Chibis-M [Academic microsatellite Chibis-M]. Kosmicheskie issledovaniya, 2014, vol. 52, no. 2, pp. 93–105.

3. Nazarov V.N., Nazirov R.R., Zelenyi L.M., Angarov V.N., Batanov O.V., Bodnar L., Eismont N.A., Gotlib V.M., Karedin V.N., Klimov S.I., Korotkov F.V., Kozlov I.V., Ledkov A.A., Melnik A.M., Papkov A.P., Rodin V.G., Ryabova A.D., Shmelauer Ya., Tretiakov A.D. Ground segment and operations for microsatellite «Chibis-M»: Learned lessons, current status and prospective evolutions. Small Satellites for Earth Observation. Eds. Rainer Sandau, Hans-Peter Roeser, Arnoldo Valenzuela. Digest of the 9th International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Berlin, 8–12 April 2013. Berlin, Wissenschaft und Technik Verlag publ., pp. 217–220.

4. Klimov S.I., Garipov G.K., Gotlib V.M., Gurevich A.V., Pincon J.-L., Svertilov S.I., Zelenyi L.M. The method of study in the ionosphere of the physical processes occurring in highaltitude atmospheric thunderstorms. 2012 USNC-URSI National Radio Science Meeting 4–7 January 2012. Technical program. Boulder, Colorado, USA. P. 7.

5. Klimov S.I., Zelenyi L.M., Gotlib V.M., Karedin V.N., Kozlov I.V., Svertilov S.I., Garipov G.K., Bogomolov V.V., Nazarov V.N., Angarov V.N. On-orbit microsatellite «Chibis-M» testing of the trigger from high-altitude atmospheric discharges. TEPA-2012 conference. Thunderstorms and Elementary Particle Acceleration. Lomonosov Moscow State University, Russia. 09–11 July 2012. Available at: <http://tepa2012.sinp.msu.ru/abstracts/view-submitted-abstract> (accessed 19.06.2015).

6. Klimov S.I., Pilipenko V.A., Belyakova L.D., Pincon J.-L., Sauvaud J.-A. Programma skoordinirovannykh issledovaniy fizicheskikh protsessov pri atmosferynykh grozovykh razryadakh na baze mikrosputnikov «Chibis-M» i TARANIS [A program of coordinated studies of physical processes during atmospheric lightning discharges on the basis of microsatellites «Chibis-M» and TARANIS]. Available at: <http://plasma2012.cosmos.ru/sites/plasma2012.cosmos.ru/files/plasma2012-program-0127.pdf> (accessed 19.06.2015).

7. Klimov S.I. Mikrosputniki. Programma mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii «Kosmicheskie issledovaniya v gosudarstvakh – uchastnikakh SNG: Integratsiya, potentsial razvitiya i pravovoi aspekt» 3–5 oktyabrya 2011 g. Sektsionnaya diskussiya 2: Kosmicheskoe obrazovanie. [Microsatellites. The program of international research-to-practice conference «Space Research in the

participant countries of the CIS: Integration, potential for development and legal aspects» 3–5 October 2011. Section discussion 2: Space education]. Moscow, IKI RAN. Available at: <http://www.cosmos.ru/oct4/2011/> (accessed 19.06.2015).

8. Klimov S.I., Zelenyi L.M., Angarov V.N., Dobriyan M.B., Gotlib V.M., Rodin V.G., Nazarov V.N. Akademicheskii mikrosputnik «Chibis-M» (KE «Mikrosputnik» na RS MKS) [Academic microsatellite Chibis-M (Space experiment «Mikrosputnik» on the ISS RS)]. VI Mezhdunarodnyi spetsializirovannyi simpozium «Kosmos i global'naya bezopasnost' chelevechestva». Sbornik tezisov i programma. Evpatoriya, Ukraina, 3–7 september 2012. Pp. 101–103.

9. Gurevich A.V., Zelenyi L.M., Klimov S.I. Kosmicheskaya missiya «Chibis-M» [Space mission Chibis-M]. *Ekologiya i zhizn'*, 2011, no. 7(116), pp. 50–56.

10. Klimov S.I., Petrukovich A.A., Zelenyi L.M. Global monitoring of the electromagnetic parameters of space weather in the frame of the ISS infrastructure. *Proceedings of the 2012 ESA Workshop on Aerospace EMC, 21–23 May 2012, Venice, Italy*. P. 9.

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗУЧЕНИЯ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ЖИВОТНЫХ И ПТИЦ НА ЗЕМЛЕ С ПОМОЩЬЮ АППАРАТУРЫ ICARUS НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МКС

© 2015 г. Беляев М.Ю.¹, Викальски М.², Лампен М.³, Легостаев В.П.¹,
Мюллер У.², Науманн В.³, Тертицкий Г.М.⁴, Юрина О.А.¹

¹Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

²Институт Орнитологии Макса Планка (МПИО)
Vogelwarte Radolfzell Am Obstberg 1 78315 Radolfzell, Германия, e-mail: pr_radolfzell@orn.mpg.de

³СпейсТех
Seelbachstraße 13, D-88090 Immenstaad, Германия, e-mail: info@spacetechn-i.com

⁴Институт географии РАН (ИГ РАН)
Старомонетный пер., 29, г. Москва, Россия, 119017, e-mail: direct@igras.ru

Рассмотрены задачи изучения перемещения животных и птиц на Земле с помощью аппаратуры ICARUS (International Cooperation for Animal Research Using Space) на Российском сегменте Международной космической станции (РС МКС). Кратко охарактеризованы основные методы исследования миграций животных, их преимущества и недостатки. Для дистанционного слежения за перемещением животных чаще всего используются системы регистрации сигналов от радиопередатчиков-маяков, заблаговременно закрепленных на этих животных. Проведен анализ типов существующих передатчиков для изучения передвижения животных. Описана технология проведения планируемых экспериментов с научной аппаратурой ICARUS на РС МКС. Охарактеризован общий вид передатчика, закрепляемого на животном, и его технические характеристики. Описан подход к интеграции бортового оборудования системы ICARUS на РС МКС. Даны технические характеристики антенн бортового оборудования ICARUS. Представлена последовательность этапов соединения передатчика, закрепленного на животном, с бортовым оборудованием. Дано описание банка данных Mongodb для хранения результатов слежения за животными и основных его функций. Рассмотрены задачи исследований с научной аппаратурой ICARUS, представляющие интерес для космического эксперимента «Ураган», выполняемого на РС МКС. Приведены примеры возможных исследований перемещения и миграций животных перед катастрофическими явлениями, изучения распространения опасных для человека вирусных инфекций, передающихся животными, и снижения риска столкновения птиц с воздушными транспортными средствами.

Ключевые слова: перемещение и миграции животных, передатчик, тег, радиотелеметрия, радиослежение, спутниковое слежение, ICARUS, космический эксперимент, РС МКС.

TECHNOLOGY FOR STUDYING MOVEMENTS OF ANIMALS AND BIRDS ON EARTH USING ICARUS EQUIPMENT ON THE RUSSIAN SEGMENT OF THE ISS

Belyaev M.Yu.¹, Wikelski M.², Lampen M.³, Legostaev V.P.¹, Müller U.²,
Naumann W.³, Tertitsky G.M.⁴, Yurina O.A.¹

¹S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

²Max Planck Institute for Ornithology (MPIO)
Vogelwarte Radolfzell Am Obstberg 1 78315 Radolfzell, Germany, e-mail: pr_radolfzell@orn.mpg.de

³SpaceTech GmbHSeelbachstraße 13, D-88090 Immenstaad, Germany, e-mail: info@spacetechn-i.com⁴Institute of Geography RAS (IG RAS)29 Staromonetny lane, Moscow, 119017, Russian Federation, e-mail: remote_sensing@complat.ru

The paper reviews issues involved in the planned study of movements of animals and birds on Earth using ICARUS (International Cooperation for Animal Research Using Space) equipment on the Russian segment of the International Space Station (ISS RS). It discusses principal methods for studying animal migrations, their advantages and drawbacks. It provides an analysis of the existing transmitters for animal movement studies. It describes a procedure for conducting experiments with ICARUS scientific equipment onboard the ISS RS and its configuration. A general view of the tag attached to an animal is provided along with its performance data. It describes an approach to the integration of onboard equipment of the ICARUS system into ISS RS. Performance data for the ICARUS onboard equipment antennas are provided. It describes a sequence of steps for establishing connection between a tag and the onboard equipment. It provides a description of the Movebank databank for storing animal tracking data and its major functions. It discusses the tasks of studies using science equipment ICARUS which is of interest for space experiment Uragan, that is being run on the ISS RS. It provides examples of possible studies of animal movement and migration before natural disasters, study and monitoring of dissemination of virus infections dangerous for human beings that are transmitted by animals, and mitigation of the risk of collisions between birds and air vehicles.

Key words: animal movement and migration, tag, transmitter, radiotelemetry, radio tracking, satellite tracking, ICARUS, space experiment, ISS RS.



БЕЛЯЕВ М.Ю.



ВИКЕЛЬСКИ М.



ЛАМПЕН М.



ЛЕГОСТАЕВ В.П.



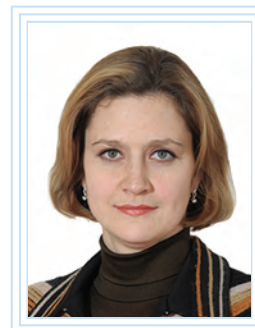
МЮЛЛЕР У.



НАУМАНН В.



ТЕРТИЦКИЙ Г.М.



ЮРИНА О.А.

БЕЛЯЕВ Михаил Юрьевич — доктор технических наук, профессор, заместитель руководителя НТЦ РКК «Энергия», e-mail: mikhail.belyaev@rsce.ru
 BELYAEV Mikhail Yur'evich — Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Deputy Head of STC at RSC Energia, e-mail: mikhail.belyaev@rsce.ru

ВИКЕЛЬСКИ Мартин — доктор наук, профессор университета Констанца, директор МПИО, e-mail: martin@orn.mpg.de
 WIKELSKI Martin — Doctor of Sciences, Professor at the University of Constance, Director of the MPIO, e-mail: martin@orn.mpg.de

ЛАМПЕН Мартин — главный инженер по проектированию миссий и космических аппаратов СпейсТех, e-mail: martin.lampen@spacetechn-i.com

LAMPEN Martin — Senior Engineer Mission and Spacecraft Design at SpaceTech GmbH, e-mail: martin.lampen@spacetechn-i.com

ЛЕГОСТАЕВ Виктор Павлович (1931–2015 гг.) — академик РАН

LEGOSTAEV Viktor Pavlovich (1931–2015 гг.) — RAS academician

МЮЛЛЕР Уши — координатор проекта *ICARUS* от МПИО, e-mail: umueller@orn.mpg.de

MÜLLER Uschi — Project ICARUS Coordinator at MPIO, e-mail: umueller@orn.mpg.de

НАУМАНН Вальтер — доктор наук, руководитель проекта от СпейсТех,

e-mail: walter.naumann@spacetechn-i.com

NAUMANN Walter — Doctor of Sciences, Project Manager at SpaceTech GmbH,

e-mail: walter.naumann@spacetechn-i.com

ТЕРТИЦКИЙ Григорий Маркович — кандидат географических наук, старший научный сотрудник ИГ РАН, e-mail: tertitski@mail.ru

TERTITSKY Grigory Markovich — Candidate of Sciences (Geography), Senior Research Scientist at IG RAS, e-mail: tertitski@mail.ru

ЮРИНА Ольга Александровна — инженер-программист РКК «Энергия», e-mail: olga.yurina@rsce.ru

YURINA Olga Alexandrovna — Software engineer at RSC Energia, e-mail: olga.yurina@rsce.ru

Введение

С 2010 г. действует научное соглашение о сотрудничестве, объединяющее российский эксперимент «Ураган» [1] с германским проектом *ICARUS* (*International Cooperation for Animal Research Using Space* — «Международное сотрудничество в области научных исследований животных с использованием космических технологий») [2]. С учетом данного соглашения Федеральное космическое агентство (Роскосмос), РКК «Энергия» и ИГ РАН совместно с Германским центром авиации и космонавтики (*DLR*), Институтом орнитологии Макса Планка и немецкой компанией СпейсТех проводят работу по запуску на Российский сегмент Международной космической станции (РС МКС) научной аппаратуры (НА) *ICARUS* и проведению совместных исследований. В ноябре 2014 г. было подписано Соглашение между Роскосмосом и *DLR* о реализации данного проекта на российском сегменте МКС. Доставка НА *ICARUS* на РС МКС и начало исследований планируются на 2016 г.

Основными задачами эксперимента с НА *ICARUS* являются:

- экспериментальная отработка НА на борту РС МКС для дальнейшего использования на автоматических космических аппаратах;
- отработка наземного оборудования и улучшение его характеристик в части уменьшения массы передатчика и увеличения мощности сигнала;

- исследование и получение данных о глобальной миграции животных и птиц;

- определение путей миграций потенциальных переносчиков инфекции для отработки глобальной системы предотвращения распространения заболеваний;

- исследования перемещения птиц и животных для мониторинга экологической ситуации и предупреждения катастрофических явлений на планете;

- определение путей миграции птиц для обеспечения безопасности воздушного движения и др.

В настоящее время еще не существует технической системы передачи информации от устройств слежения, установленных на мелких животных, через спутниковую линию связи из любой точки на земной поверхности. Размещение НА *ICARUS* на РС МКС будет первым опытом по созданию такой системы.

Изучение передвижения животных из космоса представляет большой интерес для ученых, занимающихся исследованием мигрирующих видов. Использование НА *ICARUS* на РС МКС позволит понять основные механизмы и способы перемещения птиц во время миграций и определить влияние на них различных факторов окружающей среды.

Антропогенная деятельность нередко приводит к созданию новых условий, являющихся благоприятными для существования одних видов живых организмов и неблагоприятными для других. Изучение поведения и перемещения

животных в результате изменения условий их обитания и количества пищевых ресурсов поможет в целом оценить экологическую ситуацию на планете, а также сохранить биоразнообразие и защитить виды, находящиеся под угрозой исчезновения.

Реализация экспериментов с НА *ICARUS* на РС МКС позволит исследовать влияние изменений климата на стабильность миграционных путей и выяснить места миграционных остановок птиц — дальних мигрантов, зимующих в тропических районах Африки и Азии и гнездящихся на территории европейских стран. Размещение НА *ICARUS* на РС МКС позволит отслеживать перемещение птиц на индивидуальном уровне по всему пути миграции и на местах остановок. Такая информация необходима для изучения уязвимости этих видов к климатическим изменениям во всем их ареале, а также для оценки влияния смены мест зимовок и миграционных путей на эпидемиологическую обстановку.

Миграции диких животных, являющихся переносчиками заболеваний, представляют серьезную угрозу здоровью населения. Лучшее понимание механизмов и путей миграций потенциальных переносчиков инфекций облегчит глобальный прогноз распространения заболеваний и улучшит систему их предотвращения.

Птицы и животные чутко реагируют на изменение условий своего обитания. По данным многих литературных источников, некоторые из них могут предчувствовать природные катастрофические явления. Исследования необычного поведения и перемещений животных перед катастрофами позволят создать систему наблюдения за биопредвестниками и выявлять катастрофические процессы на самой ранней стадии развития с целью их дальнейшего предупреждения и снижения возможного ущерба [3].

Кроме того, миграции птиц часто оказывают негативное воздействие на безопасность движения воздушных судов, особенно вокруг аэропортов и на малых высотах полета летательных аппаратов. Лучшее знание путей миграции птиц поможет повысить уровень безопасности воздушного движения [3].

Таким образом, реализация экспериментов с НА *ICARUS* на РС МКС является весьма актуальным и перспективным проектом, имеющим большую научную и практическую значимость.

Методы изучения перемещения животных

Изучение миграций животных сталкивается со следующими трудностями:

- пути миграций некоторых животных имеют протяженность в сотни и даже тысячи

километров и пролегают через несколько стран или континентов;

- миграционные трассы животных могут проходить как на больших высотах (птицы), так и глубоко под водой (рыбы, черепахи);

- некоторые животные перемещаются в ночное время суток (летучие мыши, птицы);

- многие мигранты отличаются небольшими размерами и большой мобильностью;

- отлов, обработка и мечение животных в большинстве стран строго регламентируется местными и государственными законами, которые исследователи должны знать, соблюдать и получать все необходимые разрешительные документы и лицензии;

- изучение миграций животных на дальние расстояния связано с большими затратами.

Значительный шаг в исследовании миграций животных сделал датский учитель Х. Мортенсен в 1899 г., впервые окольцевавший скворцов цинковыми пластинками [3]. В России аналогичные работы начались в 1907 г. До 1916 г. во всей Российской Империи, от Балтики до Дальнего Востока, было окольцовано 8 746 птиц [4].

До сегодняшнего дня кольцевание совместно с повторным наблюдением и отловом продолжает оставаться одним из самых эффективных и недорогих методов изучения миграций животных на большие расстояния. Однако, эти методы позволяют выявить, в основном, начальные и конечные пункты путей миграций и не дают возможности полностью отследить передвижения животных на протяжении всего пути.

Для получения более частых и регулярных данных о местоположении животных применяются более дорогие методы: радиотелеметрия (радиослежение) и спутниковая телеметрия (спутниковое слежение). Они позволяют определять маршруты перемещения животных по территориям, размер которых варьируется от нескольких сотен метров до нескольких тысяч километров.

Метод радиослежения успешно используется с 1960-х гг. по настоящее время для изучения маршрутов перемещения животных на расстояния от нескольких сотен метров до 10 км [2, 3] и более [5].

Суть метода заключается в следующем. К животному прикрепляется радиопередатчик (тег), испускающий электромагнитный сигнал на ультракоротковолновой частоте. Приемное устройство, настроенное на ту же частоту, что и передатчик, при помощи направленной антенны принимает радиосигнал и определяет направление, откуда он исходит. Сигнал можно отслеживать как с Земли, так и с самолета, и осуществлять это как вручную, так и с помощью автоматизированных устройств —

нескольких связанных между собой антенн и устройства обработки полученной информации, вычисляющего положение радиопередатчика по сигналу, приходящему от той или иной антенны. При радиослежении дополнительно можно получать данные о температуре тела животного, его пульсе и т. п.

К достоинствам метода, помимо более частых и регулярных данных о местоположении животных по сравнению с методами мечения, повторного наблюдения и отлова, можно отнести небольшую массу тега, устанавливаемого на животное — менее одного грамма (минимальная масса около 170 мг [6]). Такие радиопередатчики можно закреплять не только на крупных и мелких животных, но даже на насекомых, например, стрекозах, шмелях [7], бабочках [8] и пчелах [9].

К недостаткам радиотелеметрии следует отнести сложности с отслеживанием большого количества мигрирующих животных на значительные расстояния. Большая чувствительность радиотелеметрической аппаратуры к помехам (электромагнитным, атмосферным и др.) и высокая зависимость интенсивности принимаемого сигнала от расстояния значительно снижают возможности использования данного метода. Для получения точных данных необходимо, чтобы тег находился максимально близко к приемному устройству. Это вынуждает дополнительно использовать воздушное транспортное средство, чтобы следовать за объектами в течение длительного периода времени. Наблюдение с поверхности Земли снижает точность измерений вследствие наличия на пути радиосигнала многочисленных помех и препятствий в виде деревьев, гор и т. п. Кроме этого, к недостатку метода следует отнести его дороговизну.

Единственным надежным подходом к слежению за животными с гарантированным глобальным охватом и постоянным контролем является использование спутниковой телеметрии.

В 1970-е гг. получение телеметрии от крупных животных стало возможным с помощью спутников системы *NIMBUS*, а затем — *ARGOS* (*Advanced Research and Global Observation Satellite*), представляющей собой самую распространенную на сегодняшний день систему спутникового слежения [10].

Масса передатчиков была более килограмма, и их использование было ограничено только очень крупными животными, такими как киты или белые медведи. В 1990-е гг. этот метод впервые был использован в России при реализации российско-американского проекта слежения за белыми медведями на Аляске и Чукотке [11]. В настоящее время спутниковые передатчики

используются в России для слежения за крупными видами редких млекопитающих (тигр, леопард, белый медведь, морж, белуха) и птиц (сапсан, стерх). Более широкое использование данного оборудования в России ограничено высокой стоимостью передатчика и сложностью его обслуживания.

Оборудование французской системы *ARGOS* размещено и функционирует на шести космических аппаратах — американских *NOAA-15*, *NOAA-18*, *NOAA-19*, европейских *METOP-A*, *METOP-B* и индийско-французском *SARAL*, имеющих высоту 850 км над Землей. Каждый из этих аппаратов принимает данные со спутниковых передатчиков *PTT* (*Platform Terminal Transmitter*), закрепленных на животных, находящихся в зоне видимости радиусом 2 500 км. После этого полученная информация передается сети наземных станций, состоящей более чем из 50 информационных центров, где подвергается определенной обработке. Окончательные данные поступают пользователям по сети Интернет.

Местоположение животного, на котором закреплен передатчик *ARGOS*, определяется по Доплеровскому сдвигу частоты радиосигнала. Находясь в зоне видимости, спутник принимает сообщения от передатчика, выполняя измерения частоты в диапазоне 401,62...401,68 МГц, на которой они поступают. Частота радиосигнала зависит от скорости движения космического аппарата относительно *PTT*.

Точность определения положения передатчиков *PTT* составляет 250...1 500 м. В случае, когда такой точности в определении местоположения объекта недостаточно, в составе *PTT* приходится использовать *GPS*-приемники, которые повышают ее значения до 10...100 м.

Сегодня самые легкие спутниковые передатчики *PTT ARGOS* весят 5...22 г, в зависимости от наличия в них *GPS*-приемника. При добавлении *GSM*-элемента, который, связываясь с Глобальной системой мобильной связи, может также передавать данные о местоположении животного прямо на телефон исследователю, масса передатчика увеличивается и становится более 32 г.

Масса передатчика не должна превышать 2...3% от массы тела животного, а в случае мелких видов (<50 г) она может быть увеличена до 3...5%. Таким образом, пятиграммовые теги *ARGOS* можно устанавливать на животных, весящих около 200 г, а 22-граммовые передатчики с *GPS*-приемником — на животных весом ~900 г. Если взять, например, все виды птиц, количество которых составляет ~10 000, то с помощью пятиграммовых тегов можно отследить 1 500 видов, в случае 22-граммовых их количество составит всего ~500 [8]. На рис. 1

представлен график распределения животных (птиц) всего мира по массе тела с возможностью их отслеживания с помощью существующих тегов.

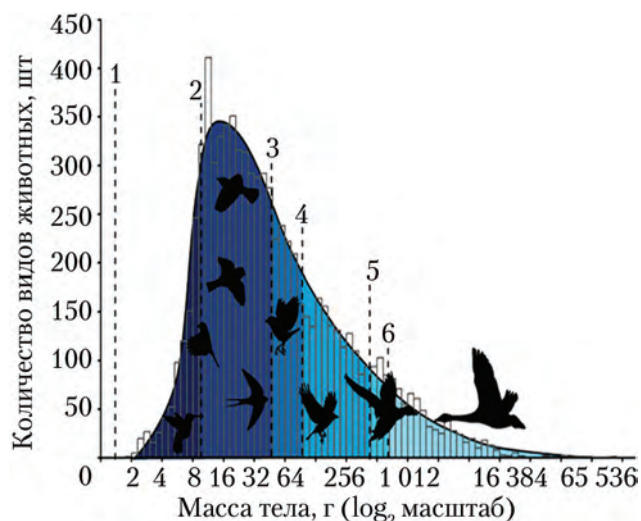


Рис. 1. График распределения животных (птиц) всего мира по массе тела с возможностью их отслеживания с помощью существующих тегов: 1 — радиопередатчики; 2 — геологгеры (0,5 г); 3 — архивные спутниковые логгеры (2,5 г); 4 — передатчики по Доплеру (5 г); 5 — передатчики GPS (22 г); 6 — передатчики GPS + GSM (32 г)

Таким образом, к достоинствам метода спутникового слежения следует отнести:

- глобальный охват;
- получение частых и регулярных данных о местоположении животных;
- более точное определение координат объектов по сравнению с радиослежением;
- возможность отслеживания большого количества мигрирующих видов одновременно;
- отсутствие необходимости постоянно следовать за мигрантами.

К недостаткам можно отнести дороговизну метода и отсутствие возможности отслеживать все виды животных вследствие недостаточно малой массы радиопередатчиков и их относительно большого энергопотребления. Преимущества спутникового слежения перед всеми остальными методами изучения миграций животных очевидны, однако существующие ограничения тормозят развитие работ в этом направлении.

Космические эксперименты с научной аппаратурой ICARUS на РС МКС

Проект ICARUS направлен на создание системы, способной отслеживать из космоса миниатюрные передатчики массой менее пяти граммов, закрепленные на мелких животных. Предполагается, что новая система не заменит уже существующую — ARGOS, а, наоборот, дополнит ее.

Вначале технология слежения за мелкими животными будет отработана на РС МКС.

Пилотируемая орбитальная станция является идеальной платформой для отработки подобной аппаратуры и технологии ее использования. Ежегодно к МКС стартует четыре транспортных корабля (ТК) «Союз» и пять транспортных грузовых кораблей (ТГК) «Прогресс». Это позволяет оперативно доставлять исследовательскую аппаратуру, вспомогательное оборудование, расходные материалы и, при необходимости, запасные части аппаратуры на борт станции. Экипаж РС МКС, состоящий из трех космонавтов, регулярно осуществляет выходы в открытый космос. Во время выполнения такой операции антенны НА ICARUS будут установлены на корпусе служебного модуля РС МКС. Существующие бортовые служебные системы РС МКС и наземная инфраструктура позволят осуществлять управление НА ICARUS, контролировать ее состояние и получать данные о перемещении животных. В случае необходимости, с помощью имеющейся транспортной системы и экипажа станции могут быть в процессе полета уточнены и изменены характеристики используемого оборудования, т. е. РС МКС выступает в роли исследовательской лаборатории для отработки новой перспективной технологии изучения миграции животных и птиц.

Реализация обрабатываемой на МКС технологии слежения за гораздо меньшими по массе животными, нежели те, которых в настоящее время может отследить система ARGOS, внесет весомый вклад в следующее:

- исследование перемещений и миграций животных;
- понимание опасности глобального распространения инфекционных заболеваний, передающихся в результате взаимодействия человека и животных-мигрантов;
- изучение поведения диких животных в меняющихся условиях окружающей среды;
- сохранение биоразнообразия и защиту видов, находящихся под угрозой исчезновения;
- создание системы раннего оповещения о стихийных бедствиях на основе биопредвестников;
- отслеживание и прогнозирование присутствия птиц в районах аэродромов с целью повышения безопасности полетов;
- выявление тенденций к распространению (экспансии) видов и т. д.

Кроме того, проект позволит решить следующие технические проблемы:

- глобальное покрытие тегами земной поверхности для записи треков миграций мелких животных на дальние расстояния;

- одновременная связь спутника с множеством передатчиков, закрепленных на животных;
- малая масса и размер тегов, позволяющих отслеживать перемещения мелких животных;
- продолжительная эксплуатация радио-передатчиков без необходимости их технического обслуживания для отслеживания полного цикла миграций;
- запись внутренних (физиологических) и внешних (окружающей среды) параметров, важных при изучении миграций животных.

Схема проведения и передачи измерений в экспериментах с НА *ICARUS* представлена на рис. 2. После отработки НА на борту орбитальной станции планируется создание системы специализированных спутников, оснащенных НА *ICARUS*.

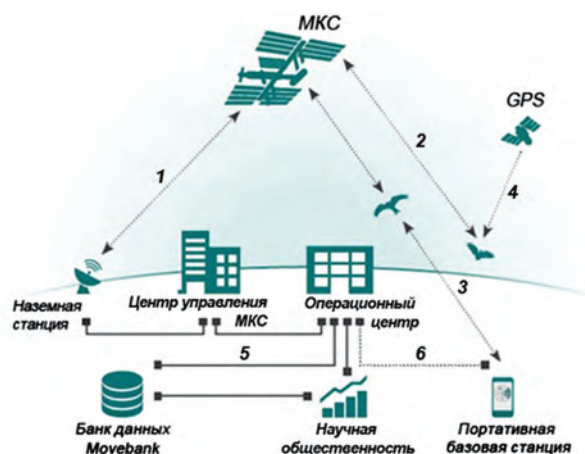


Рис. 2. Схема проведения экспериментов с научной аппаратурой *ICARUS*: 1 — восходящая и нисходящая линии связи РС МКС и наземного сегмента; 2 — восходящая и нисходящая линии связи МКС с тегом; 3 — линия связи тега с РС МКС и переносной базовой станцией; 4 — линия связи системы GPS; 5 — линии связи при передаче полученных данных; 6 — передача вручную данных от переносной станции

Для проведения экспериментов с НА *ICARUS* создаются космический и наземный сегменты.

В состав космического сегмента входит бортовое оборудование, находящееся на РС МКС и включающее в себя электронный блок, приемную и передающую антенны.

В состав наземного сегмента входят:

- теги, прикрепленные к животным — устройства, собирающие научные данные и выполняющие их предварительную обработку;
- переносные базовые станции, обеспечивающие считывание данных с тегов в полевых условиях;
- центр данных пользователя — часть Операционного центра *ICARUS*, координирующая поток и обработку данных пользователя;
- банк данных *Movebank*, предназначенный для хранения данных о перемещении отдельных животных;

- наземное вспомогательное оборудование, обеспечивающее проверку рабочего оборудования наземного сегмента *ICARUS* перед установкой.

Элементы космического сегмента используются в качестве ретранслятора для радиочастотных линий связи между тегом и Центром управления. Передатчики, закрепленные на животных, определяют свое местоположение регулярно через внутренний приемник *GPS*, обеспечивая тем самым возможность записи трека тега с высокой точностью. Двусторонняя связь через радиочастотную линию связи с элементами космического сегмента обеспечивает командное управление передатчиком и считывание с него данных.

Операционный центр осуществляет контроль и анализ функционирования бортового оборудования, он является территориально распределенным и будет функционировать в Германии и России, обеспечивая постоянное взаимодействие между Институтом орнитологии Макса Планка, фирмой СпейсТех, ИГ РАН и РКК «Энергия». Кроме того, этот Центр отвечает за обработку и распространение данных среди научной общественности посредством банка данных *Movebank*.

В качестве дополнения к возможностям космической линии связи, пользователь может осуществлять связь с тегом, используя портативные базовые радиостанции.

Теги системы *ICARUS*

Главной технической задачей эксперимента с НА *ICARUS* является передача небольших пакетов данных между тегом, закрепленным на животном, и приемником на МКС. При этом миниатюрный передатчик должен позволять связываться с бортовым оборудованием *ICARUS* на расстоянии до 800 км для измерения через регулярные промежутки времени своего абсолютного положения при помощи *GPS*-приемника и получения измеряемых значений температур и ускорения, дающих представление о поведении животного. При этом масса тега составляет менее 5 г. Для решения этой сложной задачи в теге применяется интегральная схема специального назначения *ASIC* (*application-specific integrated circuit*), выполняющая основные функции передатчика. *ASIC* оптимизирована под низкое энергопотребление, основными потребителями энергии в ней являются система радиочастотной связи и *GPS*. Срок службы тега составляет не менее девяти месяцев. На рис. 3 представлен общий вид передатчика и основных его элементов.

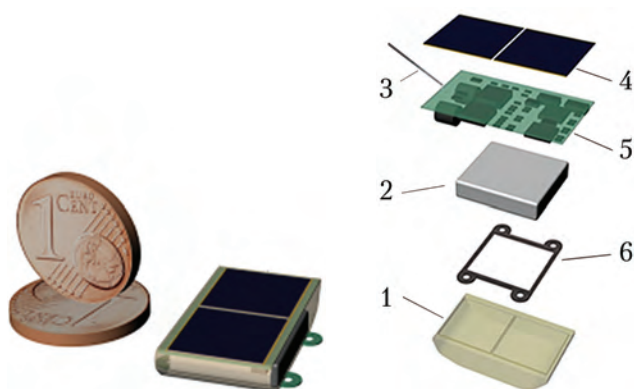


Рис. 3. Общий вид тега и основных его элементов: 1 — корпус; 2 — батарея; 3 — антенна; 4 — солнечные батареи; 5 — электронная плата; 6 — крепление

Основные технические характеристики передатчика:

Масса, г	<5;
Размер, мм	<25×15×5;
Длина антенны, мм	60;
Датчики	GPS-приемник, акселерометр, датчик температуры;

Определение местоположения	GPS/ГЛОНАСС /(Galileo);
Интервал определения местоположения, ч	1 (регулируемый);
Мощность батареи, мВт	20;
Площадь солнечных батарей, см ²	2;
Эффективность солнечных батарей, %	>35;
Мощность солнечных батарей, мВт	90;
Мощность передатчика, мВт	50;
Срок службы конструкции тега, мес.	>9;
Внешний интерфейс:	последовательная синхронная шина IIC (Inter-Integrated Circuit).

Интеграция бортового оборудования ICARUS на РС МКС

Прием сигналов от передатчиков осуществляется антеннами бортового оборудования ICARUS. Команды управления передаются тегу с помощью передающей антенны, а прием сигналов от его передатчика осуществляется приемными антеннами НА ICARUS. При разработке конструкции антенн и их размещении на поверхности РС МКС учитывались вопросы обеспечения прочности, минимизации затенения полей зрения антенн элементами конструкции МКС в течение всего времени выполнения эксперимента, удобства работы космонавтов при монтаже антенн и т. д. На рис. 4 показан один из возможных вариантов размещения антенн НА ICARUS на РС МКС.

Все антенны конструктивно соединяются между собой и образуют моноблок (рис. 4). Моноблок представляет собой единую конструкцию, состоящую из нескольких секций, скрепленных между собой с помощью петель,

которые в крайнем положении защелкиваются и придают жесткость конструкции. Одно из основных требований к конструкции моноблока состоит в том, что в транспортировочном положении он должен проходить в люк ТГК «Прогресс» Ø800 мм. Перед испытаниями на комплексном стенде (КС) РКК «Энергия» на моноблок монтируют специальный замок установки на штангу, поручни и кабели с разъемами для внекорабельной деятельности. Комплексные испытания моноблока на КС проводятся совместно с блоком электроники и бортовыми системами РС МКС.

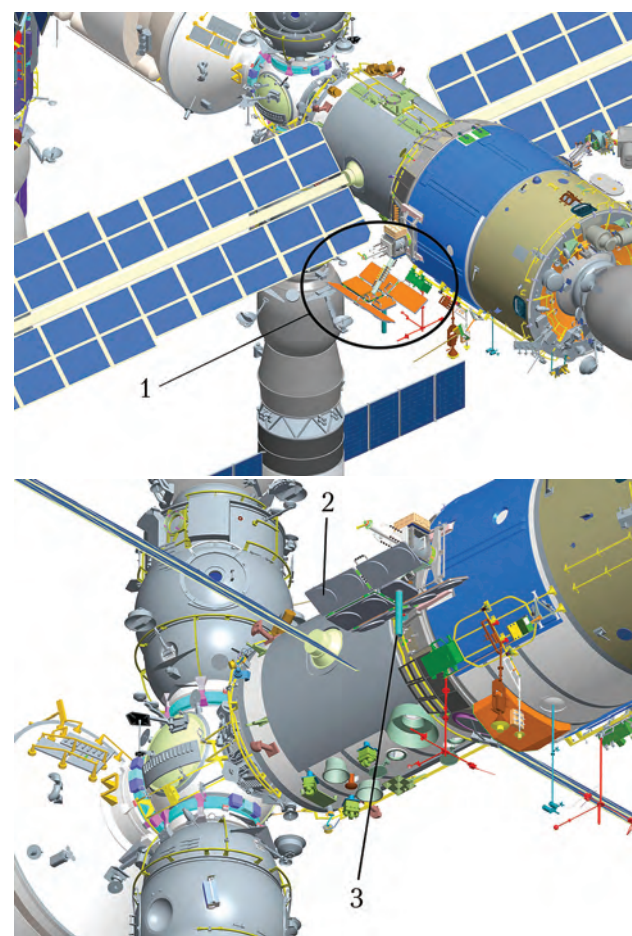


Рис. 4. Размещение бортового оборудования ICARUS на служебном модуле РС МКС: 1 — приемные и передающая антенны НА ICARUS; 2 — приемные антенны; 3 — передающая антенна

Антенны после установки на служебном модуле ориентированы таким образом, что сначала тег попадает в поле зрения передающей антенны НА ICARUS, а затем — приемной. Блок электроники, предназначенный для хранения и обработки данных, установлен внутри гермоотсека. Блок обеспечивает обработку данных для обнаружения и распознавания слабых сигналов в диапазоне частот 401...406 МГц от 500 тегов, находящихся в поле зрения приемных антенн. Внешний вид блока электроники представлен на рис. 5.



Рис. 5. Внешний вид блока электроники

Полет орбитальной станции происходит по почти круговой орбите с наклонением $51,6^\circ$ на высоте ~ 400 км от Земли. В течение суток МКС делает 16 оборотов вокруг земного шара. Конструкция антенн НА ICARUS обеспечивает за 24 ч покрытие $\sim 70\%$ земной поверхности в диапазоне географических широт $\sim \pm 55,5^\circ$ (рис. 6). Полное покрытие земной поверхности в данном диапазоне широт происходит за трое суток.

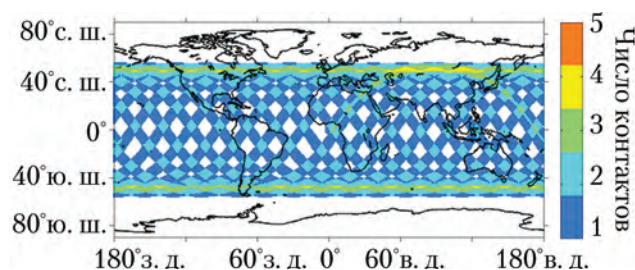


Рис. 6. Суточное покрытие земной поверхности в эксперименте с научной аппаратурой ICARUS

Из рис. 6 видно, что, за счет особенностей траектории полета МКС, на высоких широтах антенны бортового оборудования обеспечивают зону покрытия и число контактов с тегами больше, чем на экваторе.

Основные технические характеристики аппаратуры ICARUS:

Восходящая линия связи (прием данных):

Частота, МГц	401...406;
Ширина полосы, МГц	1,2;
Скорость передачи данных, бит/с	520;
Объем передаваемых данных за один пролет МКС над тегом, бит	1 784;
Метод подключения тега к каналу:	
множественный доступ с кодовым разделением;	
Мгновенная область покрытия поверхности Земли, км	90×800;

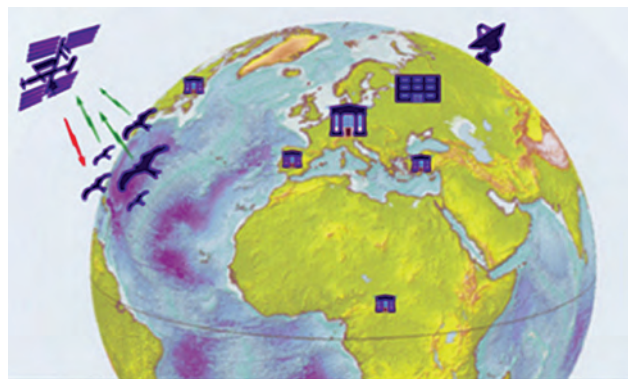
Нисходящая линия связи (передача):

Частота, МГц	467,5...469,5;
Ширина полосы, кГц	50;
Скорость передачи данных, бит/с	656;

Передающая антенна:

Тип	спиральная;
Размер, мм ³	376×376×1 002.

Процесс передачи данных при выполнении исследований с НА ICARUS представлен на рис. 7:



а)



б)



в)

Рис. 7. Общая последовательность передачи данных
Примечание. Описание рис. 7 см. ниже.

а) как только тег, закрепленный на теле животного, попадает в поле зрения антенн НА ICARUS, он начинает периодически принимать сигналы по нисходящей линии связи, отправляя на МКС координаты собственного местоположения и данные датчиков, собранные с момента последнего контакта;

б) бортовое оборудование *ICARUS* сохраняет полученные от передатчика данные до следующего сеанса связи с Землей, а далее передает их с помощью телеметрической системы РС МКС на наземные приемные пункты. После этого через московский центр управления полетом ЦУП-М информация поступает в Операционный центр для последующей обработки и хранения в базе данных;

в) в Операционном центре ученые анализируют полученные данные и при необходимости готовят для передачи на РС МКС команды по перепрограммированию тегов, корректируя параметры конфигурации передатчиков.

Команды из Операционного центра передаются через ЦУП-М бортовому оборудованию (б) и посылаются на тег при следующем контакте с орбитальной станцией после передачи им накопленных данных (а).

На рис. 8 представлена последовательность этапов обеспечения связи тега с бортовым оборудованием, включающая в себя:

1. Спящий режим.

Передатчик находится в режиме низкого потребления энергии и ожидании момента, когда внутренний таймер «разбудит» тег к моменту контакта с МКС.

2. Поиск МКС (запланированный запуск).

После «пробуждения» передатчика, его приемное устройство начинает периодически принимать радиочастотные сигналы для определения присутствия МКС в зоне его видимости.

3. Поиск МКС (периодический прием сигналов).

Режим периодического приема сигналов продолжается до тех пор, пока связь с орбитальной станцией не будет установлена. В случае успешного приема сигнала, передатчик получает последнюю информацию о параметрах орбиты МКС.

4. Вычисление времени передачи данных.

Передатчик определяет свое местоположение относительно МКС, используя параметры орбиты станции и свои собственные GPS-координаты на Земле, а также вычисляет время нахождения тега в зоне видимости приемных антенн бортового оборудования *ICARUS*. После этого приемное устройство передатчика уходит в режим ожидания.

5. Передача данных.

При достижении ожидаемого временного промежутка для сброса информации тег передает сохраненные координаты своего местоположения и данные датчиков.

6. Передача команд.

После передачи данных тег остается некоторое время в режиме приема сигналов, которые могут быть отправлены с бортового оборудования для его перепрограммирования.

7. Уход в спящий режим.

Перед тем как уйти в спящий режим, передатчик вычисляет временной интервал до следующего контакта с МКС. Спящий режим периодически прерывается для определения местоположения тега и снятия показаний его датчиков.

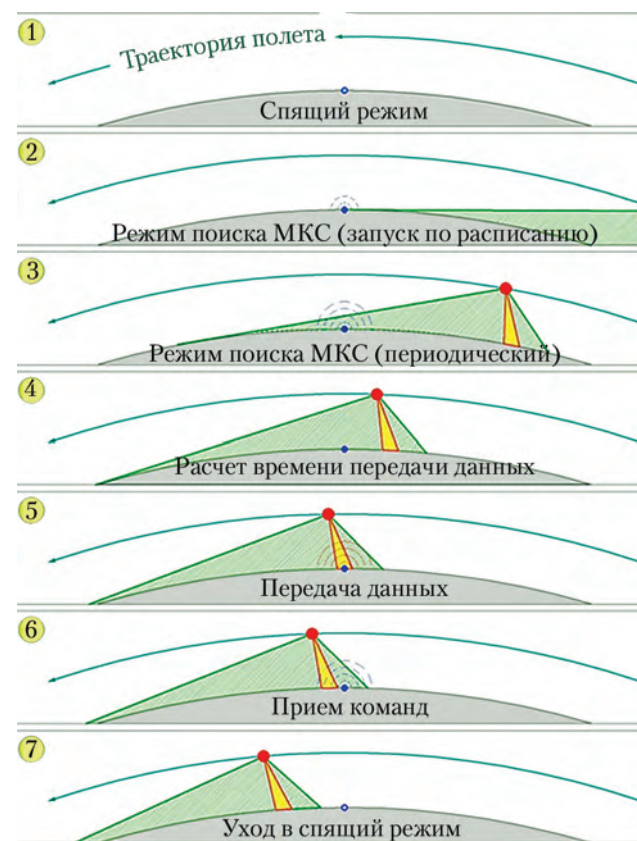


Рис. 8. Последовательность этапов обеспечения связи тега с бортовым оборудованием *ICARUS*

Банк данных *Movebank*

Данные на *ICARUS* передаются с помощью бортовой телеметрической системы РС МКС на Землю при очередном сеансе связи с наземным приемным пунктом. После этого полученные данные поступают в Операционный центр для последующей обработки, передаются участникам эксперимента и далее попадают в банк данных *Movebank* для хранения и автоматически публикуются на сайте movebank.org [12] (рис. 9). Российские ученые, в соответствии с Соглашением по проекту *ICARUS*, имеют доступ к банку данных *Movebank*.

Movebank представляет собой бесплатный онлайн веб-сервис, созданный с целью помочь исследователям эффективно использовать и постоянно накапливать данные о перемещении животных. На этом ресурсе уже сейчас содержатся аналогичные исследования, проведенные методами дистанционного слежения — как с помощью спутниковой

телеметрии, так и *GSM*, а также приведены все пользователи, занимающиеся данной тематикой, с их координатами, публикациями и т. д.



Рис. 9. Веб-сервис movebank.org

Проект *Movebank* поддерживается Институтом орнитологии Макса Планка (ФРГ), Музеем естественных наук Северной Каролины (США) и Университетом города Констанц (ФРГ).

На сегодняшний момент *Movebank* имеет более 3 500 пользователей, которые сохраняют за собой право собственности на данные своих проектов и могут самостоятельно определять уровень доступа к ним для общественности. На сайте *movebank.org* серыми точками на карте обозначены проекты, большая часть информации о которых закрыта, зелеными — те, что открыты.

Movebank предназначен, в первую очередь, для хранения данных слежения, т. е. координат точек перемещения отдельных животных. Помимо этого, он может хранить большое количество атрибутивной информации, например, описание животного и тега, данные измерений, показания различных биодатчиков, закрепленных на животных, информацию об окружающей среде (направление и сила ветра, погодные условия, рост растений, количество экологических катастроф и т. п.), космические

снимки и многое другое. Таким образом, *Movebank* позволяет исследователям выявлять различные факторы, влияющие на перемещение и миграции животных.

Задачи исследований с НА *ICARUS*, представляющие интерес для космического эксперимента «Ураган»

Рассмотрим некоторые задачи с НА *ICARUS*, представляющие интерес для космического эксперимента «Ураган», направленного на изучение катастрофических явлений и экологических проблем [1].

Изучение перемещения животных перед катастрофическими явлениями. Одна из главных задач космического эксперимента «Ураган» — своевременное обнаружение признаков возникновения негативных экологических процессов и катастрофических явлений с последующим предупреждением их развития с целью минимизации возможных жертв и ущерба в будущем. Существует гипотеза, что помочь ученым решить данную задачу могут живые организмы, а точнее, их способность «чувствовать» приближающиеся катастрофы и реагировать на малейшие изменения условий обитания. Так, например, китайские ученые начали систематические исследования необычного поведения животных. Результаты этих исследований сыграли важную роль в предсказании землетрясения с магнитудой 7,3 в Хайчэне 4 февраля 1975 г. [3].

Данный факт послужил началом развития нового направления в науке — биосейсмологии.

Немецкие ученые Института орнитологии Макса Планка также исследовали возможность использования контроля поведения животных в качестве биологических предвестников катастрофических явлений. В 2013 г. с использованием *GPS*-передатчиков и датчиков измерения ускорения в трех направлениях им удалось выявить, что полудикие козы на Сицилии за шесть часов до начала извержения на вулкане Этна значительно изменили свое поведение. Результаты этого исследования были запатентованы под названием *DAMN (Disaster Alert Mediation using Nature — «Оповещение о стихийных бедствиях посредством использования природы»)* [13].

Эксперименты с НА *ICARUS* позволят отслеживать необычные перемещения животных перед стихийными бедствиями и при резко меняющихся условиях окружающей среды.

Изучение и контроль распространения опасных для человека вирусных инфекций, передающихся животными. Многие животные постоянно мигрируют на большие расстояния,

и некоторые из них становятся переносчиками вирусных инфекций, опасных для человека.

Так, например, в марте 2014 г. в Западной Африке были зафиксированы первые случаи заболевания самой крупной и сложной вспышки вируса Эболы со времен его обнаружения в 1976 г. По данным Всемирной организации здравоохранения, на 21.11.2014 г. заболело 15 351 и умерло 5 459 человек, что больше, чем во всех остальных вспышках болезни, вместе взятых [14]. Болезнь распространяется между странами, начавшись в Гвинее и перекинувшись через сухопутные границы в Сьерра-Леоне и Либерию, воздушным транспортом — в Нигерию и наземным — в Сенегал.

Согласно работе [15], в распространении вируса подозреваются три вида крыланов — молотоглав (*Hypsignathus monstrosus*), малый ошейниковый крылан (*Myonycteris torquata*) и эполетовый крылан Франке (*Epotops franqueti*).

Крыланы имеют небольшой вес, очень мобильны и сезонно кочуют в зависимости от наличия пищи, могут мигрировать на расстояния от нескольких десятков до нескольких сотен километров.

Для изучения и контроля распространения вируса Эбола, в первую очередь, необходимо знать пути миграций переносчиков болезней.

Использование информации от НА ICARUS о перемещении животных позволит предупредить и свести к минимуму риск распространения среди людей таких особо опасных заболеваний, как, например, Эбола.

Снижение риска столкновения птиц с воздушными транспортными средствами. В последнее время в связи с изменением климата и экологическими проблемами меняются миграционные маршруты птиц. Многие из них нередко попадают в зону действия некоторых крупных аэропортов, создавая риск возникновения авиакатастроф. Изучение перемещения и миграций птиц в данных районах позволит снизить риск их столкновения с воздушными транспортными средствами [3].

Опасность, исходящая от птиц, непостоянна во времени и имеет значительные сезонные отличия, что связано с течением различных процессов в годовом цикле жизнедеятельности птиц и, скорее всего, связана с влиянием климатических факторов.

В весенние месяцы, в связи с массовыми миграционными перемещениями у птиц, риск столкновений с ними возрастает. В России максимальная опасность для полетов приходится на июль. Высокие показатели столкновений с птицами характерны также для августа, сентября и особенно октября, затем следует снижение риска [3].

Активность птиц на протяжении суток также меняется. Большинство видов активны в светлое время суток, а также в утренние и вечерние сумерки.

Согласно [3], высота, на которой происходили столкновения, например, в 2002–2005 гг., составляла: 0...100 м — 84% от всех случаев; 101...400 м — 8,5%; 401...1 000 м — 3,8%; более 1 000 м — 3,8%. Отсюда следует, что наибольшая опасность столкновения существует при взлете и посадке воздушных транспортных средств.

Получение данных о перемещениях и миграциях птиц в районах, расположенных рядом с аэропортами, позволит повысить безопасность движения летательных аппаратов и снизить риски их столкновений с птицами.

Заключение

В 2016 г. в рамках программы эксперимента «Ураган» на борту РС МКС планируется начать исследования с научной аппаратурой ICARUS, направленные на создание системы, способной отслеживать из космоса миниатюрные передатчики, закрепленные на мелких животных, с целью исследования и получения данных о перемещении живых организмов в глобальном масштабе.

Главной задачей исследований является создание функционирующей системы передачи данных между большим количеством передатчиков, закрепленных на животных, и бортовой аппаратурой слежения. После отработки системы на орбитальной станции она будет реализована на специализированных автоматических космических аппаратах.

Создание в рамках проекта ICARUS передатчика с GPS-приемником, имеющего массу менее пяти граммов, позволит получать данные о перемещении и миграции животных с массой тела менее 200 г. Данная информация поможет в решении различных экологических проблем, изучении изменения климата, сохранении биоразнообразия, контроле распространения инвазивных видов и инфекционных заболеваний, предотвращении катастрофических явлений, обеспечении безопасности воздушного движения и др.

Список литературы

1. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Легостаев В.П., Рязанцев В.В., Юрина О.А. Особенности проведения и использования результатов съемок земной поверхности, выполняемой экипажами Российского сегмента МКС // Космическая техника и технологии. 2015. № 1. С. 17–30.

2. Holland R.A., Thorup K., Wikelski M.C. *Where the wild things go* // *Biologist — Institute of Biology. SCOPUS. November 2007. Vol. 54. № 4. P. 214–219.*

3. Юрина О.А. Использование информации о перемещении животных для изучения катастрофических явлений и экологических проблем с РС МКС // XLVIII Научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (г. Калуга, 17–19 сентября 2013 г.). Тезисы докладов. Казань: Изд-во Казанского ун-та, 2014. С. 193–215.

4. Рахилин В.К. Начало кольцевания птиц в нашей стране. Историко-биологические исследования. Вып. 8. 1980. С. 202–228.

5. Kenward R.E. *A Manual for wildlife radio tagging*. 2nd ed. New York. Academic Press, 2001. 350 p.

6. Roach J. *Tiny radio tags offer rare glimpse into bees' universe* // *National Geographic Magazine*. 14 November 2008. Режим доступа: <http://news.national.geographic.co.uk/news/2008/11/081114-bees-radio-tracking-missions.html> (дата обращения 16.10.2014 г.).

7. Holden C., Blackburn L. *Tag team* // *Science*. 11 August 2006. Vol. 313. № 5788. P. 780–781.

8. Wikelski M., Hartl Ph., Wehr A. *Tiere auf Wanderschaft* // *Biotelemetrie. Thema Mobilitat*.

Akademie Aktuell, Heft 3 — Ausg. 2012. № 42. P. 18–21.

9. Scott J. *Tracking Honeybees to Save Them* // *Nautilus*. 29 April 2014. P. 1–6.

10. *Argos User's Manual. Worldwide tracking and environment monitoring by satellite*. 2013. 63 p.

11. Garner G.W., Amstrup S., Stirling I., Belikov S.E. *Habitat considerations for polar bears in the North Pacific Rim*. *Trans. North Amer. Wildl. Nat. Res. Conf.* 59. 1994. P. 111–120.

12. Kranstauber B., Cameron A., Weinzerl R., Fountain T., Tilak S., Wikelski M., Kays R. *The Movebank data model for animal tracking*. *Environ. Model. Softw.* 26, 2011. P. 834–835.

13. E. Maier. *A Four-Legged Early-Warning System* // *MaxPlanckResearch Magazine*. 2014. № 2. P. 58–63.

14. *Ebola Response Roadmap Situation Report Update*. World health organization. 21 November 2014. 4 p.

15. Pigott D.M., Golding N., Mylne A., Huang Zhi, Henry A.J., Weiss D.J., Brady O.J., Kraemer M., Smith D.L., Moyes C.L., Bhatt S., Gething P.W., Horby P.W., Bogoch I.I., Brownstein J.S., Mearns S.R., Tatem A.J., Khan K., Hay S.I. *Mapping the zoonotic niche of Ebola virus disease in Africa* // *eLife*. 08 September 2014. № 04395. 48 p.

Статья поступила в редакцию 29.06.2015 г.

References

1. Belyaev M.Yu., Desinov L.V., Karavaev D.Yu., Legostaev V.P., Ryazantsev V.V., Yurina O.A. *Osobennosti provedeniya i ispol'zovaniya rezul'tatov s'emok zemnoi poverkhnosti, vypolnyaemoy ekipazhami Rossiiskogo segmenta MKS* [Features of imaging the Earth surface and using the results of the imaging made by the ISS Russian Segment crews]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2015, no. 1(8), pp. 17–30.

2. Holland R.A., Thorup K., Wikelski M.C. *Where the wild things go*. *Biologist — Institute of Biology. SCOPUS. November 2007, vol. 54, no. 4, pp. 214–219.*

3. Yurina O.A. *Ispol'zovanie informatsii o peremeshchenii zhivotnykh dlya izucheniya katastroficheskikh yavlenii i ekologicheskikh problem s RS MKS* [Using information about animal migration to study catastrophic phenomena and environmental problems from the ISS RS]. *XLVIII Nauchnye chteniya, posvyashchennye razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idei K.E. Tsiolkovskogo. Sektsiya «Problemy raketnoi i kosmicheskoi tekhniki»* (Kaluga, 17–19 September 2013). *Tezisy dokladov. Kazan', Kazansky un-t publ.*, 2014, pp. 193–215.

4. Rakhilin V.K. *Nachalo kol'tsevaniya ptits v nashei strane. Istoriko-biologicheskie issledovaniya* [How the birdbanding in our country began]. 1980, issue 8, pp. 202–228.

5. Kenward R.E. *A Manual for wildlife radio tagging*. 2nd ed. New York, Academic Press publ., 2001. 350 p.

6. Roach J. *Tiny radio tags offer rare glimpse into bees' universe*. *National Geographic Magazine*. 14 November 2008. Available at: <http://news.national.geographic.co.uk/news/2008/11/081114-bees-radio-tracking-missions.html> (accessed 16.10.2014).

7. Holden C., Blackburn L. *Tag team*. *Science*, 11 August 2006, vol. 313, no. 5788, pp. 780–781.

8. Wikelski M., Hartl Ph., Wehr A. *Tiere auf Wanderschaft*. *Biotelemetrie. Thema Mobilitat. Akademie Aktuell, Heft 3 — Ausg. 2012, no. 42, pp. 18–21.*

9. Scott J. *Tracking Honeybees to Save Them*. *Nautilus*, 29 April 2014, pp. 1–6.

10. *Argos User's Manual. Worldwide tracking and environment monitoring by satellite*, 2013, 63 p.

11. Garner G.W., Amstrup S., Stirling I., Belikov S.E. *Habitat considerations for polar bears in the North Pacific Rim*. *Trans. North Amer. Wildl. Nat. Res. Conf.* 59, 1994, pp. 111–120.

12. Kranstauber B., Cameron A., Weinzerl R., Fountain T., Tilak S., Wikelski M., Kays R. *The Movebank data model for animal tracking*. *Environ. Model. Softw.* 26, 2011, pp. 834–835.

13. E. Maier. *A Four-Legged Early-Warning System*. *MaxPlanckResearch Magazine*, 2014, no. 2, pp. 58–63.
14. *Ebola Response Roadmap Situation Report Update*. World health organization, 21 November 2014, 4 p.
15. Pigott D.M., Golding N., Mylne A., Huang Zhi, Henry A.J., Weiss D.J., Brady O.J., Kraemer M., Smith D.L., Moyes C.L., Bhatt S., Gething P.W., Horby P.W., Bogoch I.I., Brownstein J.S., Mearns S.R., Tatem A.J., Khan K., Hay S.I. *Mapping the zoonotic niche of Ebola virus disease in Africa*. *eLife*, 08 September 2014, no. 04395, 48 p.

УДК 629.784.051:531.7:681.518.3

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ МИКРОУСКОРЕНИЙ НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

© 2015 г. Обыденников С.С.¹, Титов В.А.¹, Волков О.Н.²

¹Центральный научно-исследовательский институт машиностроения (ЦНИИмаш)
Ул. Пионерская, 4, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070,
e-mail: corp@tsniimash.ru

²Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070,
e-mail: post@rsce.ru

Приведены причины необходимости создания бортовой информационно-измерительной системы для контроля и диагностики микроускорений на пилотируемых космических комплексах, и описан путь ее создания, начиная от орбитальных комплексов «Салют-6», «Салют-7» и включая этап эксплуатации Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС). Даны примеры проблем, возникших при регистрации уровней микроускорений на пилотируемых комплексах измерителями ускорений первого поколения: акселерометрами линейными оптическими и измерителями микроускорений ИМУ-128. Приведена конструкция и дано описание первого элемента информационно-измерительной системы на РС МКС: цифрового измерителя микроускорений ИМУ-Ц, обеспечивающего с 2011 г. по настоящее время мониторинг микроускорений на борту РС МКС. Дан ряд полученных с помощью ИМУ-Ц результатов, и сделаны выводы о необходимости совершенствования информационно-измерительной системы. Предложены пути совершенствования информационно-измерительной системы, которые могут быть использованы как на существующих, так и на перспективных пилотируемых космических комплексах.

Ключевые слова: орбитальные комплексы, квазистатические микроускорения, мониторинг микрогравитационной обстановки, датчики микроускорений, динамические операции.

DATA MEASUREMENT SYSTEM FOR MONITORING AND DIAGNOSTICS OF MICROACCELERATIONS ONBOARD THE INTERNATIONAL SPACE STATION RUSSIAN SEGMENT

Obydennikov S.S.¹, Titov V.A.¹, Volkov O.N.²

¹ Central Research Institute of Machine Building (TsNIImash)
4 Pionerskaya str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation,
e-mail: corp@tsniimash.ru

²S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation,
e-mail: post@rsce.ru

The paper makes a case for development of a Data Measurement System (DMS) to monitor and diagnose microaccelerations onboard manned space stations. It describes the evolution of DMS designs, starting with space stations Salyut-6, Salyut-7 and including the operational phase of the International Space Station Russian Segment (ISS RS). It provides examples of problems that were occurring when

microacceleration levels onboard space stations were measured using the first-generation acceleration meters: linear optical accelerometers and microacceleration meters IMU-128. It describes the design of the first DMS element onboard the ISS RS: the Digital MicroAcceleration Meter (DMAM), which has been monitoring microaccelerations onboard the ISS RS since 2011. The paper discusses some of the results obtained using the DMAM, and draws the conclusion about the need to improve the DMS. It proposes ways to improve the DMS, which can be used both onboard the existing and future manned space stations.

Key words: orbital complexes, quasistatic microaccelerations, microgravity environment monitoring, microacceleration sensors, dynamic operations.



ОБЫДЕННИКОВ С.С.



ТИТОВ В.А.



ВОЛКОВ О.Н.

ОБЫДЕННИКОВ Станислав Степанович — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦНИИмаш, e-mail: obstas@mail.ru

OBYDENNIKOV Stanislav Stepanovich — Candidate of Science (Engineering), Lead Research Scientist at TsNII mash, e-mail: obstas@mail.ru

ТИТОВ Василий Александрович — кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник ЦНИИмаш, e-mail: titovva4@yandex.ru

TITOV Vasily Alexandrovich — Candidate of Science (Physics and Mathematics), Leading Research Scientist at TsNII mash, e-mail: titovva4@yandex.ru

ВОЛКОВ Олег Николаевич — заместитель начальника отдела — начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: oleg.n.volkov@rsce.ru

VOLKOV Oleg Nikolaevich — Deputy Head of Department – Chief of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: oleg.n.volkov@rsce.ru

Введение

Знание уровней микроускорений на борту пилотируемых космических комплексов (ПКК), их спектрального состава и пространственного распределения — необходимое условие эффективного использования ПКК для решения научных и прикладных задач, а также контроля остаточного ресурса конструкции.

Исследование распределения и динамики полей остаточной микрогравитации в различных частотных диапазонах, их зависимость от режимов функционирования систем и агрегатов МКС позволяет изучить основные закономерности распространения энергии вибровозмущений на борту орбитальных комплексов, уточнить математические модели и динамические характеристики различных сборок МКС.

Реальное представление о микроускорениях, фактически действующих на борту ПКК, можно получить в результате их непосредственного измерения в условиях орбитального полета с регистрацией измеренных значений, передачей результатов на Землю для дальнейшей обработки с привлечением методов математического анализа [1].

Проблемы мониторинга источников микроускорений на ПКК

Динамическая обстановка на борту ПКК характеризуется сложной комбинацией квазипостоянных микроускорений и микровибраций. Их частотный спектр простирается от 0,01 Гц и менее до нескольких сотен герц, а амплитудные значения изменяются от $10^{-6}g$ до $10^{-1}g$. Таким образом, очевидна сложность

задачи создания бортовой информационно-измерительной системы (ИИС) для контроля и диагностики микроускорений во всех диапазонах возмущений.

Первые элементы такой системы были установлены еще на орбитальных станциях «Салют-6», «Салют-7» и «Мир», сначала в виде датчиков микроускорений АЛО (акселерометров линейных оптических), а затем и в виде датчиков ИМУ-128 (измерителя микроускорений), разработчиком которых является один из авторов статьи [2]. Особенностью этих датчиков было то обстоятельство, что необходимая частота опроса датчиков микроускорений (100–200 Гц) обеспечивалась только в зонах непосредственного приема информации, т. е. в зонах работы российских наземных пунктов, которые охватывали незначительную часть полета ПКК. При планировании динамических операций, таких как стыковка и расстыковка космических кораблей, коррекция орбиты ПКК, это обстоятельство учитывалось, и благодаря этому была собрана обширная информация по уровням микроускорений большинства динамических операций. Недостаток измерительных средств частично был компенсирован применением методов математического моделирования [3, 4].

На первом этапе функционирования МКС для инструментального контроля уровня микроускорений на борту модулей РС МКС в составе функционально-грузового блока (1998 г.) и служебного модуля (2000 г.) были установлены те же измерители микроускорений АЛО и ИМУ-128, что и на станции «Мир», имеющие те же проблемы с регистрацией измерений. Датчики ИМУ-128 были размещены в пяти сечениях служебного модуля (СМ) и пяти сечениях функционально-грузового блока [4].

Схема расположения акселерометров и источников возмущений на борту служебного модуля приведена на рис. 1.

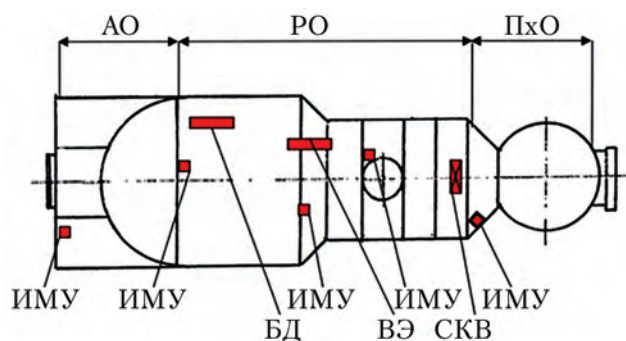


Рис. 1. Характерные источники вибропроцессов и расположение измерителей микроускорений (ИМУ): АО — агрегатный отсек; РО — рабочий отсек; ПхО — переходной отсек; БД — безовая дорожка; ВЭ — велоэргометр; СКВ — система кондиционирования воздуха

С использованием датчиков АЛО и ИМУ-128 было проведено большое количество измерений, результаты анализа некоторых из них приведены в публикациях [5, 6].

Однако для проведения длительного мониторинга уровней микроускорений, позволяющего определять уровни микроускорений во время периодов поддержания ориентации на двигателях РС МКС (до пяти часов), сна экипажа (9,5 ч), мониторинга уровней микроускорений за сутки (24 ч) необходимо было создание аппаратуры, имеющей собственное записывающее устройство (ЗУ) с достаточной для регистрации этих режимов емкостью и частотой опроса, не уступающей частоте опроса при пролете над наземным пунктом. Для оперативного контроля за уровнем микроускорений также необходим высокоскоростной канал передачи информации с борта РС МКС на Землю, который на этапе строительства РС МКС отсутствовал.

Еще одной проблемой для контроля за уровнем микроускорений на МКС с помощью датчиков АЛО и ИМУ-128 стала технология проведения динамических операций на РС МКС вне зоны российских наземных пунктов, под контролем средств Американского сегмента. Через американские средства контроля передавался ряд параметров российских систем, например, системы управления движением и навигацией, контролирующей такие динамические операции, как стыковки, расстыковки космических кораблей, коррекции орбиты и т. д. Научная информация с российских датчиков микроускорений не вошла в перечень параметров, передаваемых через американские средства контроля. Таким образом, на этапе строительства РС МКС даже контроль за уровнем микроускорений при динамических операциях не мог быть реализован в полном объеме. Частично эта проблема решалась за счет использования американских измерителей микроускорений, например таких, как датчики MAMS [7].

ИМУ-Ц — первый элемент системы мониторинга микроускорений на РС МКС

К аппаратуре, которая решает большинство вышеперечисленных задач и фактически является первым элементом ИИС на борту РС МКС, можно отнести прибор ИМУ-Ц, работающий в составе малого исследовательского модуля № 1 (МИМ-1) с 2011 г. В этом приборе разработчик аппаратуры ИМУ-128 постарался модернизировать ее таким образом, чтобы обеспечить круглосуточный мониторинг уровней микроускорений на МКС.

Прибор ИМУ-Ц, так же как ИМУ-128, обеспечивает измерение микроускорений, действующих вдоль трех взаимно перпендикулярных осей. В нем применяются три ортогонально расположенных блока датчиков, представляющих собой инерционную систему, в которой используется автоматическое уравнивание входного ускорения с помощью обратного преобразователя. Прибор ИМУ-Ц конструктивно выполнен в виде моноблока (рис. 2).

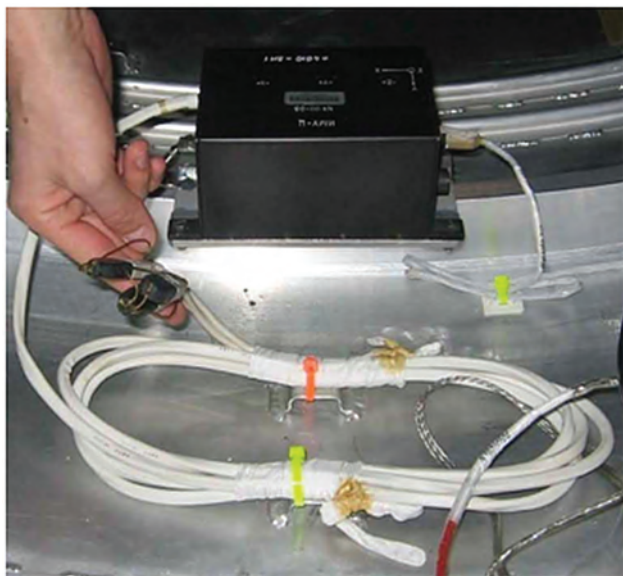


Рис. 2. Вид прибора ИМУ-Ц с кабелем данных и тремя разъемами для копирования данных по каждой из осей

Схема датчика микроускорений ИМУ-Ц представлена на рис. 3.

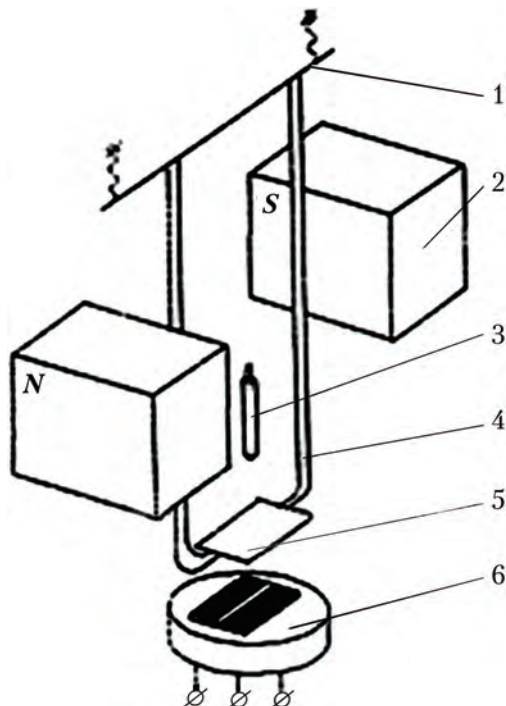


Рис. 3. Схема датчика микроускорений ИМУ-Ц: 1 — торсион; 2 — постоянные магниты; 3 — светодиод; 4 — рамка обратной связи; 5 — инертная масса; 6 — фотодиод

В чувствительном элементе (инертной массе 5) датчика происходит уравнивание инерционных сил, возникающих при действии ускорений, направленных вдоль оси чувствительности датчика, силой взаимодействия тока в рамке 4 (катушке обратной связи) с полем постоянного магнита. Рамка с чувствительным элементом закреплена на торсионе 1.

Инертная масса расположена на рамке обратной связи таким образом, что полностью перекрывает излучение светодиода 3, падающее на дифференциальный фотоприемник при отсутствии ускорения. Сигнал разбалансировки фотоприемника, появляющийся при повороте рамки, вызывается действующим ускорением. Этот сигнал подается на операционный усилитель. Для расширения динамического диапазона датчика микроускорений организована обратная связь, ток которой создает усилие, компенсирующее ускорение. В момент уравнивания сил, действующих на чувствительный элемент датчика, величина тока в катушке обратной связи пропорциональна ускорению, действующему по направлению оси чувствительности, а направление тока соответствует знаку ускорения.

Прибор содержит три идентичных измерительных канала, соответствующих ортогональным осям X , Y , Z .

Для визуального контроля работоспособности ИМУ-Ц в бортовых условиях, так же как и в ИМУ-128, предусмотрены светодиодные индикаторы на верхней панели прибора.

Отличием ИМУ-Ц от ИМУ-128 является запись измеряемых микроускорений с частотой дискретизации 8 кГц на внутреннее запоминающее устройство. Суммарное время работы ИМУ-Ц с сохранением всей записанной информации — не менее 70 ч, что позволяет фиксировать любой вид динамической операции, включая внекорабельную деятельность и занятия экипажа физкультурой. Для сброса информации и освобождения памяти прибора экипаж подсоединяет ИМУ-Ц к бортовому ноутбуку через USB -порт. Для каждого канала X , Y , Z предусмотрен свой USB -порт.

Каждый из трех чувствительных элементов имеет индивидуальную тарировочную характеристику, представленную в паспорте прибора в виде таблиц.

Для проверки работоспособности всего измерительного тракта, включая датчик микроускорений, в полетных условиях проводят тестирование, которое осуществляется подачей на рамку датчика калиброванного синусоидального напряжения частотой 8 Гц от синусоидального генератора при соответствующем

сигнале с платы управления. Амплитуда калибровочного синусоидального сигнала соответствует ускорению $\pm 0,04 \text{ м/с}^2$. Точное значение ускорения для каждого канала X , Y , Z указывается в паспорте на прибор.

Также новым элементом ИМУ-Ц, по сравнению с ИМУ-128, является электронное устройство, которое вырабатывает сигналы включения аналого-цифрового преобразователя (АЦП) в соответствии с требуемым алгоритмом работы. Через 85 с после подачи питания АЦП переводится в режим записи измерительной информации. Время записи разбивается на треки длительностью 20 мин. Перед окончанием каждого трека включается на 15 с генератор синусоидального калибровочного сигнала. Запись прекращается после выключения питания. Если питание отключено до завершения трека, то данный укороченный трек в памяти АЦП не фиксируется.

Проверка и калибровка ИМУ-Ц проводилась на экспериментальной базе ЦНИИмаш в условиях земной гравитации. При этом измерялись:

- коэффициент преобразования (чувствительность);
- амплитудно-частотная характеристика (АЧХ);
- фазочастотная характеристика (ФЧХ);
- собственный шум акселерометра при отсутствии ускорения;
- ток потребления акселерометра.

Коэффициент преобразования определялся путем использования ускорения земной гравитации g . При отклонении маятниковой подвески от вертикали на угол α на инертную массу — рамку — действует поперечная составляющая силы тяжести, обусловленная величиной постоянного ускорения a , действующего по оси чувствительности датчика

$$a = g \sin \alpha$$

В диапазоне измерения микроускорений $10^{-5} \dots 10^{-1} \text{ м/с}^2$ акселерометр ИМУ-Ц имеет линейную амплитудную характеристику (зависимость выходного сигнала от входного ускорения).

Для определения АЧХ акселерометра использовалась система возбуждения механических колебаний чувствительного элемента сигналом переменного тока низкой частоты. АЧХ определялась на фиксированных частотах.

Для определения ФЧХ акселерометра также использовалась внутренняя система возбуждения механических колебаний рамки сенсорного механизма на фиксированных частотах в диапазоне $0 \dots 60 \text{ Гц}$ от генератора синусоидального тока. При изменении частоты от нижнего граничного значения до верхнего при постоянной амплитуде заданного сигнала от генератора синхронно

регистрировались выходные сигналы генератора и акселерометра. По результатам измерений определялось запаздывание выходного сигнала акселерометра относительно сигнала задающего генератора в градусах для каждого канала X , Y и Z .

Полученные результаты по основным метрологическим характеристикам показали, что акселерометр ИМУ-Ц обеспечивает измерение квазистатических и вибрационных микроускорений (регистрация ускорения по трем взаимно ортогональным составляющим) в диапазоне амплитуд $10^{-5} \dots 10^{-1} \text{ м/с}^2$ с разрешением $1 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$ в частотном диапазоне $0,01 \dots 50 \text{ Гц}$.

Технические характеристики акселерометра ИМУ-Ц следующие:

Диапазон измеряемых ускорений, м/с^2	$10^{-5} \dots 10^{-1}$;
Порог чувствительности, м/с^2	10^{-6} ;
Частотный диапазон измерений, Гц	$0,01 \dots 50$;
Разрядность слова информации, бит	16;
Частота дискретизации, кГц	8;
Время записи информации до полного заполнения ЗУ, ч	70;
Канал связи с внешним ПК	USB;
Напряжение питания, В	$28,5^{+0,5}_{-0,5}$;
Потребляемый ток, А	не более 0,2;
Габариты, мм	$180 \times 107 \times 75$;
Масса, кг	не более 1,2.

Результаты обработки получаемой с ИМУ-Ц информации

На рис. 4–8 представлены результаты обработки получаемой с помощью прибора ИМУ-Ц информации, выполненные одним из авторов статьи, В.А. Титовым.

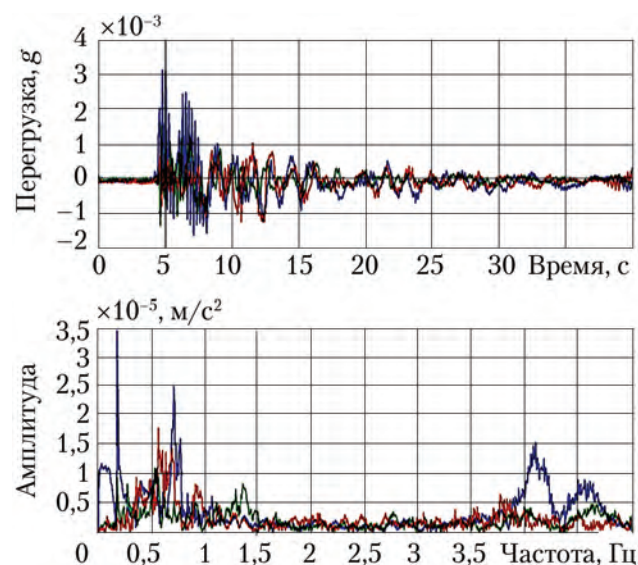


Рис. 4. Временные зависимости перегрузок, зафиксированные датчиком ИМУ-Ц, и их спектры Фурье при стыковке орбитального корабля Atlantis 10.07.2011 г. к стыковочному порту РМА2

Примечание. — X_{PC} ; — Y_{PC} ; — Z_{PC} .

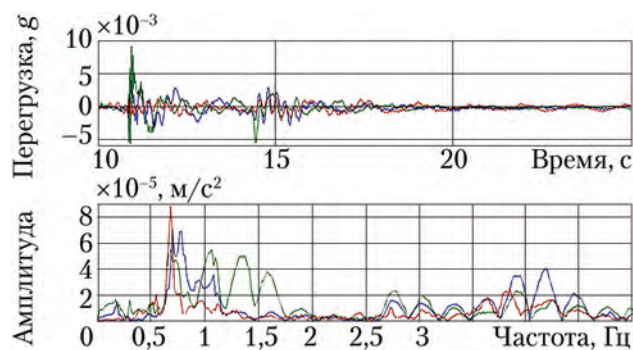


Рис. 5. Временные зависимости перегрузок, зафиксированные датчиком ИМУ-Ц, и их спектры Фурье при стыковке транспортного грузового корабля «Прогресс» 11.02.2012 г. к стыковочному порту СО-1

Примечание. — X_{PC} ; — Y_{PC} ; — Z_{PC} .

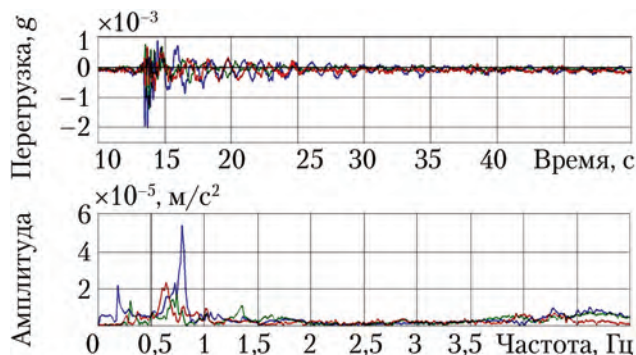


Рис. 6. Временные зависимости перегрузок, зафиксированные датчиком ИМУ-Ц, и их спектры Фурье при расстыковке корабля ATV-3 от агрегатного отсека служебного модуля 29.02.2012 г.

Примечание. — X_{PC} ; — Y_{PC} ; — Z_{PC} .

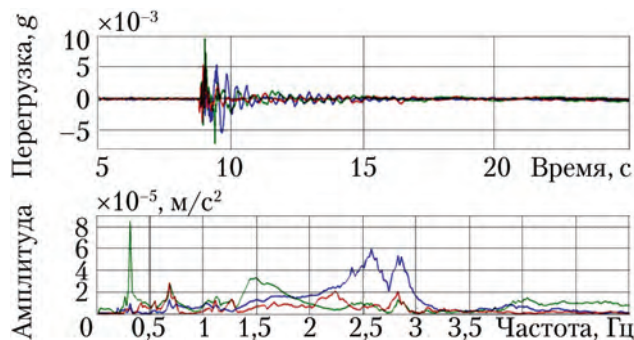


Рис. 7. Временные зависимости перегрузок, зафиксированные датчиком ИМУ-Ц, и их спектры Фурье при расстыковке транспортного пилотируемого корабля «Союз» 19.11.2012 г. от узла МИМ-1

Примечание. — X_{PC} ; — Y_{PC} ; — Z_{PC} .

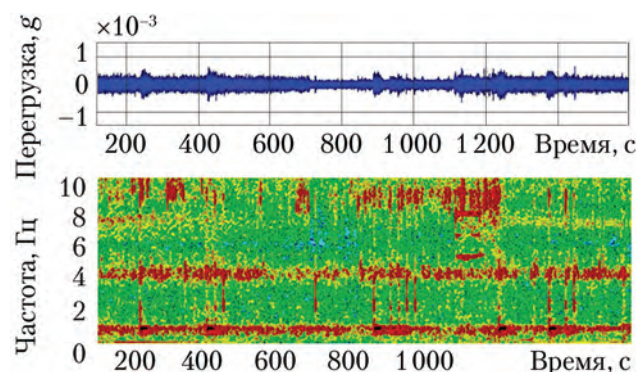


Рис. 8. Временная зависимость и спектрограмма ускорений, зафиксированных акселерометром ИМУ-Ц в ходе сеанса мониторинга микрогравитационного фона 25.05.2012 г. на борту МИМ-1

На рис. 9 представлен график аппроксимации затухающей временной зависимости колебаний микроускорений, зафиксированной в ходе отстыковки транспортного корабля 16.09.2011 г. от стыковочного агрегата МИМ-1, определяемой выражением вида

$$A(t) \approx \sum_k A_k \exp(-\delta_k \lambda_k (t - t_0)) \times \cos \left(2\pi \lambda_k \sqrt{1 - \frac{\delta_k^2}{4\pi^2}} (t - t_0) + \varphi_k \right),$$

где A — амплитуда колебаний; λ_k — выявленные собственные частоты конструкции МКС в текущей конфигурации; δ_k — отвечающие им декременты колебаний; t_0 — время события; t — время (после события); φ_k — фазовая константа.

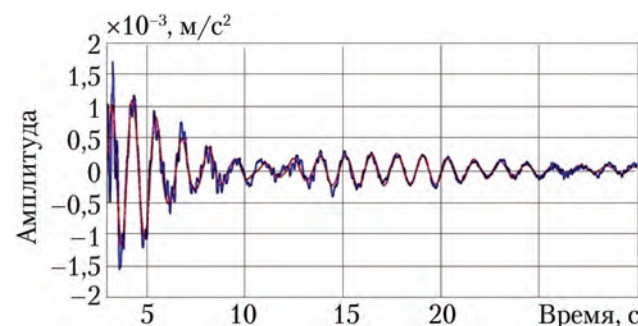


Рис. 9. Аппроксимация для двухчастотного процесса ($\lambda_1 = 0,75$ Гц; $\delta_1 = 0,1$ и $\lambda_2 = 0,8$ Гц; $\delta_2 = 0,148$) затухающей временной зависимости колебаний перегрузок, зафиксированной в ходе отстыковки транспортного пилотируемого корабля «Союз» 16.09.2011 г. от стыковочного агрегата МИМ-1

Примечание. — исходный сигнал; — аппроксимация.

С помощью ИМУ-Ц удастся регистрировать не только уровень микроускорений при всех видах динамических операций, но и нагрузку на корпус станции, вызываемую физическими упражнениями экипажа на всех видах тренажеров. Кроме того, как видно из приведенных графиков, ИМУ-Ц не только фиксирует уровни микроускорений по каждой из осей МКС, но и позволяет изучить основные закономерности распространения энергии микроускорений по частотам и определить характерные для каждой динамической операции частоты.

Если сравнивать уровни микровозмущений при стыковке транспортного грузового корабля «Прогресс» к стыковочному порту СО-1 11.02.2012 г. и при стыковке орбитального корабля Atlantis 10.07.2011 г. к стыковочному порту PMA2, то это значения одного порядка ($9 \times 10^{-3}g$ и $3 \times 10^{-3}g$ соответственно), хотя события разнесены на десятки метров. Такая же картина наблюдалась и при расстыковке транспортного пилотируемого корабля «Союз» 16.09.2011 г. и при расстыковке корабля ATV-3 29.02.2012 г. ($1,7 \times 10^{-3}g$ и $1,9 \times 10^{-3}g$ соответственно). Таким образом,

ИМУ-Ц в большой степени выполняет функцию мониторинга микроускорений на РС МКС, фиксируя все виды динамических операций, а также позволяет исследовать временное затухание колебаний каждого вида динамических операций (см. рис. 9).

Заключение

В настоящее время, когда принято решение о продлении функционирования МКС до 2024 г., необходимость контроля динамического ресурса конструкций модулей РС МКС существенно возрастает. Задачей текущего дня является фиксация микроускорений во всех местах приложения динамических нагрузок на конструкцию станции и во всех местах проведения исследований, чувствительных к уровням микроускорений. Решить эту задачу с помощью только одного жестко закрепленного датчика, даже обладающего достоинствами ИМУ-Ц, невозможно, так как распределение возмущений существенно зависит от места измерений [7]. Поэтому прогноз уровней микроускорений в еще не вошедшем в состав РС МКС многоцелевом лабораторном модуле представляется трудно осуществимой задачей. А ведь именно там планируется разместить основное количество научной аппаратуры, чувствительной к уровням микроускорений.

Чтобы решить эту задачу, авторы статьи предлагают создать новую измерительную аппаратуру на базе уже апробированной аппаратуры ИМУ-Ц, которая обеспечит следующие возможности:

- ее перенос, крепление и проведение измерений в различных (требуемых) местах РС МКС с помощью экипажа;
- синхронизация измеренных микроускорений с исследуемыми динамическими операциями и научными исследованиями;
- проведение совместных калибровочных измерений микроускорений с ранее установленной аппаратурой, включая, возможно, и датчики измерения микроускорений, установленные на Американском сегменте МКС.

Таким образом, задача по созданию информационно-измерительной системы для контроля и диагностики микроускорений на РС МКС будет решена.

Список литературы

1. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рябуха С.Б. Микровозмущения на Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 14–24.
2. Обыденников С.С. Методы и средства контроля научной аппаратуры для изучения состояния микрогравитации // Космонавтика и ракетостроение. 2005. Вып. 2(39). С. 137–147.
3. Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тянь Т.Н. Определение микроускорений на орбитальных комплексах «Салют-6» и «Салют-7» // Космические исследования. 1986. Т. 24. № 3. С. 337–344.
4. Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Сазонов В.В., Сарычев В.А., Стажков В.М. Математическое моделирование и измерение микроускорений на орбитальной станции «Мир» // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 1994. № 5. С. 5–14.
5. Беляев М.Ю., Обыденников С.С., Брюханов Н.А., Рябуха С.Б., Стажков В.М., Лукьященко А.В. Микровозмущения, возникающие в процессе эксплуатации Российского сегмента Международной космической станции // Космонавтика и ракетостроение. 2007. Вып. 1(46). С. 121–129.
6. Беляев М. Ю., Волков О. Н., Рябуха С. Б. Микровозмущения на Международной космической станции при динамических операциях // Космические исследования. 2013. Т. 51. № 4. С. 303–307.
7. Kenol Jules, McPherson Kevin, Hrovat Kenneth, Eric Kelly, Reckart Timothy, Inc. Principal Investigator Microgravity Services (PIMS), «International Space Station Increment-4/5, Microgravity Environment Summary Report, December 2001 to December 2002» // Microgravity Environment Program, National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. 371 p.

Статья поступила в редакцию 10.03.2015 г.

References

1. Belyaev M.Yu., Volkov O.N., Ryabukha S.B. Mikrovozmushcheniya na Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii [Microdisturbances on the International Space Station]. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 3, pp. 14–24.
2. Obydennikov S.S. Metody i sredstva kontrolya nauchnoi apparatury dlya izucheniya sostoyaniya mikrogravitatsii [Methods and means of monitoring scientific equipment for studying the state of microgravity]. Kosmonavtika i raketostroyeniye, 2005, issue 2(39), pp. 137–147.

3. Sarychev V.A., Belyaev M.Yu., Sazonov V.V., Tyan T.N. *Opredelenie mikrouskorenii na orbital'nykh kompleksakh «Salyut-6» i «Salyut-7»* [Determining microaccelerations on orbital complexes Salyut-6 and Salyut-7]. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1986, vol. 24, no. 3, pp. 337–344.

4. Belyaev M.Yu., Zykov S.G., Sazonov V.V., Sarychev V.A., Stazhkov V.M. *Matematicheskoe modelirovaniye i izmereniye mikrouskorenii na orbital'noi stantsii «Mir»* [Math simulation and measurement of microaccelerations onboard Mir space station]. *Izvestiya RAN. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1994, no. 5, pp. 5–14.

5. Belyaev M.Yu., Obyedennikov S.S., Bryukhanov N.A., Ryabukha S.B., Stazhkov V.M., Luk'yashchenko A.V. *Mikrovozmushcheniya, vznikayushchie v protsesse ekspluatatsii Rossiiskogo segmenta Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii* [Microaccelerations occurring during operation of the Russian Segment of the International Space Station]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*, 2007, issue 1(46), pp. 121–129.

6. Belyaev M. Yu., Volkov O. N., Ryabukha S. B. *Mikrovozmushcheniya na Mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii pri dinamicheskikh operatsiyakh* [Microdisturbances on the International Space Station during dynamic operations]. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2013, vol. 51, no. 4, pp. 303–307.

7. Kenol Jules, McPherson Kevin, Hrovat Kenneth, Eric Kelly, Reckart Timothy, Inc. *Principal Investigator Microgravity Services (PIMS), «International Space Station Increment-4/5, Microgravity Environment Summary Report, December 2001 to December 2002»*. *Microgravity Environment Program, National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio*. 371 p.

ПРИМЕНЕНИЕ ЛАЗЕРНОГО ВЫСОТОМЕРА В КАЧЕСТВЕ РЕЗЕРВНОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ПРИ СБЛИЖЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТЕ

© 2015 г. Старовойтов Е.И.¹, Zubov N.E.^{1,2}

¹Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

²Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (МГТУ им. Н.Э. Баумана) 2-я Бауманская ул., 5, г. Москва, Российская Федерация, 105005, e-mail: mail@bmstu.ru

Предлагается использование лазерного высотомера в качестве резервного измерителя при ручном управлении сближением космических аппаратов (КА) на окололунной орбите. Представлены технические характеристики лазерных и радиолокационных приборов, используемых для измерений при управляемом спуске на поверхность планеты и при сближении КА. Выполнен анализ требований к лазерным высотомерам, предъявляемых к измерительным средствам, используемым при сближении КА. Проведены энергетические расчеты дальности измерений, выполненные с учетом характеристик пассивного КА и требований лазерной безопасности. Рассмотрены методы защиты фотоприемного устройства от перегрузки отраженным сигналом. Определена зависимость ослабления оптического аттенюатора от дальности измерений, обеспечивающего защиту фотоприемного устройства при наличии близкорасположенных диффузно отражающего пассивного КА и углового отражателя. Полученные результаты показывают принципиальную возможность применения лазерного высотомера для ручного управления сближением КА на окололунной орбите.

Ключевые слова: лазерный высотомер, лазерная локационная система, космический аппарат, ручное управление сближением, резервирование.

USING LASER ALTIMETER AS A BACKUP MEASURING DEVICE DURING SPACECRAFT RENDEZVOUS IN LUNAR ORBIT

Starovoytov E.I.¹, Zubov N.E.^{1,2}

¹S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

²Bauman Moscow State Technical University (Bauman MSTU) 5 2nd Bauman Street, Moscow, 105005, Russian Federation, e-mail: mail@bmstu.ru

The paper proposes using laser altimeter as a backup measuring device during manual control of spacecraft rendezvous in lunar orbit. It presents engineering specifications of laser and radar devices used for taking measurements during controlled descent onto the planetary surface, and during spacecraft rendezvous. An analysis was conducted of the requirements for laser altimeters as measuring devices in support of spacecraft rendezvous. Energy-based calculations of the measuring range were performed, taking into account the characteristics of the passive spacecraft and laser safety requirements. The paper discusses the methods of protecting the photodetector against saturation with the reflected signal. A relationship was identified between the level of attenuation provided an optical attenuator and the measuring distance, which protects the photodetector in close proximity to a diffusely reflecting passive spacecraft and a retroreflector. The obtained results demonstrate the feasibility of using a laser altimeter for manual control of spacecraft rendezvous in lunar orbit.

Key words: laser altimeter, laser ranging system, spacecraft, manual control of rendezvous, redundancy.



СТАРОВОЙТОВ Е.И.



ЗУБОВ Н.Е.

СТАРОВОЙТОВ Евгений Игоревич — кандидат технических наук, старший научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
 STAROVOYTOV Evgeny Igorevich — Candidate of Science (Engineering), Senior Research Scientist at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

ЗУБОВ Николай Евгеньевич — доктор технических наук, заместитель руководителя НТИ РКК «Энергия», декан факультета РКТ МГТУ им. Н.Э. Баумана, e-mail: nikolay.zubov@rsce.ru
 ZUBOV Nikolay Evgen'evich — Doctor of Science (Engineering), Deputy Director of STC at RSC Energia, Dean of the Faculty of Rocket and Space Technology of the Bauman MSTU, e-mail: nikolay.zubov@rsce.ru

Введение

Пилотируемые экспедиции на Луну включают в себя операции управляемого спуска (посадку) на лунную поверхность взлетно-посадочного комплекса (ВПК), его последующий старт, сближение и стыковку с орбитальным кораблем (ОК) для возвращения экипажа и полезного груза на Землю. Для управления этими операциями, наряду с радиолокационными системами (РЛС) и радиационными измерителями, могут использоваться лазерные приборы. Измерения дальности до подстилающей поверхности и вертикальной скорости при спуске выполняются бортовыми лазерными высотомерами (ЛВ) [1], а определение координат ОК и измерение скорости сближения с ним выполняются бортовыми лазерными локационными системами (ЛЛС) [2].

В предыдущих работах [1, 2] рассматривалась оптимизация массы и энергопотребления ЛВ и ЛЛС, предназначенных для управления спуском и сближением космических аппаратов (КА) на окололунной орбите. Но для применения этих приборов требуется решить дополнительные технические задачи.

В частности, полеты вне околоземной орбиты требуют высокой надежности работы всех систем ВПК и ОК, обеспечивающих безопасное возвращение экипажа на Землю. Актуальными являются всесторонний анализ надежности лазерных приборов и разработка способов ее повышения [3].

В общем случае, обеспечить резервирование ЛЛС достаточно сложно. Оптико-механические

узлы практически не резервируются. Дублирование электронных и электромеханических узлов увеличивает их массу более чем в два раза, а потребляемая мощность возрастает в еще большей мере, чем кратность резервирования, из-за введения дополнительных устройств диагностики.

Наиболее простое решение заключается в установке на борту ВПК двух одинаковых ЛЛС, но такой вариант может быть неприемлем из-за ограничений массы, габаритов и потребляемой мощности бортовой аппаратуры. Кроме того, роль активного КА при сближении, в зависимости от ситуации, может выполняться как ВПК, так и ОК, как это было реализовано в программе «Аполлон» [4].

Для повышения надежности целесообразно установить измерители параметров сближения на обоих КА, при этом ВПК должен иметь резервный измеритель, предназначенный для ручного управления сближением. Тогда в случае отказа ЛЛС ВПК может быть выведен на дальность от ОК не более 1,5 км за счет средств автономной навигации [5].

В этой связи представляет интерес использование в качестве резервного измерителя прибора, аналогичного по принципу действия и конструкции бортовой ЛЛС, — бортового ЛВ, предназначенного для управления спуском на лунную поверхность. В рассматриваемом случае экипаж с помощью ЛВ может определить дальность и скорость продольного относительного движения и осуществить ручное сближение.

Для исследования возможностей резервирования ЛЛС за счет ЛВ сравним основные характеристики радиолокационных и лазерных

приборов (табл. 1), используемых для управления спуском, сближением и стыковкой космического аппарата.

Таблица 1

Технические характеристики радиолокационных и лазерных приборов для управления спуском, сближением и стыковкой

Прибор	Измеряемые дальности	Погрешность измерения дальности, м	Погрешность измерения скорости, м/с	Расходимость зондирующего излучения	Частота обновления информации, Гц	Потребляемая мощность, Вт	Масса, кг
Посадочный доплеровский радиолокатор ¹ [4]	12 км	0,01...168,00	0,002...16,500	7,5°	—	132	19,6
Доплеровский измеритель скорости и дальности ² [6]	0,5...4 000 м	0,06...80,05	0,050...0,450	—	—	—	—
ЛВ-В ² [6] (ЛВ)	1...60 км	3,00	—	0,29 мрад	1	—	—
LIDAR ³ [7] (ЛВ)	0,05...50,00 км	1,00	—	1,70 мрад	1	22	3,7
Imaging LIDAR ⁴ [8] (ЛВ)	10...5 000 м	0,02...5,00	—	—	1	60	10
РЛС сближения ¹ [4]	25 м...740 км	25...150	0,300	—	—	160	33
Imaging LIDAR ⁵ [8] (ЛЛС)	1...5 000 м	0,02...1,00	—	—	1	45	7

Примечание. ¹ — использованы в программе «Аполлон» на борту Лунного модуля; ² — разработаны для КА «Фобос-грунт»; ³ — использовался на борту КА *Hayabusa* при спуске на астероид Итокава; ⁴ — вариант, предложенный для управления спуском КА на Луну и Марс; ⁵ — вариант, предложенный для управления сближением и стыковкой КА вне околоземной орбиты; ЛВ — лазерный высотомер; РЛС — радиолокационные системы.

Как видно из табл. 1, основные характеристики ЛВ и ЛЛС отличаются незначительно. Дополнительно стоит отметить, что особенностью конструкции большинства ЛВ является большой диаметр приемной оптической апертуры (до 0,5 м) и узкая диаграмма расходимости зондирующего пучка. Сравнительные характеристики бортовых ЛВ разных конструкций более подробно представлены в работе [1].

Оценка возможностей использования ЛВ в качестве резервного измерителя при сближении ВПК с ОК на окололунной орбите

Наведение зондирующего пучка ЛВ должно выполняться путем разворота ВПК, выполняемого вручную экипажем по изображению ОК, формируемому телекамерой или оптико-визуальным прибором, аналогично тому, как осуществляется наведение прибора ЛСДК [9].

При использовании в ЛВ узкого зондирующего пучка могут возникнуть сложности при наведении на ОК, который на большой дальности имеет малый видимый угловой размер, т. е. представляет собой так называемый точечный объект.

Особенно трудно навести на точечный объект прибор типа ЛВ-В [6], у которого четыре зондирующих пучка, распределенных в конусе с углом при основании 2° (один пучок в центре и три по краям), каждый из которых

имеет расходимость 0,29 мрад. При штатной работе прибора измерения выполняются во всех четырех каналах.

Поэтому при использовании ЛВ для резервирования ЛЛС целесообразно увеличить расходимость зондирующего пучка до 1...6 мрад, а в многоканальной схеме предусмотреть специальный режим работы, когда измерения снимаются только с одного канала.

Средства автономной навигации ВПК обеспечивают точность предварительного выведения 1,5 км, а для надежного перекрытия диапазона измеряемых дальностей ЛВ и коррекции средств автономной навигации максимальная измеряемая дальность принимается равной 5,0...7,0 км (как при использовании ручных лазерных дальномеров на борту КА типа «Союз»).

Дальность измерений ЛВ, предназначенных для управления спуском на поверхность планет, при одинаковой энергии импульса превышает дальности, измеряемые ЛЛС при сближении. Это объясняется тем, что подстилающая поверхность планеты равномерно заполняет все поле зрения приемного канала, и дальность измерений пропорциональна квадратному корню из энергии зондирующего импульса.

Измеряемая ЛВ дальность оценивается по выражению [10]

$$D = \sqrt{\frac{E_z d_{\text{пр}}^2 \rho_n \tau_{\text{пр}}}{4qE_{\text{пор}}}}, \quad (1)$$

где E_z — энергия зондирующего импульса; $d_{\text{пр}}$ — диаметр входного зрачка приемного объектива; q — отношение сигнал/шум; $\rho_{\text{п}}$ — коэффициент отражения подстилающей поверхности планеты (альбедо); $E_{\text{пор}}$ — пороговая энергия принятого сигнала, регистрируемая фотоприемным устройством (ФПУ); $\tau_{\text{пр}}$ — коэффициент пропускания приемного оптического тракта.

ЛЛС, как правило, осуществляет поиск и обнаружение ОК, когда тот является точечным объектом. Дальность измерений определяется выражением [10]

$$D = \sqrt[4]{\frac{E_z S_{\text{ОК}} d_{\text{пр}}^2 \rho_{\text{ОК}} \tau_{\text{пр}}}{\pi \theta^2 q E_{\text{пор}}}}, \quad (2)$$

где $S_{\text{ОК}}$ — площадь орбитального корабля; $\rho_{\text{ОК}}$ — коэффициент отражения его поверхности; θ — расходимость зондирующего пучка. В выражении (2) дальность измерений пропорциональна корню четвертой степени из энергии импульса, что следует учесть при энергетической оценке.

При установке на ОК уголкового отражателя (УО) дальность измерений вычисляется с использованием выражения

$$D = \sqrt[4]{\frac{E_z S_{\text{УО}} S_{\text{пр}} \rho_{\text{УО}} \tau_{\text{пр}}}{q E_{\text{пор}} \Omega_{\text{пер}} \Omega_{\text{отр}}}}, \quad (3)$$

где $S_{\text{УО}}$ — площадь УО; $S_{\text{пр}}$ — площадь приемной апертуры; $\rho_{\text{УО}}$ — коэффициент отражения УО; $\Omega_{\text{пер}}$ — телесный угол распространения зондирующего пучка; $\Omega_{\text{отр}}$ — телесный угол распространения отраженного от УО пучка.

При сближении пилотируемых КА для защиты органов зрения экипажа необходимо выполнение ограничений, установленных стандартами лазерной безопасности. В качестве источников излучения в большинстве бортовых ЛВ используются твердотельные Nd:YAG-лазеры, излучающие на длине волны $\lambda = 1,06$ мкм [1]. Поэтому использование ЛВ при сближении с ОК потребует обеспечения безопасности экипажа от зондирующего излучения.

Согласно ГОСТ 31581-2012 «Лазерная безопасность. Общие требования безопасности при разработке и эксплуатации лазерных изделий», на длине волны $\lambda = 1,06$ мкм безопасная энергия зондирующего импульса со стандартными для ЛВ параметрами (2,5...10,0 нс) равна 10 мкДж.

Для энергетической оценки ЛВ примем следующие исходные данные: $d_{\text{пр}} = 20$ см; $\rho_{\text{п}} = 0,1$; $\tau_{\text{пр}} = 0,7$; $q = 10$; $E_{\text{пор}} = 10^{-16}$ Дж [1]. Дальность измерений в этом случае не будет превышать $D = 2,6$ км.

Оптимальным решением является переход в рабочий спектральный диапазон $\lambda = 1,5...1,6$ мкм, в котором безопасная энергия зондирующего импульса составляет 8 мДж.

Тогда дальность измерений ЛВ достигнет $D = 74,8$ км.

Теперь проведем энергетическую оценку работы ЛВ по сигналу, диффузно отраженному от корпуса ОК, и по сигналу от УО. Для этого примем следующие допущения:

1. ОК имеет площадь отражающей поверхности не менее $S_{\text{ОК}} = 4,91$ м² (мидель 2,5 м), а его средний коэффициент отражения $\rho_{\text{ОК}} = 0,5$.

2. На корпусе ОК со стороны ВПК расположен одиночный УО с диаметром $d_{\text{УО}} = 2,54$ см, точностью изготовления двугранных углов $\alpha_{\text{УО}} = 10''$ и коэффициентом отражения $\rho_{\text{УО}} = 0,85$.

В табл. 2 для трех значений расходимости зондирующего пучка θ представлены дальности измерений ЛВ при фиксированном отношении сигнал/шум $q = 10$ и значения отношения сигнал/шум на фиксированной дальности измерений $D = 5$ км.

Таблица 2

Дальность измерений и отношение сигнал/шум при работе ЛВ по диффузно отраженному сигналу и сигналу от уголкового отражателя на ОК

θ , мрад	Диффузно отраженный сигнал: $S_{\text{ОК}} = 4,91$ м ² ; $\rho_{\text{ОК}} = 0,5$		Уголкового отражатель: $S_{\text{УО}} = 5,07$ см ² ; $\alpha_{\text{УО}} = 10''$; $\rho_{\text{УО}} = 0,85$	
	Дальность измерений при отношении сигнал/шум $q = 10$, км	Отношение сигнал/шум на дальности измерений $D = 5$ км	Дальность измерений при отношении сигнал/шум $q = 10$, км	Отношение сигнал/шум на дальности измерений $D = 5$ км
1,0	20,4	2 801	338,1	$2,1 \cdot 10^8$
3,5	10,9	229	180,7	$1,7 \cdot 10^7$
6,0	8,3	78	138,0	$5,8 \cdot 10^6$

Как видно из данных табл. 2, ЛВ обеспечивает дальности измерений по диффузно отраженному сигналу до 20 км и свыше 300 км — по УО. При этом отношение сигнал/шум на дальности $D = 5$ км составляет от 10^2 (диффузно отраженный сигнал) до 10^8 (УО).

В этих случаях выполнение измерений на малых дальностях, особенно при наличии УО, может нарушить работоспособность ЛВ, так как он изначально предназначен для измерений по диффузно отраженному сигналу. Однако в ЛВ иногда предусматривается защита ФПУ от перегрузки мощным отраженным сигналом. Так, при измерении дальностей менее 10 км в ЛВ-В (разрабатывался для КА «Фобос-грунт») автоматически задействуется оптический аттенуатор [6].

Дополнительно, для поддержания уровня принимаемого сигнала в пределах динамического диапазона ФПУ в ЛВ-В используется источник излучения на основе $Nd:YAG$ -лазера, который имеет схему «задающий генератор–усилитель» со ступенчатой регулировкой длительности накачки усилителя от максимальной до полного выключения [11].

Как видно из данных табл. 1, ЛВ имеют минимальную измеряемую дальность в диапазоне 10...1 000 м, так называемую «слепую» или «теневую» зону. Для выполнения мягкой посадки ВПК на высотах меньше «слепой» зоны используются радиационные и радиолокационные доплеровские измерители. Аналогично, на заключительном этапе ручного сближения (менее 200 м) измерения выполняются по видимым угловым размерам элементов конструкции ОК, наблюдаемого экипажем через телекамеру или оптико-визуальный прибор.

Отношение максимальной дальности измерений к «слепой» зоне позволяет определить динамический диапазон приемного канала ЛВ

$$\kappa = \frac{D_{\max}^2}{D_c^2}, \quad (4)$$

где $D_{\max}$ — максимальная дальность измерений; D_c — протяженность «слепой» зоны. Для образцов ЛВ, перечисленных в табл. 1, динамический диапазон приемного канала, определяемый по выражению (4), составляет $10^3...10^6$.

Как правило, ЛВ имеет оптическую схему с раздельными излучающим и приемным каналами. Тогда с уменьшением дальности измерений наблюдается неполное перекрытие угловых полей излучающего и приемного каналов (геометрический фактор или аппаратная функция). На малых дальностях угловые поля излучающего и приемного каналов совсем не перекрываются, а на больших дальностях происходит полное перекрытие.

За счет геометрического фактора можно снизить перегрузку ФПУ в ближней зоне от мощных отраженных сигналов [9, 12]. Для защиты ФПУ от перегрузки можно увеличить базовое расстояние между оптическими осями приемной и передающей оптических систем [12], однако, в этом случае возрастут габариты ЛВ.

При измерениях по диффузно отраженному сигналу геометрический фактор проявляется в диапазоне дальностей

$$\frac{2b - d_{\text{пр}}}{\theta + \omega} < D < \frac{2b + d_{\text{пр}}}{\theta + \omega}, \quad (5)$$

где b — расстояние между оптическими осями приемной и передающей оптических систем ЛВ; ω — поле зрения приемного канала.

Примем $b = 17,5$ см, $\theta = 1,0$ мрад и $\omega = 1,5$ мрад (ω задается больше θ для облегчения юстировки). Тогда из выражения (5) получаем $60 \text{ м} < D < 220 \text{ м}$.

Так как геометрический фактор проявляется на малых дальностях, а измерения начинаются с дальностей 4,5...5,0 км, защита ФПУ от перегрузки обеспечивается с помощью оптического аттенюатора, как в ЛВ-В.

Рассмотрим сложный случай, когда динамический диапазон ФПУ ограничен значением $\kappa = 10^3$. Тогда максимально допустимый уровень энергии принимаемого сигнала составит $E_{\max} = 10^{-13}$ Дж. Для оценки примем, что конструкция ОК полностью заполняет поле зрения приемного канала ЛВ.

Тогда из выражения (1) следует, что требуемое ослабление энергии принятого сигнала будет определяться соотношением

$$\varepsilon_1 = \frac{E_{\text{з}} d_{\text{пр}}^2 \rho_{\text{ОК}} \tau_{\text{пр}}}{4D^2 E_{\max}}, \quad (6)$$

где $E_{\max}$ — максимально допустимая энергия сигнала, отраженного от пассивного КА, поступающая на ФПУ.

Зависимость величины ослабления оптического аттенюатора, необходимой для защиты ФПУ от перегрузки, от дальности до диффузно отражающего ОК (в диапазоне 0,2...7,0 км), представлена на рис. 1.

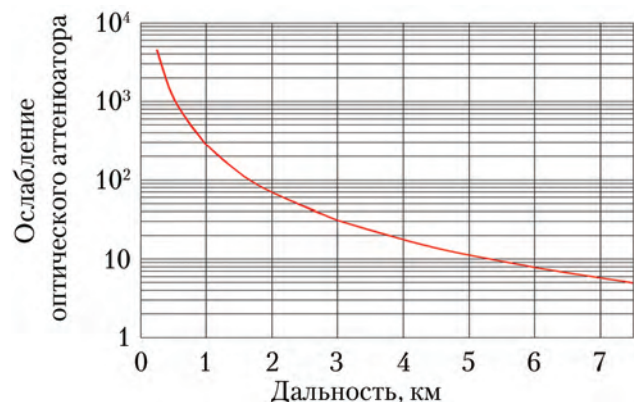


Рис. 1. Зависимость требуемого для защиты фотоприемного устройства ослабления оптического аттенюатора от дальности до орбитального корабля

Как следует из рис. 1, для защиты ФПУ от перегрузки диффузно отраженным сигналом ослабление оптического аттенюатора должно быть около 10^4 .

Далее рассмотрим прием сигнала, отраженного от УО, который установлен на ОК. При использовании УО геометрический фактор проявляется в диапазоне дальностей

$$\frac{b - \frac{d_{\text{пр}}}{2} - d_{\text{УО}}}{\alpha_{\text{УО}}} < D < \frac{b + \frac{d_{\text{пр}}}{2} - d_{\text{УО}}}{\alpha_{\text{УО}}}. \quad (7)$$

На малых дальностях происходит «отсечка» отраженного от УО сигнала за счет параллакса оптических осей приемного и передающего каналов ЛВ: отраженный от УО пучок излучения направляется обратно в излучающую апертуру и из-за малой расходимости не попадает в приемную апертуру. В результате на расстоянии менее дальности «отсечки» измерения могут выполняться только по диффузно отраженному сигналу.

При $b = 17,5$ см, $d_{\text{УО}} = 2,54$ см и $\alpha_{\text{УО}} = 10''$ по формуле (7) получим диапазон дальностей $1\,023 \text{ м} < D < 5\,148 \text{ м}$.

В этом случае, геометрический фактор, определяемый в соответствии с методикой, описанной в работе [9], позволяет дополнительно ослабить мощность отраженного от УО сигнала при сближении с ОК.

Преобразуя выражение (3) аналогично (6), получаем, что ослабление энергии принятого сигнала составит

$$\varepsilon_2 = \frac{\Theta E_{\text{з}} S_{\text{УО}} S_{\text{пр}} \rho_{\text{УО}} \tau_{\text{пр}}}{D^4 \Omega_{\text{пер}} \Omega_{\text{отр}} E_{\text{max}}}, \quad (8)$$

где Θ — коэффициент перекрытия угловых полей излучающего и приемного каналов, определяемый геометрическим фактором.

Зависимость величины ослабления оптического attenuатора, рассчитанная по формуле (8), от дальности до УО (в диапазоне 1...7 км, $\rho_{\text{УО}} = 0,85$), представлена на рис. 2.

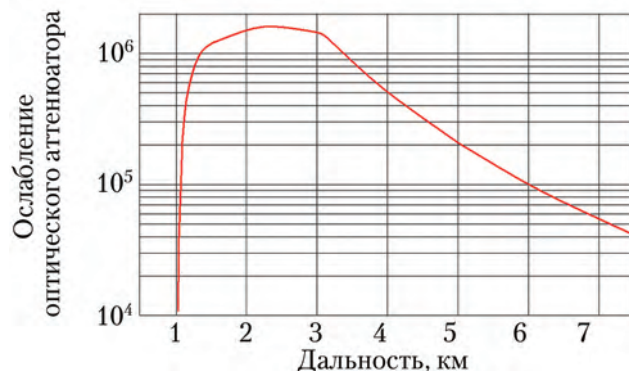


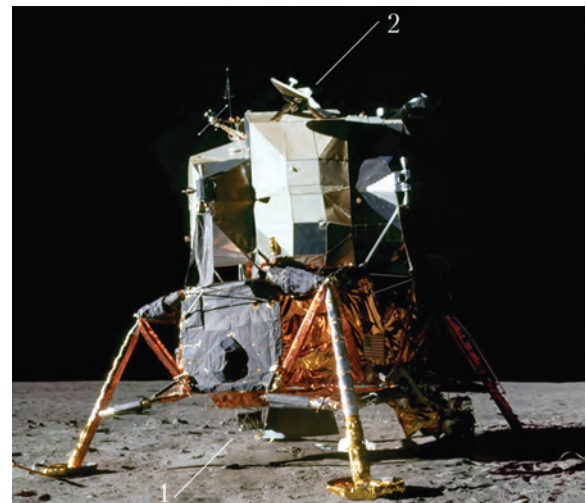
Рис. 2. Зависимость требуемого для защиты фотоприемного устройства ослабления оптического attenuатора от дальности до углового отражателя

Как видно из рис. 2, требуемое ослабление оптического attenuатора составляет более 10^6 . На дальностях менее 1,6 км уже сильно проявляется влияние геометрического фактора, что позволяет уменьшить ослабление оптического attenuатора.

Для выполнения безопасного для ФПУ многократного поиска ОК можно использовать следующий алгоритм функционирования приемного канала. После включения ЛВ оптический attenuатор переводится в положение «полностью закрыт», и только после этого

осуществляется наведение на ОК и его зондирование. Если сигнал на выходе ФПУ отсутствует, ослабление attenuатора уменьшается на один шаг, и зондирование повторяется до обнаружения сигнала или до перевода attenuатора в положение «полностью открыт». По уровню устойчиво принимаемого сигнала на выходе ФПУ выставляется требуемое ослабление оптического attenuатора. Этот алгоритм позволяет избежать внезапной перегрузки ФПУ при повторном поиске ОК на малых дальностях.

При резервировании следует принимать во внимание взаимное расположение ЛВ и ЛЛС. При размещении ЛВ и ЛЛС на борту ВПК их поля зрения могут быть направлены в противоположных направлениях, как это было сделано для аналогичных радиосредств в ранее известных конструкциях. На рис. 3 показано расположение радиосредств для управления спуском и сближением Лунного модуля (программа «Аполлон») и Лунного корабля (комплекс «Н1-ЛЗ»).



а)



б)

Рис. 3. Расположение радиосредств для управления спуском и сближением на лунных взлетно-посадочных комплексах: а — Лунный модуль (программа «Аполлон»); б — Лунный корабль (комплекс «Н1-ЛЗ»); 1 — посадочный радиолокатор; 2 — антенны радиолокационных систем сближения

Эта проблема принципиально разрешима. Во время штатного сближения с орбитальными станциями транспортные КА несколько раз выполняют развороты по тангажу на 180° для выдачи тормозных импульсов, во время которых возникает перерыв в измерениях РЛС сближения.

Также, при первом применении экипажем ручного лазерного дальномера ЛПР-1 на борту КА «Союз-Т13» в 1985 г. во время экспедиции по восстановлению работоспособности потерявшей управление орбитальной станции «Салют-7», он был установлен на боковом иллюминаторе в бытовом отсеке. Таким образом, сближение выполнялось, когда активный космический аппарат был развернут к орбитальной станции боком [13].

Принципиально — чтобы ЛВ после старта мог использоваться для измерений, он не должен размещаться на посадочной ступени ВПК. Но при штатном старте с лунной поверхности ЛВ должен оставаться на посадочной ступени ВПК для уменьшения массы его стартовой ступени, что позволяет взять на борт больше полезного груза.

Возможное решение заключается в том, что в случае отказа ЛЛС перед стартом ВПК с Луны экипаж устанавливает ЛВ на взлетную ступень. Если неисправная ЛЛС была установлена на взлетной ступени ВПК, она демонтируется экипажем, и ЛВ занимает ее место. Тогда конструкции ЛЛС и ЛВ должны допускать выполнение этой операции.

В таком случае следует обеспечить возможности для совместной юстировки ЛВ с телекамерами или оптико-визуальными приборами, которые будут использоваться для его наведения на ОК.

Результаты исследований и их обсуждение

При возвращении с Луны пилотируемых экспедиций на первое место выходит безопасность экипажа и связанные с ней требования надежности. Критическими операциями являются сближение и стыковка ВПК с ОК. ЛЛС, используемая для управления сближением и стыковкой, должна обладать максимальной надежностью.

Так как обеспечить резервирование ЛЛС достаточно сложно, то в случае ее отказа предлагается использовать при сближении ЛВ, штатно применяемый для управления спуском на лунную поверхность, который должен быть установлен на взлетной ступени ВПК.

Выполненные оценки показывают принципиальную возможность использования ЛВ для измерений дальности и скорости продольного относительного движения при ручном управлении сближением ВПК с ОК на окололунной орбите.

ЛВ с излучением, безопасным для органов зрения экипажа (рабочий спектральный диапазон

1,5...1,6 мкм), позволяет измерять дальности до подстилающей поверхности до 75 км. При ручном управлении сближением ЛВ может быть использован для измерений на дальностях до 5 км. Для облегчения наведения ЛВ на ОК предлагается увеличить расходимость зондирующего пучка до 1...6 мрад.

Отношение сигнал/шум на дальности $D = 5$ км составляет $10^2 \dots 10^8$, поэтому в приемном канале ЛВ необходимо использовать оптический аттенюатор для защиты ФПУ от перегрузки мощным отраженным сигналом. Получены требуемые значения ослабления оптического аттенюатора, необходимые для выполнения измерений по диффузно отраженному сигналу и по одиночному УО в диапазоне дальностей 0,2...7,0 км.

Список литературы

1. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В., Зубов Н.Е. Анализ возможностей, оптимизация массы и энергопотребления лазерного высотомера для управления спуском с окололунной орбиты // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 67–74.
2. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В., Зубов Н.Е. Оптимизация массы и энергопотребления лазерных локационных систем для управления сближением и стыковкой космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2014. № 3(6). С. 39–42.
3. Старовойтов Е.И. Анализ надежности лазерных локационных систем для управления движением космических аппаратов // Наука и образование (МГТУ им. Н.Э. Баумана). 2014. № 2. Электронное научно-техническое издание. Режим доступа: <http://technomag.bmstu.ru/doc/699720.html> (дата обращения 23.11.2014 г.).
4. Гончаревский В.С. Радиоуправление сближением космических аппаратов. М.: Советское радио, 1976. 240 с.
5. Микрин Е.А., Михайлов М.В., Рожков С.Н. Автономная навигация и сближение КА на окололунной орбите // XVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. Санкт-Петербург, 2010. С. 288–298.
6. Фобос Грунт: проект космической экспедиции. Т. 1. М.: ООО «Полстар», 2011. 237 с.
7. Mizuno T., Tsuno K., Okumura E., Nakayama M. IDAR in HAYABUSA Mission. Режим доступа: <https://escies.org/download/webDocumentFile?id=2451> (дата обращения 14.10.2014 г.).
8. Pereira do Carmo J., Moebius B., Pfennigbauer M. Imaging LIDARs for Space Applications // Proc. of SPIE Vol. 7061 70610J-1. Режим доступа: <http://www.sensl.com/downloads/>

irp/2008_doCarmo_Img_LIDAR_Space_Apps.pdf (дата обращения 14.01.2012 г.).

9. Старовойтов Е.И., Zubov N.E., Ивашов В.В., Никульчин А.В. Исследование эффективности и оптимизация параметров лазерного локационного прибора для измерения скорости сближения космических аппаратов // Наука и образование (МГТУ им. Н.Э. Баумана). 2014. № 6. Электронное научно-техническое издание. Режим доступа: <http://technomag.bmstu.ru/doc/712240.html> (дата обращения 14.10.2014 г.).

10. Назаров В.Н., Балашов И.Ф. Энергетическая оценка импульсных лазерных дальномеров. СПбГУИТМО, 2002. 38 с. Режим доступа: http://de.ifmo.ru/bk_netra/start.php?bn=27 (дата обращения 19.01.2012 г.).

11. Поляков В.М., Покровский В.П., Сомс Л.Н. Лазерный передающий модуль с переключаемой диаграммой направленности для дальномера космического аппарата // Оптический журнал. 2011. Т. 78. № 10. С. 4–9.

12. Вильнер В.Г., Волобуев В.Г., Ларюшин А.И., Рябокуль А.С. Достоверность измерений импульсного лазерного дальномера // Фотоника. 2013. № 3. С. 42–60.

13. Костин А.Н. Эргономическая история спасения орбитальной станции «Салют-7» // Эргономист. 2013. № 27. С. 18–22.

Статья поступила в редакцию 26.06.2015 г.

References

1. Starovoitov E.I., Savchuk D.V., Zubov N.E. *Analiz vozmozhnostei, optimizatsiya massy i energopotrebleniya lazernogo vysotomera dlya upravleniya spuskom s okololunnoi orbity* [Analysis of possibilities, optimization of mass and of power consumption for a laser altimeter controlling the descent of a spacecraft from the lunar orbit]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 1(4), pp. 67–74.

2. Starovoitov E.I., Savchuk D.V., Zubov N.E. *Optimizatsiya massy i energopotrebleniya lazernykh lokatsionnykh sistem dlya upravleniya sbliizheniem i stykovkoi kosmicheskikh apparatov* [Optimization of the mass and power consumption of laser ranging system to control the rendezvous and docking spacecraft]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 3(6), pp. 39–42.

3. Starovoitov E.I. *Analiz nadezhnosti lazernykh lokatsionnykh sistem dlya upravleniya dvizheniem kosmicheskikh apparatov* [Reliability analysis of laser location systems for controlling spacecraft motion]. *Nauka i obrazovanie (MGTU im. N.E. Bauman)*. *Elektronnoe nauchno-tekhnicheskoe izdanie*, 2014, no. 2. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/699720.html> (accessed 23.11.2014).

4. Goncharevskii V.S. *Radioupravlenie sbliizheniem kosmicheskikh apparatov* [Radio control of spacecraft rendezvous]. Moscow, Sovetskoe radio publ., 1976. 240 p.

5. Mikrin E.A., Mikhailov M.V., Rozhkov S.N. *Avtonomnaya navigatsiya i sbliizhenie KA na okololunnoi orbite* [Autonomous navigation and rendezvous of spacecraft in lunar orbit]. XVII Sankt-Peterburgskaya mezhdunarodnaya konferentsiya po integrirovannym navigatsionnym sistemam. *Sbornik materialov. Saint-Petersburg*, 2010, pp. 288–298.

6. Fobos Grunt: *proekt kosmicheskoi ekspeditsii. T. 1.* [Fobos-Grunt: space expedition project. Vol. 1.]. Moscow, OOO «Polstar» publ., 2011. 237 p.

7. Mizuno T., Tsuno K., Okumura E., Nakayama M. *LIDAR in HAYABUSA Mission*. Available at: <https://escies.org/download/webDocumentFile?id=2451> (accessed 14.10.2014).

8. Pereira do Carmo J., Moebius B., Pfennigbauer M. *Imaging LIDARs for Space Applications. Proc. of SPIE Vol. 7061 70610J-1*. Available at: http://www.sensl.com/downloads/irp/2008_doCarmo_Img_LIDAR_Space_Apps.pdf (accessed 14.01.2012).

9. Starovoitov E.I., Zubov N.E., Ivashov V.V., Nikul'chin A.V. *Issledovanie effektivnosti i optimizatsiya parametrov lazernogo lokatsionnogo pribora dlya izmereniya skorosti sbliizheniya kosmicheskikh apparatov* [Efficiency study and optimization of parameters of a laser location device for measuring spacecraft rendezvous rate]. *Nauka i obrazovanie (MGTU im. N.E. Bauman)*. *Elektronnoe nauchno-tekhnicheskoe izdanie*, 2014, no. 6. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/712240.html> (accessed 14.10.2014).

10. Nazarov V.N., Balashov I.F. *Energeticheskaya otsenka impul'snykh lazernykh dal'nomerov* [Energy estimation of pulsed laser distance-measuring equipment]. SPbGUITMO publ., 2002. 38 p. Available at: http://de.ifmo.ru/bk_netra/start.php?bn=27 (accessed 19.01.2012).

11. Polyakov V.M., Pokrovskii V.P., Soms L.N. *Lazernyi peredayushchii modul' s pereklyuchaemoi diagrammoi napravlenosti dlya dal'nomera kosmicheskogo apparata* [Laser transmitter module with switchable directional pattern for a spacecraft range-measuring device]. *Opticheskii zhurnal*, 2011, vol. 78, no. 10, pp. 4–9.

12. Vil'ner V.G., Volobuev V.G., Laryushin A.I., Ryabokul' A.S. *Dostovernost' izmerenii impul'snogo lazernogo dal'nomera* [Reliability of measurements of a pulsed laser range-measuring device]. *Fotonika*, 2013, no. 3, pp. 42–60.

13. Kostin A.N. *Ergonomicheskaya istoriya spaseniya orbital'noi stantsii «Salyut-7»* [Ergonomic history of the rescue of Salyut-7 space station]. *Ergonomist*, 2013, no. 27, pp. 18–22.

К ПРОЕКТУ ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ: НЕКОТОРЫЕ ИНЖЕНЕРНО-ПСИХОЛОГИЧЕСКИЕ И МЕДИЦИНСКИЕ ПРОБЛЕМЫ

© 2015 г. Ушаков И.Б., Бубеев Ю.А., Гушчин В.И., Боритко Я.С.

Институт медико-биологических проблем РАН (ИМБП РАН)
Хорошевское шоссе, 76 А, г. Москва, Российская Федерация, 123007, e-mail: info@imbp.ru

Предложения, подготовленные Рабочей группой Роскосмоса и РАН по интеграции программ использования автоматических и пилотируемых средств освоения Луны, вызывают активную дискуссию среди ученых и специалистов космической отрасли. Представлен ряд направлений, связанных с инженерно-психологическими и медицинскими аспектами плана освоения Луны. К ним относятся: разработка эффективных средств профилактики неблагоприятного воздействия на восприятие и сенсомоторные навыки оператора лунной базы сочетанного влияния перегрузок и невесомости в полете к Луне, а затем длительного воздействия лунной, сниженной по отношению к земной, гравитации; расчет параметров обитаемости лунной базы: оптимального персонального пространства, освещенности, размещения функциональных зон, решение вопросов обеспечения условий для работы и рекреации, коммуникации, психологической поддержки с Земли; создание тренажеров, человеко-машинного интерфейса, средств мониторинга деятельности роботов, позволяющих оператору, находящемуся на большом удалении (при наличии задержки прохождения сигнала) с высокой надежностью и оптимальной «психофизиологической ценой» управлять сложными машинами, созданными на основе современных информационных технологий; разработка медико-психологических критериев отбора и подготовки операторов находящегося на окололунной орбите космического комплекса и лунной базы. Обоснована необходимость совместных работ космических инженеров и медиков в указанных направлениях.

Ключевые слова: освоение Луны, новая техника и технологии, дистанционное управление, профессиональная деятельность, «психофизиологическая цена», экпсихология, обитаемость.

ON THE SUBJECT OF LUNAR EXPLORATION: SOME ENGINEERING-PSYCHOLOGY AND MEDICAL PROBLEMS

Ushakov I.B., Bubeev Yu.A., Gushchin V.I., Boritko Ya.S.

Institute of Biomedical Problems RAS (IMBP RAS)
76A Horoshevskoe shosse, Moscow, 123007, Russian Federation, e-mail: info@imbp.ru

Proposals prepared by Roscosmos and Russian Academy of Sciences working group for integration of programs for use of unmanned and manned lunar exploration vehicles are a subject of active discussions among scientists and specialists in the space industry. The paper discusses some subjects related to the engineering-psychology and medical aspects of the lunar exploration plan. These include: Development of efficient means of prevention of inadvertent effects on the lunar base operator's perception and sensory-motor skills of cumulative exposure to g-loads and zero-gravity during flight to the Moon followed by a long exposure to lunar gravity which is lower than the Earth gravity; calculation of lunar base habitability parameters: optimal personal space, lighting conditions, locations of functional areas, addressing the issues involved in creating good conditions for life and recreation, communications, psychological support from Earth; development of simulators for operator training, man-machine interface, equipment to monitor robotic activities, enabling an operator at a remote location (where there is a signal delay) to control complex machinery with high reliability and optimal «psycho-physiological costs» using state-of-the-art information technologies; development of medical and psychological criteria for selecting and training operators for a space complex in lunar orbit and a lunar base. The paper presents a case for joining efforts of space engineers and physicians in the above areas of activities.

Key words: Lunar exploration, new equipment and technologies, remote control, professional performance, «psychophysiological cost», ecopsychology, habitability.



УШАКОВ И.Б.



БУБЕЕВ Ю.А.



ГУЩИН В.И.



БОРИТКО Я.С.

УШАКОВ Игорь Борисович — доктор медицинских наук, академик РАН, директор ИМБП РАН, e-mail: iushakov@imbp.ru
 USHAKOV Igor Borisovich — Doctor of Medical Science, RAS academician, Director of IMBP RAS, e-mail: iushakov@imbp.ru

БУБЕЕВ Юрий Аркадьевич — доктор медицинских наук, профессор, заведующий отделом ИМБП РАН, e-mail: bubeev@imbp.ru
 BUBEEV Yury Arkad'evich — Doctor of Medical Science, Professor, Head of Department at IMBP RAS, e-mail: bubeev@imbp.ru

ГУЩИН Вадим Игоревич — доктор медицинских наук, профессор, ведущий научный сотрудник ИМБП РАН, e-mail: vgushin@imbp.ru
 GUSHCHIN Vadim Igorevich — Doctor of Medical Science, Professor, Lead Research Scientist at IMBP RAS, e-mail: vgushin@imbp.ru

БОРИТКО Ярослав Сергеевич — младший научный сотрудник ИМБП РАН, e-mail: boritko@mail.ru
 BORITKO Yaroslav Sergeevich — Junior Research Scientist at IMBP RAS, e-mail: boritko@mail.ru

Изучая обсуждаемую концепцию освоения Луны [1, 2], мы не только были вдохновлены четко разработанной, подробной программой работ, открывающей перед космической отраслью страны и ее отдельными предприятиями большие перспективы. Не только радовались четко заданному Роскосмосом вектору развития, который, как нам представляется, позволит вывести нашу космонавтику на новый уровень. Мы также позволили себе задаться рядом вопросов, имеющих непосредственное, как нам представляется, отношение к успеху обсуждаемой программы.

Управление робототехническими средствами: полная автоматизация или обеспечение возможности периодического вмешательства человека?

Международный и российский опыт освоения космического пространства последних лет четко отражает тенденцию широкого использования (и даже доминирования) робототехнических средств при изучении других планет. Все мы впечатлены недавними успехами NASA в освоении Марса, рады важной роли наших ученых (прежде всего, сотрудников Института

космических исследований РАН) в данных работах. Недавний в целом успешный полет биологического спутника «БИОН-М» также показал, что современный уровень технологий дает возможность с высокой долей надежности без существенных сбоев осуществлять имеющие огромное значение для мировой науки проекты без непосредственного участия человека-оператора.

В то же время нельзя забывать и отдельные неудачи автоматических миссий, к которым, к сожалению, следует отнести проект «Фобос-грунт», значительный вклад в подготовку научной программы которого внес ИМБП. Если спроецировать вероятность подобного рода сбоев на масштаб планируемых в лунной программе инженерно-технических работ, становится ясно, что цена неполадки на окололунной орбите или поверхности спутника Земли может стать по-настоящему «космической». Кроме того — и в этом очевидное преимущество лунной программы над марсианской, обеспечивающее ей очевидное первенство, приоритетность — она будет реализовываться на гораздо более близких к «нашему дому» расстояниях. Трудно представить, что мы в таких удобных условиях сами обречем себя

на то, чтоб лишь наблюдать, не вмешиваясь в выполняемые роботами (тем же Луноходом, бурильной установкой) операции. Участие в проекте операторов космического комплекса, находящегося на окололунной орбите, в программе прописано, однако — только после окончания первичного этапа освоения Луны автоматическими системами.

Означает ли это, что данные работы не будут тщательно мониториться наземным Центром управления? Безусловно, нет. Но, коли так, очевидно, следует учесть возможность вмешательства в технологические процессы на орбите операторов ЦУП (рис. 1). Иными словами, контроль выполнения с Земли заложенных в функционирование космической техники программ следует дополнить возможностью вмешательства человека в критических ситуациях хотя бы с целью прерывания заданий, способных вызвать поломку системы, а также в случае необходимости изменения последовательности или направленности операций. В противном случае, повторим, мы можем просто выступить в роли свидетелей уничтожения дорогостоящей уникальной техники.



Рис. 1. Дистанционный контроль выполнения операций в эксперименте «Марс-500»

Исходя из этого, нам представляется необходимым предварительно четко определить спектр операций автоматических систем, которые требуют, при необходимости, вмешательства оператора земного ЦУП. Для обеспечения возможности своевременного вмешательства в удаленные процессы, реализуемые с помощью роботов, нужно обеспечить операторов

ЦУП необходимой информацией для принятия решений. Это, в свою очередь, должно повлечь за собой создание эргономичных и информативных систем отображения информации из космоса. Такие системы должны обеспечивать Землю гораздо большим, чем сейчас, количеством информации, прежде всего, визуальной. Кроме того, следует, используя современные информационные технологии, включая технологию виртуальной реальности, детально отработать взаимодействие человека и техники в нештатных ситуациях, чтобы минимизировать время на принятие решений и манипуляции, исключить ошибки, связанные с неверной интерпретацией полученных данных. Следует отметить, что указанные работы требуют существенных усилий не только от инженеров и ученых, но и от медиков. Медицина должна принять традиционное участие в эргономической оценке разрабатываемых интерфейсов и органов управления, критериев оценки деятельности и режимов труда операторов, и, конечно, в их отборе.

Управление космическими средствами на Земле и в космосе: достаточны ли наши знания?

Как указывается в недавней статье Брюханова Н.А., Легостаева В.П., Лобыкина А.А., Лопоты В.А. и др., «несмотря на многократно возросшие возможности автоматических средств, присутствие человека в космосе необходимо для его реального освоения» [2]. Поэтому программа освоения Луны предполагает многочисленные работы человека-оператора как на окололунной орбите (стыковки, дозаправки, отбор образцов реголита и пр.), так и, в отдаленном будущем, на поверхности Луны и Марса [3]. Но достаточны ли наши знания о возможности дистанционного управления, в т. ч., в условиях невесомости (на орбите) и гиповесомости?

Прежде всего, стоит подробно остановиться на имеющихся знаниях. Проведенные в космосе (РКК «Энергия» совместно с ИМБП) исследования моделируемых задач ручного управления в рамках космического эксперимента «Пилот» выявили значимое снижение качества выполнения задач в первые две недели полета космонавтов (рис. 2). Так, наблюдалось снижение точности регулирования параметров относительного движения кораблей в 2,35 раза, повышался расход рабочего тела в 2,5 раза, увеличивалось время решения задач в 1,9 раза. В ходе дальнейшего полета отмечалось увеличение «психофизиологической цены» выполнения имитационно-тренировочных задач облета, причаливания и стыковки [4–6].

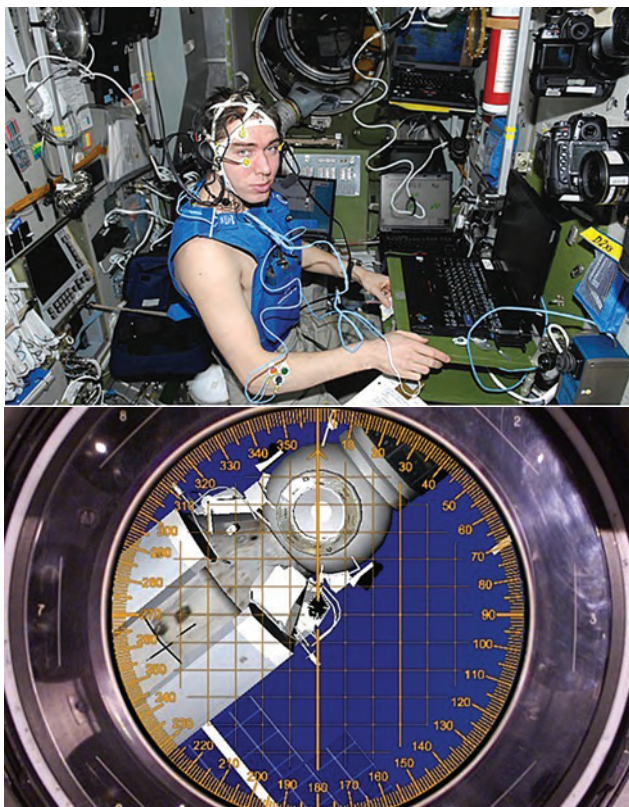


Рис. 2. Бортовой тренажер по стыковке «Пилот»

Исходя из этих данных, при разработке программы освоения Луны человеком следует поставить на передний план медицинскую проблему готовности выполнения космонавтом сложных операций в острый период адаптации к невесомости. Станем ли мы ожидать, пока оператор окололунной станции будет способен надежно выполнять многочисленные стыковки, дозаправки — или нам необходимо еще далее продвигаться по пути изучения острого периода адаптации к невесомости, разработки новых, более эффективных средств профилактики? Какие средства профилактики должны повысить надежность выполнения операций на орбите при длительном космическом полете?

Проводимые РКК «Энергия» совместно с ИМБП многолетние исследования также показали необходимость регулярного проведения на орбите имитационных тренировок профессиональной деятельности, поскольку сложный навык управления (облета, зависания и стыковки) в космосе требовал постоянного поддержания. Полученные результаты показали, что использование подобного комплекса позволило космонавтам восстанавливать и поддерживать на высоком уровне свои профессиональные навыки при выполнении задачи причаливания и стыковки транспортного корабля «Союз-ТМ» к МКС. Однако наличие единственного отработанного в настоящий момент бортового тренажера по стыковке

«Пилот» не удовлетворяет цели обеспечения надежности гораздо более сложной (по количеству и содержанию) запланированной для находящегося на окололунной орбите космонавта интеллектуальной работы, включающей операции по стыковке, дозаправке, управлению многочисленными лунными роботами, не говоря о сортировке образцов. Поэтому представляется необходимым создание бортовых тренажерно-исследовательских психодиагностических комплексов для всех перечисленных выше сценариев (рис. 3). Такие комплексы позволят в период длительного космического полета оценивать и прогнозировать психическую работоспособность, надежность выполнения космонавтами задач ручного управления, а также проводить (в случае необходимости) цикл тренировочных занятий с космонавтами в целях сохранения и поддержания на высоком уровне их профессиональных навыков по ручному дистанционному управлению.



Рис. 3. Комплекс имитационных задач по управлению роботизированными средствами на поверхности планеты

Еще одной, одновременно и фундаментальной научной, и практической, задачей является оценка медицинских и психологических аспектов готовности человека выполнять сложную операторскую деятельность на Луне при ее сниженной, на фоне земной, гравитации — после различных периодов воздействия на его организм невесомости. Сейчас мы знаем, что в большинстве своем космонавты готовы выполнять практически в полном объеме свою профессиональную деятельность через

2–4 недели после орбитального полета. Однако в случае лунной миссии трудно предполагать возможность столь долгой реабилитации. Кроме того, космонавту придется столкнуться не с земной, а с непривычной лунной гравитацией. Как утверждает руководитель проектов «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс» Л.М. Зеленый, ее может оказаться достаточно, чтобы «поддерживать физиологический тонус участников продолжительных лунных экспедиций» [1]. Однако проведенные на Луне съемки деятельности участников миссий «Аполлон» свидетельствуют об изменении кинематических характеристик движения человека в скафандре, возникающих у астронавтов затруднениях при выполнении точных движений, удержании позы, подъеме после падения при гиповесомости [7]. И это при весьма простом наборе операций, запланированных для американских экипажей, когда речь не шла о строительстве, монтаже, ремонте оборудования, обязательных для этапа создания и эксплуатации лунных баз. Поэтому утверждать, что лунная гравитация нам привычна и не требует дополнительной адаптации, разработки средств тренировки и профилактики, преждевременно. Напротив, следует говорить о требующих детального изучения проблемах реализации (и поддержания!) моторных навыков человека-оператора после воздействия невесомости, а также при лунной гравитации (рис. 4).

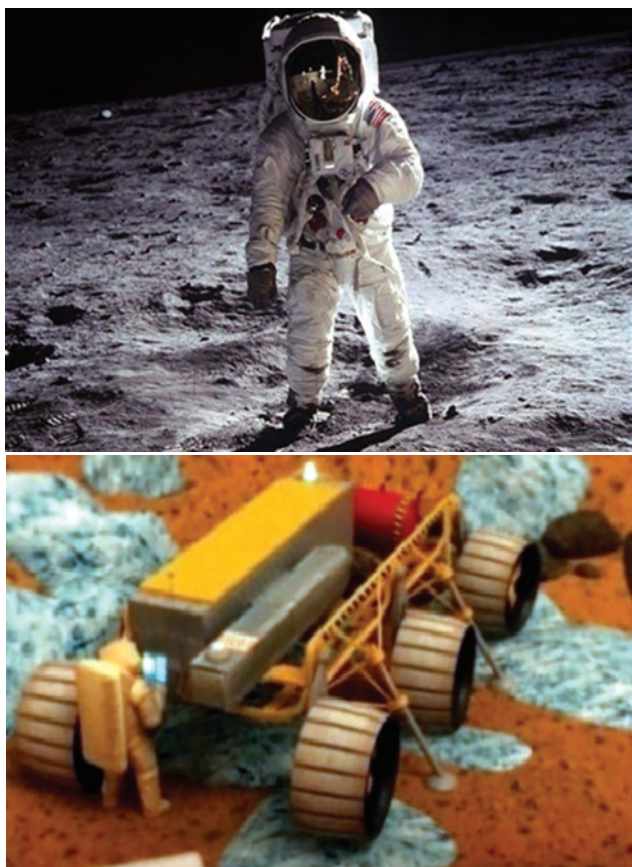


Рис. 4. Работы на поверхности космического тела

В настоящее время работы по объективной оценке сохранности сенсомоторных аспектов работоспособности, функциональных возможностей человека на ранних этапах реадaptации после длительного воздействия на организм невесомости только начаты. Они проходят как в рамках совместной российско-американской программы «Полевой тест», так и в рамках российского эксперимента «Созвездие» (Центр подготовки космонавтов – ИМБП), в котором изучается не только тестовая, но и реальная космическая деятельность (рис. 5) [8]. Тем не менее, получаемой учеными информации еще недостаточно ни для определения сроков предполагаемой готовности совершившего космический полет космонавта к надежному выполнению поставленных задач на планете, ни для определения и индивидуального планирования рабочей нагрузки приземлившегося (или прилунившегося) космонавта в зависимости от срока и уровня его реадaptации к действию земной, а тем более, лунной гравитации.



Рис. 5. Эксперимент «Созвездие»

Еще одной проблемой дистанционного управления космической техникой является возникающая ввиду отдаленности управляемого объекта задержка связи. Проводимые ИМБП в конце 1960-х – начале 70-х гг. работы по изучению качества деятельности и психофизиологической напряженности экипажа

операторов Лунохода показали существенное негативное влияние задержки, достигавшей 10 с, прохождения управляющих сигналов с Земли на надежность операторской деятельности и уровень возникающего психофизиологического стресса (пульс при управлении превышал 140 ударов в минуту), требующего отдыха всей команды из пяти человек уже через два часа управления. Как рассказывал В.Г. Довгань, один из членов управляющего экипажа Лунохода: «За это время луномашина успевала пройти до трех метров. И если вовремя не рассчитать движение и обход, к примеру, карьера, можно было потерять ее навсегда» [9, 10]. Кроме того, экипаж отмечал серьезные затруднения в управлении, связанные с тем, что в середине лунного дня, когда солнце стоит слишком высоко и теней практически нет, на получаемом с Луны телеизображении было сплошное светлое пятно. Из-за этого экипажу приходилось делать перерыв в работе на два-три дня.

Исследования деятельности оператора Лунохода показали возникновение так называемого перерегулирования — прикладывания оператором дополнительных излишних управляющих воздействий на объект, связанных с неверной оценкой времени появления эффекта управления. Не видя привычного моментального эффекта своих управляющих воздействий, оператор их усиливает либо дублирует, что может вызывать как повреждение управляемого объекта, так и деформацию окружающих материалов. Только создание специализированных тренажеров, позволяющих моделировать различную временную задержку и отрабатывать операции по дистанционному управлению техникой без вреда для реальной аппаратуры и оборудования, а также на фоне оптимальной «психофизиологической цены» результата работы, позволит отбирать и готовить операторов, способных надежно осуществлять такого рода деятельность.

Дистанционное управление робототехническими средствами с применением новых информационных технологий: соотношение плюсов и минусов

Рассматривая вопросы применения запланированных в рамках программы освоения Луны новых перспективных систем дистанционного управления робототехническими средствами, например, предлагаемого ЦНИИмаш экзоскелета (рис. 6), необходимо уделить внимание трем основным составляющим: виртуальному моделированию, непосредственно экзоскелету и человеку-оператору [11].

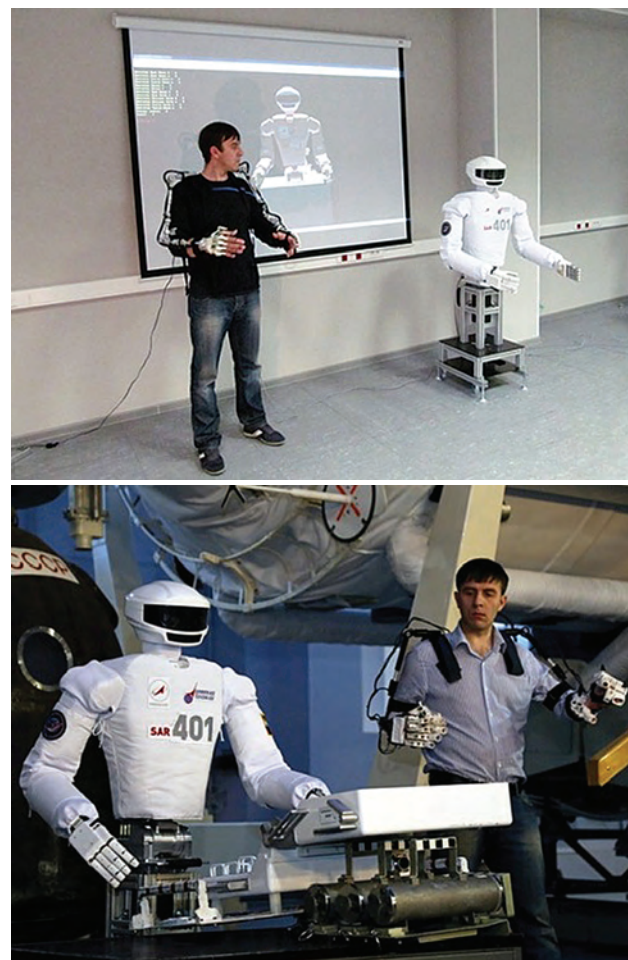


Рис. 6. Управление с использованием экзоскелета

С одной стороны, использование прогрессивных компьютерных технологий видится весьма многообещающим. Применение виртуального моделирования позволяет точно и в мельчайших деталях воспроизводить трудно моделируемые или недоступные специфические условия, добиваясь эффекта «погружения» оператора в деятельность. Подобные технологии являются эффективным средством воспроизведения психологической структуры различного рода деятельности. Предоставляемая возможность оперативно и максимально точно воссоздать, отработать и откорректировать планируемые операции, проектируемую технику или разрабатываемые программы подготовки операторов существенно повышает надежность деятельности. Не стоит забывать и о возможности отрабатывать нештатные ситуации, исключая опасность для жизни и здоровья человека. Вместе с тем, виртуальное моделирование позволяет значительно экономить материальные ресурсы и время (например, позволяя проводить промежуточные этапы отработки и коррекции планируемых операций виртуально, без создания полноразмерных моделей различных вариантов техники и окружения). Таким

образом, их использование видится крайне важным для совершенствования вопросов подготовки и сопровождения операторов сложных технических систем, повышения качества и надежности деятельности и т. д.

С другой стороны, существующие на данный момент технические воплощения прогрессивных компьютерных технологий применительно к системам управления типа экзоскелет обладают рядом особенностей, которые потенциально могут оказывать негативное влияние на ключевое звено системы управления — человека-оператора.

Во-первых, это ограниченность объема собственно движений (как управляемой системы, так и самого оператора в экзоскелете), степень соответствия возможных движений руки оператора и управляемого манипулятора, восприятие и адаптация управляющего сигнала с руки оператора. Может возникать необходимость подстраивания привычных движений оператора под возможности используемых технических систем во избежание излишнего сопротивления движениям или их неверных распознавания и адаптации. Вместе с этим возможно увеличение времени, требуемого для выполнения манипуляций.

Во-вторых, система управления экзоскелетом заменяет естественные тактильные ощущения, дающие обратную связь при управлении внешним объектом, искусственно генерируемыми. Их потенциальный конфликт с привычными и ожидаемыми ощущениями может заставлять оператора искать дополнительную информацию от управляемого объекта, получаемую в обычных условиях тактильными рецепторами, косвенными методами (визуально оценивать прикладываемые усилия, ориентироваться на предоставляемые числовые данные и т. д.). Различия между образом выполнения данных операций, основанном на привычных двигательных и сенсорных стереотипах, и новым, создающимся системой экзоскелета, могут быть источниками ошибок как при выполнении операций, так и при принятии решений. Указанные отрицательные эффекты полимодального взаимодействия сенсорных систем могут быть усугублены задержкой связи и наличием радиопомех.

В-третьих, наличие у экзоскелета большого числа степеней свободы, его значительная масса и необходимость постоянно поддерживать позу и подстраивать собственные движения под темп управляемого объекта (из-за задержки связи) может способствовать быстрому мышечному утомлению

и развитию тремора (дрожь), что неминуемо отразится на качестве и надежности деятельности человека-оператора. Поэтому на этапе разработки систем дистанционного управления робототехническими средствами важно определить оптимальную длительность рабочих сессий и продолжительность перерывов, а на этапе их эксплуатации осуществлять оперативный контроль функционального состояния оператора в процессе деятельности с целью выявления ранних признаков утомления, способных привести к сбоям в работе.

В-четвертых, экзоскелет контактирует с большой площадью поверхности тела. Это значительно ограничивает возможности применения существующих методов и программно-аппаратных комплексов контроля за психофизиологическими параметрами, разработанных для операторов, управляющих ручными манипуляторами. Кроме того, необходимо контролировать степень нагрева рабочих частей экзоскелета, прилегающих к телу, и давление твердых деталей костюма на тело.

Таким образом, системы управления типа экзоскелет вносят в деятельность человека-оператора целый ряд особенностей, которые ранее глубоко не изучались. Необходимо учитывать данные особенности при разработке программ подготовки операторов, режима труда и отдыха, методик оперативного контроля состояния человека-оператора, а также комплексов по оценке уровня выработанных навыков и их сохранности. Для глубокого изучения перечисленных вопросов и поиска их решений необходима комплексная методика оценки функционального состояния, качества и «психофизиологической цены» деятельности человека-оператора, дистанционно (с помощью экзоскелета) управляющего робототехническими средствами, и прогнозирования на основе указанных параметров надежности его деятельности.

Лунная база и эконпсихологические проблемы

Давно известно, что длительное пребывание экипажей в небольших по размеру замкнутых экологических системах, требующих организации специальных средств защиты и систем жизнеобеспечения, связано с определенным риском для жизни и здоровья их участников и может оказывать на здоровье и психику выраженное воздействие. И. Олтмен показал, что группа и индивид не просто располагаются в каком-либо пространстве — они адаптируются к нему, обживают его, проявляя признаки так называемого

территориального поведения, связанного с его разделением на различные по функциям зоны общения и коммуникаций и их защитой [12]. С. Лаймен и М. Скотт [13] различают в замкнутых объектах:

- публичную территорию, доступную для всех, стремящихся туда попасть;
- территорию взаимодействия, собраний;
- домашнюю территорию, дающую свободу поведения в сочетании с чувством контроля и интимности;
- персональное пространство — область непосредственного окружения личности, активно ею охраняемая, вторжение в которую вызывает состояние дискомфорта [14, 15].

В проведенных в ИМБП многочисленных экспериментах с долговременной изоляцией показано, что условия изоляции в гермообъеме усиливают влияние недостаточности персонального пространства на поведение, деятельность, сплоченность и психофизиологическое состояние человека [16, 17]. Аналогичные данные получены и зарубежными исследователями. Пребывание людей в условиях скученности в гермообъеме приводит к развитию тревоги и сопутствующих психофизиологических изменений: усилению потоотделения, учащению дыхания, усилению мышечного напряжения, повышению артериального давления и частоты сердечных сокращений [18].

Кроме того, в условиях гермообъема люди подвержены воздействию таких мощных экопсихологических факторов, как социальная изоляция и сенсорная депривация, недостаток привычного уровня комфорта, скудость интерьера, вынужденный характер социальных контактов и недостаток приватности (витринность, публичность пребывания). На лунной станции к ним добавятся высокий риск для здоровья и жизни, невозможность покидания своего лунного «дома» в любой желаемый момент ввиду радиационной и метеоритной угрозы, повышенный уровень сенсорной депривации и монотонии, связанный с запланированным погружением базы под слой лунного грунта (фактически, речь идет о подземной, а не напланетной базе!), большой объем ответственной деятельности, проблемы с проведением свободного времени и рекреацией. Все эти факторы способны воздействовать на эффективность совместной деятельности, эмоциональное состояние и характер протекания межличностных процессов. Существенное значение в организации межличностного взаимодействия в замкнутых условиях имеют специфические формы коммуникаций как с другими

людьми, так и с внешними группами обеспечения, которые предполагают повышенный контроль со стороны партнеров за речевой активностью и ответными реакциями. Пребывание в подобной среде и особая зависимость от надежности технических средств могут вызывать межличностные и межгрупповые конфликты, астенизацию нервной системы, снижение мотивации и другие изменения психофизиологического состояния человека [16; 19]. Как показал эксперимент *SFINCSS-99*, в условиях гермообъема конфликтующие личности и подгруппы могут физически, посредством закрытия люка между сегментами станции, разделить экспериментальное помещение на сферы влияния, ограничивая доступ к средствам жизнеобеспечения, аппаратуре и игнорируя совместную деятельность [20].

Наконец, как отмечается в статье [2], разрешение инженерных и медико-биологических проблем создания на лунной базе экосистем (например, оранжерей), необходимых как непосредственно для комфортной жизнедеятельности человека на пустынной планете, так и для ответа на фундаментальные вопросы о функционировании искусственных биосфер вне Земли, требует отдельного внимания в рамках общенаучных и практических программ освоения Луны [2].

Для решения вопросов обитаемости, экпсихологических проблем будущего лунного поселения мы предлагаем использовать имеющийся в ИМБП уникальный комплекс гермокамер различного объема с формируемой средой обитания — 50...250 м³, а также комплекс моделирования деятельности на другой планете (рис. 7). Для определения размеров персонального пространства, получения более точных и объективных данных о поведении группы и состоянии отдельных ее членов в замкнутых условиях обитания, их взаимодействии с искусственными экосистемами комплекс позволяет использовать новые инструментальные и информационные методы и технологии, сопровождающие моделирование совместного решения операторских задач в гермокамерах в условиях скученности. Перспективным представляется применение системы специальных датчиков, измеряющих дистанции между объектами среды и членами экипажа, анализ видеозаписей поведения экипажа в различных ситуациях (включая выражение лица), непрерывная регистрация с помощью портативных беспроводных сенсоров двигательной активности и физиологических показателей, компьютерный анализ содержания рабочего общения и др.



Рис. 7. Комплекс гермокамер ИМБП для моделирования высадки на планету

Примечание. ЭУ — экспериментальная установка.

Отдельные элементы разрабатываемой технологии оценки психологических аспектов обитаемости экологически замкнутых объектов успешно использовались и отрабатывались в длительных экспериментах по моделированию основных психологических факторов пилотируемого полета к Марсу (проект «Марс-500»), организованных в ИМБП [21]. Ряд предлагаемых в рамках единой технологии

методик в настоящее время проверяется в ходе бортовых экспериментов на Международной космической станции.

Заключение.

Ключевые медико-биологические аспекты лунной экспедиции

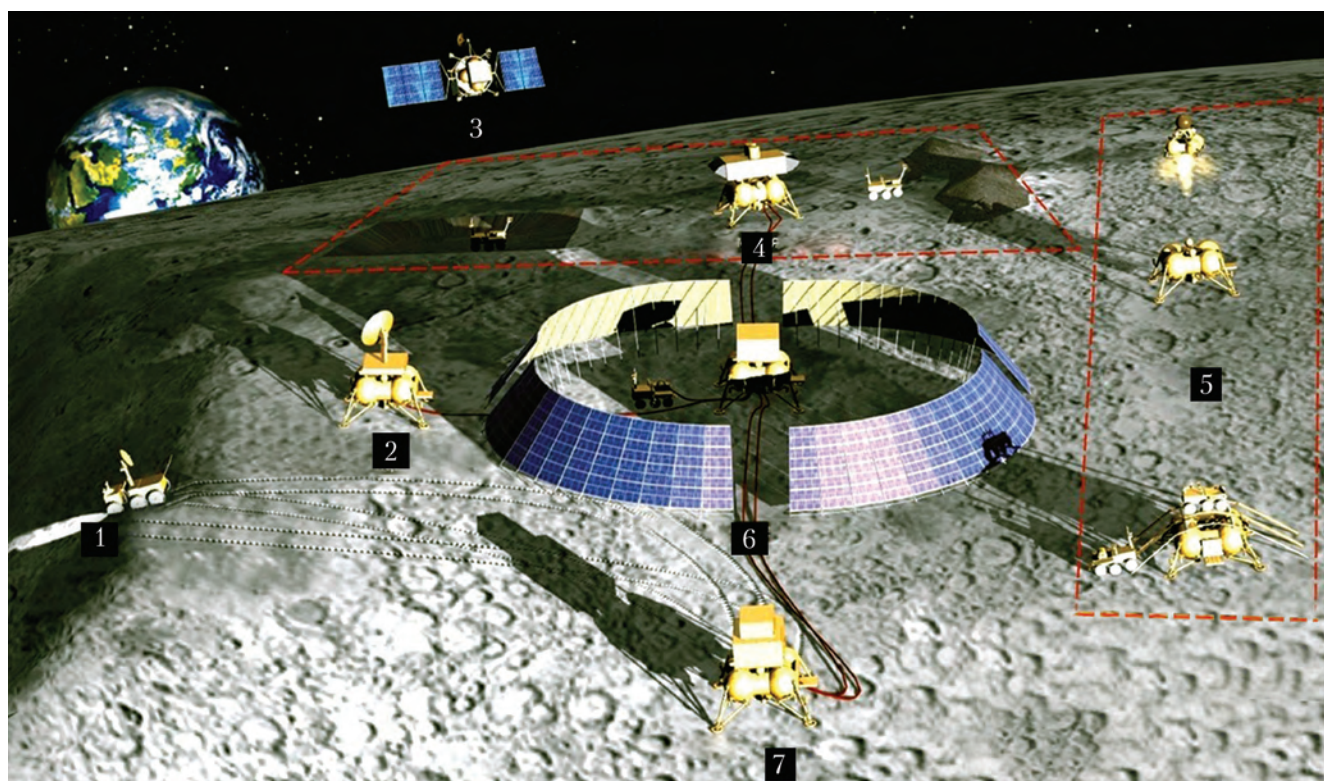
Оперативная оценка медико-психологических аспектов готовности человека надежно выполнить операторскую деятельность как на окололунной орбите, так и на Луне, а также возможность на месте оказать своевременную медицинскую помощь, поддержать необходимые профессиональные навыки может оказаться ключевым фактором успеха работ на поверхности спутника Земли. Важнейшей задачей является разработка эффективных средств профилактики неблагоприятного воздействия на восприятие и сенсомоторные навыки оператора лунной базы — сочетанного влияния перегрузок и невесомости в полете к Луне, а затем длительного воздействия лунной, сниженной по отношению к земной, гравитации.

Высокий риск для здоровья и жизни, невозможность покидания своего лунного «дома» в любой момент ввиду радиационной и метеоритной угрозы, повышенный уровень скученности, сенсорной депривации и монотонии, связанный с запланированным погружением базы под слой лунного грунта, большой объем ответственной деятельности, проблемы с рекреацией и социальной поддержкой могут вызывать межличностные и межгрупповые конфликты, астенизацию нервной системы с последующим снижением работоспособности, снижение мотивации, негативно влияя на состояние здоровья и деятельность. Поэтому расчет факторов обитаемости лунной базы: оптимального персонального пространства, освещенности, размещения функциональных зон, обеспечения условий для работы и рекреации, коммуникации, психологической поддержки с Земли — должен проводиться с активным участием специалистов по космической медицине и психологии (рис. 8).

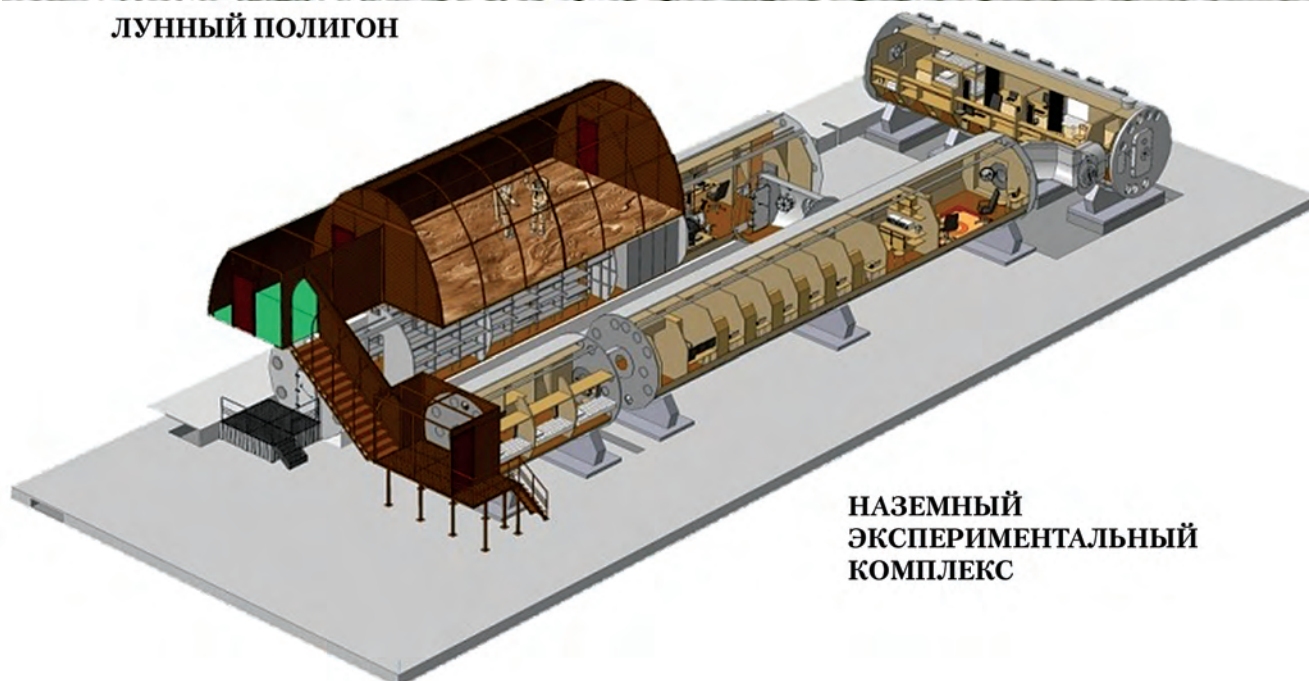
Планирование работ на поверхности Луны с участием роботов, дистанционно управляемых человеком, делает крайне значимой проблему эргономического проектирования взаимодействия в системе человек–робот. Оно должно вестись с учетом психофизиологических возможностей и ограничений человеческого восприятия и реагирования, «психофизиологической цены» выполнения сложной ответственной деятельности, а также особенностей взаимодействия человека

и машины, одаренной искусственным интеллектом, большой силой и скоростью. В рамках решения этой задачи требуется большой объем совместных работ инженеров и медиков по созданию специализированных тренажеров, человеко-машинного интерфейса, средств мониторинга деятельности роботов, позволяющих дистанционно управлять сложной техникой на основе современных информационных технологий.

Существенное расширение количества и значимости выполняемых операций (по сравнению с орбитальной станцией, где космонавт выполняет, в основном, работы с системами самой станции), преобладание в структуре деятельности операторов находящегося на окололунной орбите космического комплекса и лунной базы дистанционного управления требуют изменения медико-психологических критериев отбора и подготовки будущих покорителей Луны.



ЛУННЫЙ ПОЛИГОН



**НАЗЕМНЫЙ
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ
КОМПЛЕКС**

Рис. 8. Проблемы обитаемости перспективной лунной базы можно изучать в модельных гермокамерных экспериментах: 1 — исследовательский Луноход с большим радиусом действия; 2 — телекоммуникационная станция; 3 — лунный спутник; 4 — технологическая станция; 5 — взлетно-посадочная зона; 6 — энергетическая станция; 7 — multifunctionальная станция

Как показывают результаты эксперимента «Марс-500», с точки зрения психологического отбора приоритет, в большей степени, должны получить кандидаты, имеющие склонность к оперативному принятию творческих решений в быстро меняющихся непредсказуемых условиях [22–24]. Применительно к медицинскому отбору и подготовке десантной части лунной экспедиции, особое внимание должно быть уделено вопросам готовности к выполнению сложно-координированных сенсомоторных актов после комплексного воздействия невесомости и перегрузок (посадка), а также обеспечения возможности проведения на Луне медико-профилактических мероприятий для повышения надежности выполнения операций (в т. ч., в скафандрах) в условиях пониженной лунной гравитации.

В заключение необходимо подчеркнуть, что было бы непоправимой ошибкой отложить реализацию вышеописанных задач на потом, до того времени, «когда роботы выполнят все предварительные задачи проекта и настанет время человека». Задержка совместного поиска решений инженерами и медиками может привести к тому, что в ряд конструкторских решений, принятых без соответствующего научного медицинского подкрепления, будут «встроены» ошибки, которые приведут к снижению надежности проектируемых систем, что может поставить под угрозу реализацию проекта в целом. Особенностью работы российских космических медиков всегда было эффективное сочетание оперативной работы по медицинскому мониторингу и обеспечению деятельности космонавтов и опережающих научных исследований, позволяющих отвечать на поставленные конструкторами космической техники вопросы, связанные с развитием отрасли. Представляется, что следует и впредь идти по пути С.П. Королёва, видевшего необходимость медицинского сопровождения космических разработок на всех этапах — от раннего проектирования до периода эксплуатации.

Список литературы

1. Зеленый Л.М., Хартов В.В, Митрофанов И.Г., Долгополов В.П. Луна: исследование и освоение вчера, сегодня, завтра, послезавтра // Природа. 2012. № 1. С. 23–29.
2. Брюханов Н.А., Легостаев В.П., Лобыкин А.А. Лопота В.А., Сизенцев Г.А., Синявский В.В., Сотников Б.И., Филиппов И.М., Шевченко В.В. Использование ресурсов Луны для исследования и освоения Солнечной системы в XXI веке // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 3–14.
3. Григорьев А.И., Демин Е.П., Быстрицкая А.Ф., Гуцин В.И., Виноходова А.Г. Некоторые особенности организации жизнедеятельности экипажа марсианской экспедиции // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2002. Т. 36. № 5. С. 3–7.
4. Сальницкий В.П., Мясников В.И., Бобров А.Ф., Шевченко Л.Г., Дудукин А.В. Исследование надежности деятельности космонавта на различных этапах длительного космического полета (эксперимент «Пилот»). В сб. «Орбитальная станция «Мир». Москва, 2002. Т. 2. С. 285–300.
5. Сальницкий В.П., Бронников С.В., Городецкий И.Г., Johannes B. Психодиагностический комплекс-тренажер для оценки и прогнозирования надежности профессиональной деятельности космонавта // Приборы. 2008. Т. 94. № 4. С. 23–28.
6. Johannes B., Salnitski V., Soll H., Rauch M., Hoermann H.-J. De-individualized psychophysiological strain assessment during a flight simulation test — validation of a space methodology // Acta astronautica. 2008. Vol. 63. P. 791–799.
7. Марков А.Е., Родионова Ж.Ф., Сурдин В.Г., Чекмачев В.И., Шевченко В.В., Шингаева К.Б., Шкуратов Ю.Г. Путешествие к Луне. М.: Физматлит, 2011. 520 с.
8. Крикалев С.К., Крючков Б.И., Курицын А.А., Харламов М.М. Эксперименты с участием экипажей МКС в интересах осуществления полета на Марс // Известия ТулГУ. Технические науки. 2013. Вып. 6. Ч. 2. С. 278–287.
9. Довгань В.Г. Дистанционное управление луноходами и планетоходами // Земля и Вселенная. 2005. № 2. С. 76–81.
10. Шевалев И.Л., Бабакин Г.Н. Шесть лет и вся жизнь конструктора Г.Н. Бабакина. М.: Арт-Бизнес-Центр, 2004. 444 с.
11. НПО «Андроидная техника». Космическая робототехника. Режим доступа: <http://npo-at.com/projects/space> (дата обращения 08.05.2014 г.).
12. Altmen I. The Environment and social behavior: privacy, personal space, territory, crowding. Brooks/Cole, California, 1975. 256 p.
13. Edney J.J. Human territoriality // Psychological bulletin. 1974. V. 81. P. 959–975.
14. Hayduk L.A. Personal space: an evaluating and orienting overview // Psychological bulletin. 1978. V. 85. P. 117–134.
15. Hayduk L.A. Personal space: where we now stand // Psychological bulletin. 1983. V. 94. P. 293–335.
16. Новиков М.А. Психофизиологические и эконсихологические аспекты межличностного взаимодействия в автономных условиях. В сб. Проблема общения в психологии. М.: Наука, 1981. С. 178–217.

17. Гуцин В.И. Проблемы дистанционного общения изолированных малых групп // Физиология человека. 2003. № 5. С. 39–46.

18. Shaw M. *Group dynamics: the psychology of small group behavior*. New York: McGraw-Hill, 1971. 107 p.

19. Vinokhodova A.G., Bystritskaya A.F., Eskov K.N. *Inter-group relationship under simulated long-term isolation conditions* // *Space Technology*. Oxford. 2002. Vol. 22. Part 3/4. P. 103–112.

20. Баранов В.М., Белаковский М.С., Демин Е.П., Гуцин В.И., Виноходова А.Г., Васильева Г.Ю., Швед Д.М. Моделирование полета международного экипажа на космической станции — СФИНКС-99: опыт и уроки. Модельный эксперимент с изоляцией в гермообъекте: проблемы и достижения, М.: Слово, 2001. С. 572–581.

21. Solcova I., Vinokhodova A., Lukavsky J., Gushin V. *Emotional energy, work self-efficacy, and perceived similarity during the Mars 520 study* // *Aviation, space and environmental medicine*. 2013. V. 84(11). P. 1186–1190.

22. Швед Д.М., Гуцин В.И., Бубеев Ю.А., Васильева Г.Ю., Ушаков И.Б., Моруков Б.В., Виноходова А.Г. Основные результаты психофизиологических исследований в эксперименте «Марс-500» // Вестник РАН. 2014. Т. 84. № 3. С. 212–221.

23. Дудукин А.В., Сальницкий В.П., Боритко Я.С., Гуцин В.И., Виноходова А.Г., Чекалина А.И., Швед Д.М., Йоханнес Б. Взаимосвязь личностно обусловленных индивидуальных устойчивых поведенческих стилей с качеством и надежностью профессиональной операторской деятельности // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2013. Т. 47. № 3. С. 10–19.

24. Виноходова А.Г., Боритко Я.С., Чекалина А.И., Гуцин В.И., Дудукин А.В. Психофизиологические корреляты индивидуальных стилей профессиональной операторской деятельности // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. 2013. Т. 47. № 5. С. 16–21.

Статья поступила в редакцию 28.05.2015 г.

References

1. Zelenyi L.M., Khartov V.V., Mitrofanov I.G., Dolgoplov V.P. *Luna: issledovanie i osvoenie vchera, segodnya, zavtra, poslezavtra* [Moon: research and exploration yesterday, today, tomorrow, the day after tomorrow]. *Priroda*, 2012, no. 1, pp. 23–29.

2. Bryukhanov N.A., Legostaev V.P., Lobykin A.A., Lopota V.A., Sizentsev G.A., Sinyavskii V.V., Sotnikov B.I., Filippov I.M., Shevchenko V.V. *Ispol'zovanie resursov Luny dlya issledovaniya i osvoeniya Solnechnoi sistemy v XXI veke* [Use of lunar resources for Solar system exploration and exploitation in the 21st century]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 1(4), pp. 3–14.

3. Grigor'ev A.I., Demin E.P., Bystritskaya A.F., Gushchin V.I., Vinokhodova A.G. *Nekotorye osobennosti organizatsii zhiznedeiatel'nosti ekipazha marsianskoi ekspeditsii* [Some features of organizing the life of a Martian mission crew]. *Aviakosmicheskaya i ekologicheskaya meditsina*, 2002, vol. 36, no. 5, pp. 3–7.

4. Sal'nitskii V.P., Myasnikov V.I., Bobrov A.F., Shevchenko L.G., Dudukin A.V. *Issledovanie nadezhnosti deyatel'nosti kosmonavta na razlichnykh etapakh dlitel'nogo kosmicheskogo poleta (eksperiment «Pilot»)* [Studying reliability of crew activities during various phases of a long-duration space mission (experiment «Pilot»)]. In *«Orbital'naya stantsiya «Mir»*. Moscow, 2002, vol. 2, pp. 285–300.

5. Sal'nitskii V.P., Bronnikov S.V., Gorodetskiy I.G., Johannes B. *Psikhodiagnosticheskiy kompleks-trenazher dlya otsenki i prognozirovaniya nadezhnosti professional'noi deyatel'nosti kosmonavta* [Psychodiagnostic full-scale trainer for evaluating and predicting the reliability of a cosmonaut's professional activities]. *Pribory*, 2008, vol. 94, no. 4, pp. 23–28.

6. Johannes B., Salnitski V., Soll H., Rauch M., Hoermann H.-J. *De-individualized psychophysiological strain assessment during a flight simulation test — validation of a space methodology* // *Acta astronautica*, 2008, vol. 63, pp. 791–799.

7. Markov A.E., Rodionova Zh.F., Surdin V.G., Chekmachev V.I., Shevchenko V.V., Shingaeva K.B., Shkuratov Yu.G. *Puteshestvie k Lune* [A voyage to the Moon]. Moscow, Fizmatlit publ., 2011. 520 p.

8. Krikalev S.K., Kryuchkov B.I., Kuritsyn A.A., Kharlamov M.M. *Eksperimenty s uchastiem ekipazhei MKS v interesakh osushchestvleniya poleta na Mars* [Experiments with participation of the ISS crews in the interests of a mission to Mars]. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki*, 2013, issue 6, part 2, pp. 278–287.

9. Dugan' V.G. *Distantionnoe upravlenie lunokhodami i planetokhodami* [Remote control of Moon rovers and planetary rovers]. *Zemlya i Vselennaya*, 2005, no. 2, pp. 76–81.

10. Shevalev I.L., Babakin G.N. *Shest' let i vsya zhizn' konstruktora G.N. Babakina* [Six years and all life of designer G.N. Babakin]. Moscow, Art-Biznes-Tsentr publ., 2004. 444 p.

11. NPO «Androidnaya tekhnika». *Kosmicheskaya robototekhnika* [NPO Android Technology. Space robotics]. Available at: <http://npo-at.com/projects/space> (accessed 08.05.2014).

12. Altmen I. *The Environment and social behavior: privacy, personal space, territory, crowding*. Brooks/Cole publ., California, 1975. 256 p.
13. Edney J.J. *Human territoriality*. *Psychological bulletin*, 1974, vol. 81, pp. 959–975.
14. Hayduk L.A. *Personal space: an evaluating and orienting overview*. *Psychological bulletin*, 1978, vol. 85, pp. 117–134.
15. Hayduk L.A. *Personal space: where we now stand*. *Psychological bulletin*, 1983, vol. 94, pp. 293–335.
16. Novikov M.A. *Psikhofiziologicheskie i ekopsikologicheskie aspekty mezhlichnostnogo vzaimodeistviya v avtonomnykh usloviyakh* [Psychophysiological and ecopsychological aspects of interpersonal interactions under autonomous conditions]. In *«Problema obshcheniya v psikhologii»*. Moscow, Nauka publ., 1981. Pp. 178–217.
17. Gushchin V.I. *Problemy distantsionnogo obshcheniya izolirovannykh malyykh grupp* [Remote communication problems of isolated small groups]. *Fiziologiya cheloveka*, 2003, no. 5, pp. 39–46.
18. Shaw M. *Group dynamics: the psychology of small group behavior*. New York: McGraw-Hill publ., 1971. 107 p.
19. Vinokhodova, A.G., Bystritskaya, A.F., Eskov, K.N. *Inter-group relationship under simulated long-term isolation conditions*. *Space Technology*, Oxford, 2002, vol. 22, part 3/4, pp. 103–112.
20. Baranov V.M., Belakovskii M.S., Demin E.P., Gushchin V.I., Vinokhodova A.G., Vasil'eva G.Yu., Shved D.M. *Modelirovanie poleta mezhdunarodnogo ekipazha na kosmicheskoi stantsii — SFINKSS-99: opyt i uroki. Model'nyi eksperiment s izolyatsiei v germoob»ekte: problemy i dostizheniya* [Simulating an international crew mission to a space station — SFINKSS-99: experience and lessons. A model experiment with isolation in a pressurized object: problems and achievements]. Moscow, Slovo publ., 2001. Pp. 572–581.
21. Solcova I., Vinokhodova A., Lukavsky J., Gushin V. *Emotional energy, work self-efficacy, and perceived similarity during the Mars 520 study*. *Aviation, space and environmental medicine*, 2013, vol. 84(11), pp. 1186–1190.
22. Shved D.M., Gushchin V.I., Bubeev Yu.A., Vasil'eva G.Yu., Ushakov I.B., Morukov B.V., Vinokhodova A.G. *Osnovnye rezul'taty psikhofiziologicheskikh issledovaniy v eksperimente «Mars-500»* [Main results of psychophysiological studies in the experiment «Mars-500»]. *Vestnik RAN*, 2014, vol. 84, no. 3, pp. 212–221.
23. Dudukin A.V., Sal'nitskii V.P., Boritko Ya.S., Gushchin V.I., Vinokhodova A.G., Chekalina A.I., Shved D.M., Iokhannes B. *Vzaimosvyaz' lichnostno obuslovlennyykh individual'nykh ustoychivyykh povedencheskikh stilei s kachestvom i nadezhnost'yu professional'noi operatorskoi deyatel'nosti* [Relation between personality-dependent individual stable behavioral styles and the quality and reliability of professional operator activities]. *Aviakosmicheskaya i ekologicheskaya meditsina*, 2013, vol. 47, no. 3, pp. 10–19.
24. Vinokhodova A.G., Boritko Ya.S., Chekalina A.I., Gushchin V.I., Dudukin A.V. *Psikhofiziologicheskie korrelyaty individual'nykh stilei professional'noi operatorskoi deyatel'nosti* [Psychophysiological correlates of individual styles of professional operator activities]. *Aviakosmicheskaya i ekologicheskaya meditsina*, 2013, vol. 47, no. 5, pp. 16–21.

УДК 629.78.047.8.001.2:004.353

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ СКАФАНДРА ДЛЯ ВНЕКОРАБЕЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

© 2015 г. Калери А.Ю.¹, Бронников С.В.¹, Бубеев Ю.А.², Рожков А.С.¹, Исаев Г.Ф.¹

¹ Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

² Институт медико-биологических проблем РАН (ИМБП РАН) Хорошевское шоссе, 76 А, г. Москва, Российская Федерация, 123007, e-mail: info@imbp.ru

В настоящей статье рассматриваются вопросы макропроектирования системы отображения информации (СОИ) космического скафандра, используемого для выполнения внекорабельной деятельности. Предложены внешние и внутренние критерии, математическая постановка задачи оптимизации СОИ. На основе анализа деятельности космонавта разработаны требования к СОИ, среди которых ряд новых, ранее не выдвигавшихся: наличие интерфейсов СОИ с бортовыми системами пилотируемого космического аппарата; поддержка навигации космонавта на внешней поверхности станции; отображение требуемых фрагментов бортовых инструкций; просмотр полученных с помощью фото- или видеокамеры изображений; отображение текущих физиологических параметров космонавта и выдача рекомендаций по оптимизации его функционального состояния. Предложена концепция построения двухуровневой СОИ. Первый уровень разрабатывается на базе высоконадежных элементов с необходимым уровнем резервирования. Аналогом СОИ первого уровня являются существующие средства отображения скафандра. СОИ второго уровня создается на базе коммерческих продуктов. Предлагается создавать СОИ второго уровня на базе коммерческого планшетного компьютера (возможно в сочетании с очками или проектором). Этот подход ускоряет процесс проектирования и соответствует имеющейся в настоящее время в российской и иностранной космической технике тенденции построения бортового оборудования на базе готовых коммерческих продуктов. Однако, он требует уделять больше внимания (по сравнению с традиционным подходом) разработке требований к СОИ, которые послужат основой для ее модернизации. Предложенный подход может применяться при проектировании СОИ других сложных систем.

Ключевые слова: внекорабельная деятельность космонавта, космический скафандр, система отображения информации, коммерческий продукт.

DESIGNING DATA DISPLAY SYSTEM OF SPACESUIT FOR EXTRAVEHICULAR ACTIVITIES

Kaleri A.Yu.¹, Bronnikov S.V.¹, Bubeev Yu.A.², Rozhkov A.S.¹, Isaev G.F.¹

¹ S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

² Institute of Biomedical Problems RAS (IMBP RAS) 76A Horoshevskoe shosse, Moscow, 123007, Russian Federation, e-mail: info@imbp.ru

The paper discusses issues involved in top-level design of a Data Display System (DDS) for a spacesuit used for extravehicular activities. It proposes external and internal criteria, and math statement of the problem of the DDS optimization. Based on the analysis of crew activities, DDS requirements were developed, which include some new requirements that had never been set before: Availability of interfaces between the DDS and onboard systems of the manned spacecraft; support for crew navigation on the outer surface of the space station; display of the required fragments from the onboard manuals; review of images obtained using a photographic or video camera; display of the current physiological parameters of the crew and provision of recommendations for optimizing his functional status. A concept for constructing a two-layer DDS is proposed. The first level is developed on the basis of highly reliable elements with a required

degree of redundancy. An analogue of the first-level DDS is the existing spacesuit display equipment. The second-level DDS is built on the basis of commercial off-the-shelf components. It is proposed to develop the second-level DDS on the basis of a commercial tablet PC (possibly in conjunction with glasses or a projector). This approach is in line with the currently existing trend in Russian and foreign space engineering to build the onboard equipment on the basis of commercial off-the-shelf components. This speeds up the design process, but also imposes stricter requirements on the development and management of requirements for the systems, which are the basis for design, conduct of tests, operations management, upgrading. The proposed approach can also be used in the design of DDS for other complex systems.

Key words: crew extravehicular activities, space suit, data display system, commercial off-the-shelf component.



КАЛЕРИ А.Ю.



БРОННИКОВ С.В.



БУБЕЕВ Ю.А.



РОЖКОВ А.С.



ИСАЕВ Г.Ф.

КАЛЕРИ Александр Юрьевич — инструктор–космонавт–испытатель 1 класса, руководитель НТЦ РКК «Энергия», e-mail: alexander.kaleri@rsce.ru
KALERI Alexander Yur'evich — Instructor–First class test Pilot–Cosmonaut, Head of STC at RSC Energia, e-mail: alexander.kaleri@rsce.ru

БРОННИКОВ Сергей Васильевич — кандидат технических наук, начальник отделения РКК «Энергия», e-mail: sergey.bronnikov@rsce.ru
BRONNIKOV Sergey Vasil'evich — Candidate of Science (Engineering), Head of Division at RSC Energia, e-mail: sergey.bronnikov@rsce.ru

БУБЕЕВ Юрий Аркадьевич — доктор медицинских наук, профессор, заведующий отделом ИМБП РАН, e-mail: bubeev@imbp.ru
BUBEEV Yuriy Arkad'evich — Doctor of Medical Science, Professor, Head of Department at IMBP RAS, e-mail: bubeev@imbp.ru

РОЖКОВ Александр Сергеевич — заместитель начальника отдела РКК «Энергия», e-mail: alexander.rozhkov@rsce.ru
ROZHKOV Alexander Sergeevich — Deputy Head of Department at RSC Energia, e-mail: alexander.rozhkov@rsce.ru

ИСАЕВ Геннадий Федорович — ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rse.ru
ISAEV Gennady Fedorovich — Lead Engineer at RSC Energia, e-mail: post@rse.ru

Актуальность проблемы

В процессе развития пилотируемой космонавтики интенсивно развивается внекорабельная деятельность (ВКД) космонавта вне герметичных объемов пилотируемых космических аппаратов (ПКА), выполняемая в скафандрах [1, 2]. ВКД требуется для решения многих задач в космосе, в частности, без проведения ВКД невозможно создание и поддержание в работоспособном состоянии орбитальной космической станции.

Деятельность космонавта при выполнении ВКД связана с процессами сбора, передачи, обработки разнообразной информации. Обеспечение космонавта в процессе ВКД необходимой информацией в формах и видах, удобных для восприятия и выполнения необходимых действий и процедур, осуществляется с помощью специальных технических средств. Скафандры «Орлан», применяемые в настоящее время на МКС, включают компьютер, жидкокристаллический дисплей и другие средства отображения информации для космонавта, которые в значительной степени определяют эффективность и надежность его деятельности. Поэтому совершенствование средств отображения информации скафандра является актуальной задачей.

Постановка задачи

Под средствами отображения информации понимается совокупность технических и программных средств, обеспечивающих предоставление человеку-оператору необходимых данных. Средства отображения информации объединяются понятием «система отображения информации» (СОИ) [3]. Процесс проектирования СОИ как сложной системы состоит из двух этапов: внешнего проектирования (макропроектирования) и внутреннего проектирования (микропроектирования). Микропроектирование СОИ связано с разработкой элементов системы (конструкции, параметров, программного обеспечения, режимов эксплуатации и т. п.).

В настоящей статье рассматриваются вопросы макропроектирования, которое включает в себя решение функционально-структурных вопросов СОИ в целом: определение целей создания системы и круга решаемых ею задач, описание действующих на систему факторов, выбор показателей эффективности и определение оптимальной структуры системы.

Общий подход к проектированию структуры СОИ заключается в следующем. Основной внешний критерий СОИ — эффективность деятельности космонавта в скафандре:

$E = F(p_k, T_k)$, где p_k — надежность, или безошибочность (правильность) решения стоящих перед космонавтом задач ВКД; T_k — показатель временных затрат космонавта на выполнение задач ВКД.

Внутренним критерием СОИ, на основе которого должен проектироваться ее облик, являются полные затраты на систему $W_{\text{СОИ}}$, которые складываются из трех составляющих: затрат на производство (изготовление) системы C_n , затрат на подготовку космонавтов к работе с системой отображения C_k и эксплуатационных расходов $C_{\text{э}}$. Полные приведенные затраты определяются соотношением:

$$W_{\text{СОИ}} = C_{\text{э}} + E_n(C_k + C_n),$$

где E_n — нормативный коэффициент экономической эффективности капитальных затрат.

В общем случае СОИ скафандра включает в себя:

- средства зрительной и акустической индикации $O = \{O_1, \dots, O_m\}$, где m — количество средств индикации;
- вычислительные средства $V = \{V_1, \dots, V_n\}$, где n — количество вычислительных средств;
- интерфейсные средства $I = \{I_1, \dots, I_r\}$, где r — количество интерфейсных средств;
- внутренние каналы связи $K = \{K_1, \dots, K_q\}$, где q — количество каналов связи.

Под оптимальным вариантом построения СОИ понимается тот, который обеспечивает реализацию заданных функций СОИ с минимальными затратами.

Задача выбора оптимального варианта построения СОИ ставится в виде:

$$W_{\text{СОИ}} \rightarrow \min_s,$$

где S — структура СОИ, $S = \{O, V, I, K\}$ при выполнении следующих ограничений:

- функциональные требования:
 $F_{\text{СОИ}} = \{f_1^{\text{зад}}, \dots, f_l^{\text{зад}}\}$, где l — количество заданных функций СОИ;
- требования по надежности выполнения функций: $p_i \geq p_i^{\text{зад}}$ для $i = 1, l$;
- ограничение на массу ($M_{\text{СОИ}}$) и габариты (g_{ab}): $M_{\text{СОИ}} \leq M^{\text{зад}}$; $g_{ab} \leq g_{ab}^{\text{зад}}$, где a — конструктивные блоки, $a = \overline{1, M}$; M — общее количество блоков, из которых состоит СОИ; b — размер блока, $b = \{x, y, z\}$;
- эргономические требования;
- иные требования, к которым относятся, например, требования к кабельной сети.

Анализ деятельности космонавта в скафандре и определение новых задач СОИ

Рассмотрим особенности деятельности космонавта в скафандре. Во время ВКД при работе в скафандре космонавты имеют ограниченный

обзор через остекление гермошлема. Внешняя поверхность МКС представляет собой протяженную конструкцию со сложным рельефом, который постоянно меняется в процессе эксплуатации после установки нового оборудования. Работа на такой поверхности предполагает умение космонавта ориентироваться при любой светотеневой обстановке и в связи с этим хорошо помнить размещение элементов на поверхности станции. Работа при ВКД требует от космонавта больших физических усилий и умения контролировать свое физическое состояние.

Деятельность космонавта в скафандре включает решение трех групп задач.

Первая группа задач:

- контроль работы скафандра;
- идентификация возможных нештатных ситуаций;
- принятие мер по парированию нештатных ситуаций.

Вторая группа — это целевые задачи ВКД:

- перемещение космонавта из текущего его положения в заданное место на внешней поверхности станции;
- перемещение оборудования;
- выполнение заданных работ, например, монтаж оборудования, контроль состояния оборудования;
- получение изображений для анализа состояния оборудования на Земле.

Третья группа — это контроль собственного состояния.

Требования к СОИ скафандра

Для выполнения задач первой группы СОИ должна соответствовать следующим функциональным требованиям:

- отображение текущих значений параметров, характеризующих работу систем скафандра;
- отображение результатов контроля работы систем скафандра;
- выдача сообщений о возникновении состояний систем скафандра, требующих внимания космонавта, при возникновении нештатных ситуаций;
- отображение данных о величине резервного времени для штатных и нештатных режимов работы скафандра;
- выдача рекомендаций по действиям космонавта.

Для выполнения задач второй группы СОИ должна соответствовать следующим требованиям:

- наличие оперативных интерфейсов СОИ с бортовыми системами, содержащими информацию, необходимую космонавту в процессе

выполнения ВКД (системой навигации, системой управления, фото-, видеокамерами, системой поддержки деятельности экипажа, включающей бортовые инструкции, средствами автоматизации деятельности). Интерфейсы могут использовать имеющуюся бортовую голосовую аппаратуру радиосвязи и сеть *Wi-Fi*;

- поддержка навигации космонавта (отображение плана внешней поверхности станции, текущего положения космонавта, оптимального маршрута следования в заданную точку, обеспечение возможности ввода космонавтом или персоналом ЦУП заданного местоположения, в которое космонавт должен переместиться, определение оптимального маршрута, расчет и отображение времени перемещения в заданную точку, выдача голосовых, текстовых подсказок по изменению направления движения, предупреждений при прохождении опасных участков);

- отображение нужных фрагментов бортовых инструкций, включающих текст, специальные символы, схемы, изображения; обеспечение возможности выбора требуемого раздела, перехода по внутренним ссылкам по команде космонавта, ЦУП или автоматически, в соответствии с внутренней логикой бортовой инструкции;

- прием в режиме реального времени изображений от фото- или видеокамеры, их просмотр с целью наведения камеры, оптимизации условий съемки, контроля качества изображений;

- наличие возможности выдачи любой необходимой дополнительной информации для экипажа, переданной из ЦУП.

Для решения задач третьей группы СОИ должна соответствовать следующим требованиям:

- отображение интегральной оценки функционального состояния, прогноза профессиональной работоспособности и функциональной надежности деятельности [4];

- выдача сообщения о наличии неблагоприятных изменений функционального состояния, включая развитие утомления и переутомления;

- автоматическая выдача предупредительного сигнала о существенном нарушении (потере) оператором работоспособности при возникновении состояний, представляющих реальную угрозу;

- выдача рекомендаций по необходимым мероприятиям оптимизации или коррекции состояния, отображение вариантов прогноза профессиональной работоспособности и функциональной надежности деятельности с учетом их проведения или не проведения [5].

СОИ должна отвечать эргономическим требованиям. Нормативные документы организации диалога космонавта, одетого в скафандр,

при выполнении ВКД отсутствуют. Поэтому эргономические требования формируются на основе имеющегося опыта и результатов исследовательских и экспериментальных работ.

При разработке СОИ скафандра должны выполняться общие эргономические требования ГОСТ Р 50948-2001 «Средства отображения информации индивидуального пользования. Общие эргономические требования и требования безопасности», ГОСТ Р 50949-2001 «Средства отображения информации индивидуального пользования. Методы измерений и оценки эргономических параметров и параметров безопасности» с учетом особенностей конструкции скафандров.

Общим требованием к размещению элементов СОИ является то, что они не должны затруднять деятельность космонавта. Возможна установка элементов СОИ с помощью легкосъёмных фиксаторов, что позволит снять их, если они мешают выполнению каких-то конкретных действий.

Из опыта проведения ВКД известно, что наиболее удобными местами размещения элементов СОИ являются рукав, грудь, шлем, стекло шлема скафандра.

Минимальный размер символов и пиктограмм $z \geq 20$ мм.

Рекомендуется использовать шрифт черного цвета, цветные пиктограммы и графику на белом фоне.

Видимость/читаемость символов на световой и теневой сторонах орбиты настраиваются с помощью, например, регулируемой яркости, контрастности, использования шторок и подсветки.

Расстояние между тумблерами и клавишами должно быть ≈ 22 мм. Они должны отделяться друг от друга буртиками для исключения случайной выдачи команд.

Минимальные и максимальные усилия, на которые должны быть рассчитаны тумблеры и клавиши, выбираются, исходя из конструкции перчаток скафандра. Должна быть организована механическая или информационная обратная связь для подтверждения факта выдачи команды.

Интерфейс космонавта с СОИ должен разрабатываться таким образом, чтобы требовалось минимальное количество управляющих воздействий.

Для оперативной поддержки работы космонавта необходимо иметь каналы передачи как звуковой, так и зрительной информации.

Управляющие воздействия космонавт должен иметь возможность выдавать рукой (с помощью тумблеров, кнопочных переключателей, сенсорных экранов) или голосом.

Представленные эргономические требования в соответствии с ГОСТ В 29.00.002-2005 должны уточняться в процессе выполнения программы эргономического обеспечения, предусматривающей исследовательские и экспериментальные работы на этапе технического предложения и эскизного проектирования системы.

Концепция построения СОИ

Для выполнения указанных выше требований предлагается создание двухуровневой СОИ.

Первый уровень разрабатывается на базе высоконадежных элементов с необходимым уровнем резервирования. Аналогом СОИ первого уровня являются существующие средства отображения скафандра. В современном российском скафандре «Орлан-М-ВК» для ВКД в качестве средств представления информации использованы: жидкокристаллический индикатор, светодиоды, система голосовой связи. На рис. 1 показан космонавт при подготовке скафандра к ВКД.

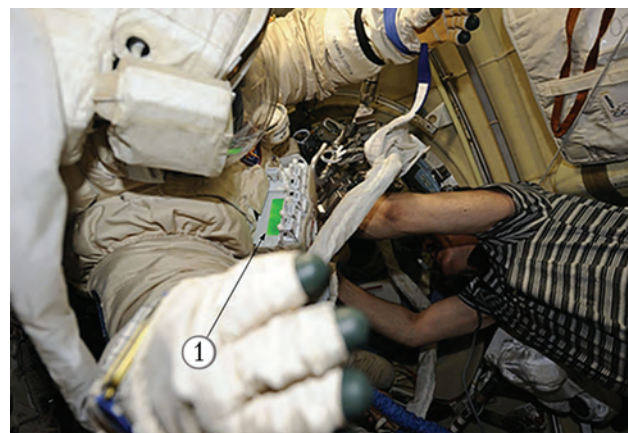


Рис. 1. Подготовка скафандра к внекорабельной деятельности: 1 — жидкокристаллический индикатор

Светодиоды скафандра находятся на остеклении шлема и позволяют в условиях плохой освещенности или в полной темноте идентифицировать возникшую нештатную ситуацию в работе скафандра. СОИ первого уровня выполняет первую группу задач.

СОИ второго уровня создается на базе автономного коммерческого оборудования, которое размещается на скафандре в качестве навесного и обеспечивает выполнение второй и третьей групп задач. В случае отказа СОИ второго уровня экипаж продолжает выполнение задач ВКД с меньшей эффективностью. Следствием отказа СОИ второго уровня (возможно, но не обязательно) будет сокращение объема выполненных работ или увеличение их длительности при обеспечении заданной безопасности. (Примечание: учитывая высокую

значимость задач третьей группы, они частично могут быть реализованы на СОИ первого уровня).

Альтернативой двухуровневой СОИ является создание СОИ, решающей все три группы задач на существующих принципах. При этом надо учитывать, что срок создания такой СОИ будет весьма значительный (более пяти лет), так как потребуются разработка ряда новых электронных компонентов, а также сложного программного обеспечения.

Подход к созданию СОИ в виде двухуровневой системы, кроме существенно более коротких сроков (один-два года) имеет следующие преимущества:

- сокращение затрат;
- поддержание СОИ на уровне последних достижений (в течение всего срока эксплуатации) за счет регулярной модификации при появлении на рынке новых соответствующих аппаратных и программных средств;
- возможность автономной разработки СОИ второго уровня практически независимо от скафандра и СОИ первого уровня;
- возможность индивидуальной адаптации СОИ второго уровня к конкретному космонавту.

Предлагается создать СОИ второго уровня на базе коммерческого планшетного компьютера (возможно, в сочетании с электронными очками, проектором). Современный планшетный компьютер совмещает функции отображения информации, вычислительной машины, выдачи управляющей информации, обмена информацией с внешними системами. При этом планшетный компьютер построен на базе унифицированных стандартных средств (операционная система, инструментальные средства разработки программного обеспечения, средства отображения высококачественной графической информации, средства беспроводной связи), что упрощает процесс разработки СОИ, позволяет использовать большое количество готовых и отработанных технических решений.

Современный планшетный компьютер имеет следующие особенности:

- является легким мобильным устройством с большим временем автономной работы;
- хорошие (продолжающие быстро улучшаться) вычислительные, сетевые и графические характеристики;
- большой выбор моделей с разнообразными параметрами и возможностями;
- беспроводное подключение с использованием *Wi-Fi* и *Bluetooth*;
- имеется сформировавшийся рынок с большим количеством крупных производителей.

Тенденция использования коммерческих изделий в составе бортового оборудования космического аппарата

В настоящее время в российской и иностранной космической технике имеется устойчивая тенденция построения бортового оборудования на базе готовых коммерческих изделий (по-английски *Commercial off-the-shelf (COTS)*). Использование в бортовых системах космических аппаратов готовых модулей *COTS* ускоряет процесс проектирования, но накладывает более жесткие ограничения на разработку требований к системам, которые служат основой для проектирования, проведения испытаний, организации эксплуатации, модернизации.

В настоящее время на ПКА широко используются коммерческие фото- и видеокамеры, персональные компьютеры экипажа, сетевое оборудование, средства связи экипажа, мониторы, видеооборудование, офисные принадлежности, программное обеспечение: операционные системы, офисные программы, программы обработки изображений, средства обработки медиафайлов и многие другие изделия [6–8]. Планшетные компьютеры впервые начали использоваться на ПКА с 2012 г. (они были доставлены на МКС кораблем «Прогресс М-14М»). Использование планшетных компьютеров космонавтами внутри МКС началось с программ психологической поддержки (фильмы, книги и т. п.). Затем их стали использовать для размещения справочных материалов, радиogramм, бортовой документации. На рис. 2 показана работа космонавта (2014 г.) с бортовой документацией, размещенной на планшетном компьютере, во время проведения эксперимента.



Рис. 2. Работа космонавта с бортовой документацией (1), размещенной на планшетном компьютере

Наибольшую сложность представляет использование коммерческих изделий в условиях вакуума. Во время работ на орбитальных станциях были получены положительные результаты использования различных электронных устройств. Так, например, в настоящее время на Российском сегменте МКС российские космонавты используют портативный видеокомплекс высокого разрешения «Глиссер-М», который построен на базе коммерческой видеокамеры (рис. 3). Этот видеокомплекс, который крепится, например, на руке поверх скафандра, успешно применялся на МКС во время операций ВКД 36, ВКД 37, ВКД 37А, ВКД 38, ВКД 39 и ВКД 40 (2013–2014 гг.).

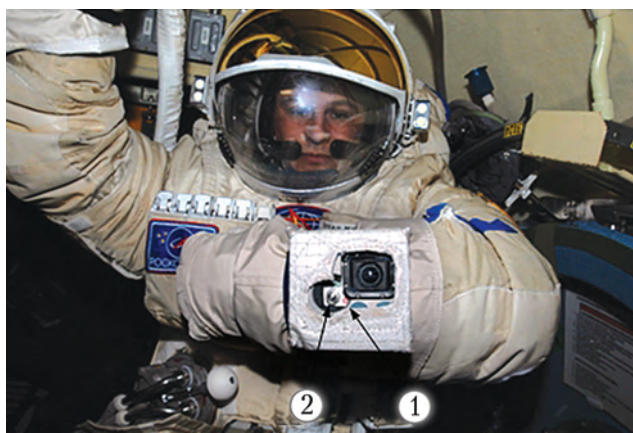


Рис. 3. Видеокомплекс «Глиссер-М» на руке космонавта в скафандре: 1 — кнопка управления (включения/выключения питания и видеозаписи); 2 — светодиодный индикатор красного света

Как показывают испытания в барокамерах, проведенные РКК «Энергия», многие современные электронные устройства, в т. ч. планшетные компьютеры, могут сохранять работоспособность в вакууме. Несколько типов планшетных компьютеров успешно прошли испытания на воздействие вакуума (от 1×10^{-1} до 1×10^{-3} мм рт. ст.) во включенном состоянии (в спящем режиме). В процессе испытаний РКК «Энергия» была подтверждена возможность выдавать команды рукой, используя сенсорный экран и работая в перчатках скафандра, на колпачки пальцев которых надеты (наклеены) специальные накладки.

Имеются варианты адаптации планшетного компьютера для использования его в вакууме при ВКД. Например, такой критичный элемент, как внутренняя аккумуляторная батарея, может быть удален, а питанием планшет будет обеспечиваться от внешней загерметизированной аккумуляторной батареи. Дисплеи ряда планшетов изготавливаются из сверхпрочного, многослойного, небьющегося стекла. Испытания, проведенные РКК «Энергия», подтвердили, что стекло некоторых планшетных компьютеров выдерживает требуемые нагрузки.

Заключение

- Разработаны требования к СОИ.
- В математической постановке сформулирована задача по оптимизации СОИ скафандра для ВКД.
- Разработана концепция построения двухуровневой СОИ.
- Предложенный подход может применяться при проектировании СОИ сложных систем.

Список литературы

1. Абрамов И.П., Северин Г.И., Стоклицкий А.Ю., Шарипов Р.Х. Скафандры и системы для работы в открытом космосе. М.: Машиностроение, 1984. 255 с.
 2. Цыганков О.С. Пятидесятилетие внекорабельной деятельности // Космическая техника и технологии. 2015. №1(8). С. 3–16.
 3. Душков Б.А., Королев А.В., Смирнов Б.А. Энциклопедический словарь: психология труда, управления, инженерная психология и эргономика, 2005 г. М.: Академический проект, Фонд «Мир», 2005. 847 с.
 4. Ушаков И.Б. Общая структурная (каскадная) схема изменений профессионального здоровья в авиации // Авиакосмическая и экологическая медицина. 1994. № 5. С. 4–8.
 5. Ушаков И.Б. Курс на упреждение как стратегическая задача космической биологии и медицины на современном этапе // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2011. Т. 45. № 1. С. 5–16.
 6. Бронников С.В., Рожков А.С., Смирнов И.Ю. Автономный видеокомплекс космонавта «Глиссер-М» на международной космической станции // XXXVII Научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (Калуга, 17–19 сентября 2002 г.). Тезисы докладов. Изд-во РАН. С. 57.
 7. Бронников С.В., Рожков А.С., Смирнов И.Ю. Применение первых персональных компьютеров на орбитальном комплексе «Мир» // XXXVIII Научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (Калуга, 16–18 сентября 2003 г.). Тезисы докладов. Изд-во РАН. С. 182.
 8. Бронников С.В., Рожков А.С., Сидоров С.В. Особенности использования профессиональной видеоаппаратуры на пилотируемых космических станциях // XXXVIII Научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (Калуга, 16–18 сентября 2003 г.). Тезисы докладов. Изд-во РАН. С. 191.
- Статья поступила в редакцию 15.04.2015 г.

References

1. Abramov I.P., Severin G.I., Stoklitskii A.Yu., Sharipov R.Kh. *Skafandry i sistemy dlya raboty v otkrytom kosmose* [Spacesuits and systems for operations in open space]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1984. 255 p.
2. Tsygankov O.S. *Pyatidesyatiletie vnekorabel'noi deyatelnosti* [50 years of extravehicular activity]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2015, no. 1(8), pp. 3–16.
3. Dushkov B.A., Korolev A.V., Smirnov B.A. *Entsiklopedicheskii slovar': psikhologiya truda, upravleniya, inzhenernaya psikhologiya i ergonomika*, 2005 g. [Encyclopedic dictionary: labor and management psychology, engineering psychology and ergonomics]. Moscow, Akademicheskii proekt, Fond «Mir» publ., 2005. 847 p.
4. Ushakov I.B. *Obshchaya strukturnaya (kaskadnaya) skhema izmenenii professional'nogo zdorov'ya v aviatsii* [The overall structural (cascade) scheme of changes in professional health in aviation]. *Aviakosmicheskaya i ekologicheskaya meditsina*, 1994, no. 5, pp. 4–8.
5. Ushakov I.B. *Kurs na uprezhdenie kak strategicheskaya zadacha kosmicheskoi biologii i meditsiny na sovremennom etape* [Focus on preemption as a strategic task for space biology and medicine at the present stage]. *Aviakosmicheskaya i ekologicheskaya meditsina*, 2011, vol. 45, no. 1, pp. 5–16.
6. Bronnikov S.V., Rozhkov A.S., Smirnov I.Yu. *Avtonomnyi videokompleks kosmonavta «Glisser-M» na mezhdunarodnoi kosmicheskoi stantsii* [Self-contained video system for a cosmonaut Glisser-M on the International Space Station]. *XXXVII Nauchnye chteniya, posvyashchennye razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idei K.E. Tsiolkovskogo (Kaluga, 17–19 September 2002). Tezisy dokladov. RAS publ.* P. 57.
7. Bronnikov S.V., Rozhkov A.S., Smirnov I.Yu. *Primenenie pervykh personal'nykh komp'yuterov na orbital'nom komplekse «Mir»* [The use of first personal computers onboard Mir space station]. *XXXVIII Nauchnye chteniya, posvyashchennye razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idei K.E. Tsiolkovskogo (Kaluga, 16–18 September 2003). Tezisy dokladov. RAS publ.* P. 182.
8. Bronnikov S.V., Rozhkov A.S., Sidorov S.V. *Osobennosti ispol'zovaniya professional'noi videoapparatury na pilotiruemykh kosmicheskikh stantsiyakh* [The use of professional video equipment onboard manned space stations]. *XXXVIII Nauchnye chteniya, posvyashchennye razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idei K.E. Tsiolkovskogo (Kaluga, 16–18 September 2003). Tezisy dokladov. RAS publ.* P. 191.

**ТЕПЛОНОСИТЕЛИ ДЛЯ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ
И НАРУЖНЫХ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ КОНТУРОВ
СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ
АВТОМАТИЧЕСКИХ И ПИЛОТИРУЕМЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

© 2015 г. Морковин А.В., Плотников А.Д., Борисенко Т.Б.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070,
e-mail: post@rsce.ru

В статье сформулированы требования к однофазным и двухфазным теплоносителям систем терморегулирования космических аппаратов. Приведены физико-химические, теплофизические и эксплуатационные свойства ряда теплоносителей на основе углеводородов, кремнийорганических и перфторорганических жидкостей, обоснован выбор ряда теплоносителей. Приведены результаты исследования коррозионной стойкости металлических материалов в среде ряда теплоносителей, и разработаны рекомендации по выбору материалов контуров. Предложен новый теплоноситель для тепловых труб и наружных контуров с температурой замерзания не выше -100°C . Практическая значимость работы подтверждена успешным использованием разработанных и исследованных теплоносителей в системах терморегулирования космических аппаратов.

Ключевые слова: теплоноситель, плотность, вязкость, температура замерзания, теплоемкость, теплопроводность, коррозия.

**HEAT TRANSFER MEDIUM
FOR HEAT PIPES AND EXTERNAL HYDRAULIC CIRCUITS
OF THERMAL CONTROL SYSTEMS OF UNMANNED
AND MANNED SPACECRAFT**

Morkovin A.V., Plotnikov A.D., Borisenko T.B.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation,
e-mail: post@rsce.ru

The paper states requirements for one-phase and two-phase heat-transfer agents for thermal control systems of spacecraft. It provides physical, chemical, thermal and operational properties of a number of thermal transfer agents based on hydrocarbons, organosilicone and perfluororganic liquids, and it also provides a rationale for selection of a series of thermal transfer agents. The paper provides results of studies of corrosive resistance of metallic materials exposed to a series of heat transfer agents and recommendations for selecting the fluid circuit material. A new thermal transfer agent is proposed for heat pipes and outside fluid circuits with a freezing point no higher than -100°C . The practical relevance of this work has been validated by the successful use of the developed and studied heat transfer agents in thermal control systems of spacecraft.

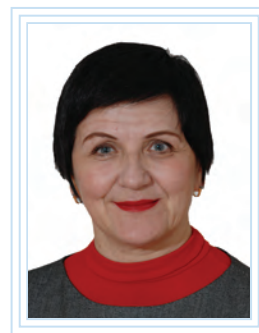
Key words: heat transfer agent, density, viscosity, freezing point, thermal capacity, thermal conductivity, corrosion.



МОРКОВИН А.В.



ПЛОТНИКОВ А.Д.



БОРИСЕНКО Т.Б.

МОРКОВИН Алексей Валентинович — кандидат технических наук, начальник лаборатории РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru
MORKOVIN Alexey Valentinovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Laboratory at RSC Energia, e-mail: post2@rsce.ru

ПЛОТНИКОВ Андрей Дмитриевич — кандидат технических наук, начальник отделения РКК «Энергия», e-mail: andrey.plotnikov@rsce.ru
PLOTNIKOV Andrey Dmitrievich — Candidate of Science (Engineering), Head of Division at RSC Energia, e-mail: andrey.plotnikov@rsce.ru

БОРИСЕНКО Татьяна Борисовна — инженер-технолог РКК «Энергия», e-mail: post2@rsce.ru
BORISENKO Tatiana Borisovna — Process Engineer at RSC Energia, e-mail: post2@rsce.ru

В активных системах терморегулирования (СТР) пилотируемых и автоматических космических аппаратов (КА) передача тепла от приборно-агрегатного оборудования к устройствам сброса тепла в окружающее пространство — радиационным теплообменникам — осуществляется теплоносителями, циркулирующими через теплообменные устройства внутренних и наружных гидравлических контуров.

Ранее были рассмотрены теплоносители для внутренних контуров СТР [1]. Как показал опыт эксплуатации орбитальной станции «Мир», температура теплоносителя в наружных контурах может опускаться до -80°C и ниже. В наружных контурах применяются однофазные и двухфазные теплоносители с низкой температурой замерзания. В автоматических КА применяются СТР с теми же низкотемпературными жидкостями, что и в наружных контурах пилотируемых аппаратов, а также тепловые трубы и активные системы с принудительной циркуляцией жидкости, заправленные двухфазным теплоносителем.

Использование в наружных контурах СТР двухфазных теплоносителей ведет к уменьшению расхода теплоносителя, увеличению коэффициентов теплоотдачи при кипении и конденсации и, как следствие, к уменьшению энергопотребления, массы и размеров элементов двухфазного контура.

В табл. 1 приведены требования, предъявляемые к теплоносителям, применяемым в тепловых трубах и наружных контурах СТР пилотируемых и автоматических КА.

Таблица 1

Требования, предъявляемые к теплоносителям, применяемым в тепловых трубах и наружных контурах систем терморегулирования пилотируемых и автоматических космических аппаратов

Свойства	Показатели свойств	
	Однофазные теплоносители	Двухфазные теплоносители
Температура кристаллизации (плавления), $^{\circ}\text{C}$	не выше -100	не выше -70
Вязкость кинематическая при $+20^{\circ}\text{C}$, cSt	не более 1,0	—
Теплопроводность, $\text{Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$	высокая	высокая
Теплоемкость, $\text{Дж}/(\text{г}\cdot\text{К})$	высокая	—
Теплота испарения, $\text{кДж}/\text{кг}$	—	не менее 800
Коррозионная инертность к материалам СТР	в течение 15 лет	в течение 15 лет
Плотность при $+20^{\circ}\text{C}$, $\text{г}/\text{см}^3$	менее 1,0	—
Температура кипения при атмосферном давлении, $^{\circ}\text{C}$	не ниже 80	—
Давление насыщенного пара при $+20^{\circ}\text{C}$, $\text{кг}/\text{см}^2$	—	не более 8

Учитывая изложенные выше требования, РКК «Энергия» были проведены анализ и исследование углеводородов с низкой температурой замерзания, кремнийорганических жидкостей, перфторуглеродов и двухфазных теплоносителей.

Теплоносители на основе углеводородов

При выборе основы для производства теплоносителя первоначально был проведен анализ существующих углеводородов, имеющих температуру замерзания ниже $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ и температуру кипения не ниже $+80\text{ }^{\circ}\text{C}$. В табл. 2 приведены теплофизические характеристики углеводородов, которые могут быть использованы при изготовлении низкотемпературных теплоносителей.

РКК «Энергия» совместно с исследовательской лабораторией ЗАО «Завод имени

Шаумяна» был разработан низкотемпературный теплоноситель ЛЗ-ТК-2.

При разработке теплоносителя в качестве основы был выбран 2,2,4-триметилпентан (торговое название «Изооктан»). Выбор изооктана обусловлен его доступностью, налаженным производством в связи с широким применением в качестве эталонной жидкости при анализе бензинов на октановое число.

Для снижения износа подшипников электронасосных агрегатов в состав теплоносителя включены противоизносные присадки.

Таблица 2

Теплофизические характеристики углеводородов, которые могут быть использованы при изготовлении низкотемпературных теплоносителей

№ п/п	Углеводород	Молекулярная масса	Температура замерзания, $^{\circ}\text{C}$	Температура кипения, $^{\circ}\text{C}$	Вязкость, $\text{мм}^2/\text{с}$
1	3,3-диметилпентан	100	$-134,5$	$+86,06$	0,655
2	2-метилгексан	100	$-118,3$	$+90,05$	0,557
3	2,2-диметилгексан	114	$-121,2$	$+106,84$	0,758
4	2,2,3-триметилпентан	114	$-112,3$	$+109,84$	0,849
5	2,2,4-триметилпентан (изооктан)	114	$-107,4$	$+99,24$	0,700
6	3,3-диметилгексан	114	$-126,1$	$+111,97$	0,703
7	2-метил-3-этилгексан	114	$-115,0$	$+115,65$	0,678
8	4-метилпентан	114	$-121,0$	$+117,71$	0,664
9	3-метилпентан	114	$-120,5$	$+118,98$	0,708
10	2,2,4-триметилгексан	128	$-123,4$	$+126,45$	1,270
11	2,4,4-триметилгексан	128	$-113,4$	$+130,65$	—
12	2,3,5-триметилгексан	128	$-122,2$	$+133,01$	—
13	2,3,3-триметилгексан	128	$-116,0$	$+137,70$	—
14	2,4-диметил-3-этилпентан	128	$-122,4$	$+136,72$	0,670
15	4-метилоктан	128	$-113,3$	$+142,43$	—
16	3-метилоктан	128	$-107,6$	$+144,18$	—
17	2,2,6-триметилпентан	142	$-105,0$	$+148,98$	—
18	1-этил-1-бутилциклопропан	126	$-102,7$	$+140,41$	—
19	1,3-диметилциклопентан	98	$-133,9$	$+91,73$	0,682
20	1,2-диметилциклопентан	98	$-117,6$	$+91,87$	—
21	этилциклопентан	98	$-138,4$	$+108,47$	0,739
22	1,1,3-триметилциклопентан	112	$-142,4$	$+104,89$	0,827
23	1,2,3-триметилциклопентан	112	$-112,7$	$+110,40$	—
24	1,2,4-триметилциклопентан	112	$-130,8$	$+109,29$	—
25	1-метил-3-этилциклопентан	112	$-108,0$	$+120,80$	—
26	1-метил-1-этилциклопентан	112	$-143,8$	$+121,52$	—
27	1-метил-2-этилциклопентан	112	$-105,0$	$+128,05$	0,920
28	изопропилциклопентан	112	$-111,4$	$+126,42$	—
29	пропилциклопентан	112	$-117,3$	$+130,95$	0,880
30	1-метил-2-пропилциклопентан	126	$-123,0$	$+146,30$	0,622
31	изобутилциклопентан	126	$-115,2$	$+148,80$	—
32	1,2-диэтилциклопентан	126	$-118,7$	$+153,50$	0,669
33	бутилциклопентан	126	$-108,0$	$+156,60$	1,260
34	метилциклогексан	98	$-126,6$	$+100,93$	—
35	1-метил-4-изопропилциклогексан	140	$-118,0$	$+170,70$	—
36	1,3,5-изопропилбензол	204	$-118,5$	$+236,00$	—

Основные свойства теплоносителя ЛЗ-ТК-2:
теплоемкость при +20 °С, Дж/г·К 1,6;
теплопроводность при +20 °С, Вт/м·К 0,10;
диэлектрическая проницаемость при +20 °С 2,2;
температура вспышки, °С –9;
пределы взрываемости смеси паров теплоносителя с воздухом при +20 °С, г/л: нижний – 0,05; верхний – 0,275.

При +20 °С в условиях насыщения в воздухе содержится 0,25 г/л паров теплоносителя ЛЗ-ТК-2.

Основные свойства теплоносителя ЛЗ-ТК-2 приведены в табл. 3–9.

Таблица 3

Зависимость плотности теплоносителя ЛЗ-ТК-2 от температуры

Температура, °С	–90	–50	0	+20	+50	+90
Плотность, г/см ³	0,782	0,749	0,708	0,692	0,667	0,631

Таблица 4

Зависимость кинематической вязкости теплоносителя ЛЗ-ТК-2 от температуры

Температура, °С	–100	–80	–70	–60	–50	0	+20	+50	+90
Вязкость, мм ² /с	15,5	6,0	4,0	3,5	2,8	0,92	0,74	0,54	0,39

Таблица 5

Температура кипения теплоносителя ЛЗ-ТК-2 в зависимости от давления

Давление, кг/см ²	1	2	3	4	5
Температура кипения, °С	+100	+124	+142	+154	+165

Таблица 6

Зависимость давления насыщенного пара теплоносителя ЛЗ-ТК-2 от температуры

Температура, °С	–60	–30	–20	–10	0	+10	+20	+25
Давление пара, мм рт. ст.	0,10	1,65	3,5	7,0	13	22	38	49

Продолжение табл. 6

Температура, °С	+30	+40	+50	+60	+70	+80	+90	+110
Давление пара, мм рт. ст.	62	97	146	215	305	425	580	1 020

Таблица 7

Зависимость изменения объема теплоносителя ЛЗ-ТК-2 от температуры

Температура, °С	–100	–80	–60	–40	–20
Изменение объема, %	–11,8	–10,0	–8,2	–6,2	–4,6

Продолжение табл. 7

Температура, °С	0	+18	+20	+40	+60	+80	+100
Изменение объема, %	–2,2	0	+0,2	+3,1	+5,2	+7,5	+10,0

Таблица 8

Коэффициент поверхностного натяжения теплоносителя ЛЗ-ТК-2 в зависимости от температуры

Температура, °С	–80	–40	0	+20	+50
Поверхностное натяжение, мН/м	26,5	22,5	19,0	17,0	14,2

Таблица 9

Растворимость воздуха в теплоносителе ЛЗ-ТК-2 при различных давлениях и температурах в условиях насыщения

Температура, °С	Растворимость воздуха, см ³ /л		
	1 кг/см ²	2 кг/см ²	3 кг/см ²
–85	334	668	1 102
–50	282	563	845
0	230	460	690
+20	214	429	643
+50	194	389	583

Теплоносители на основе кремнийорганических жидкостей

Теплоноситель ЛЗ-ТК-2 имеет существенный недостаток: пожароопасность (температура вспышки: –9 °С). Поэтому РКК «Энергия» был проведен поиск других менее пожароопасных низкотемпературных жидкостей. Была рассмотрена группа кремнийорганических жидкостей с низкой температурой замерзания.

Кремнийорганические или силиконовые жидкости представляют собой группу материалов, комплекс свойств которых обеспечивает их работоспособность в широких температурных интервалах, чего не наблюдается ни в одном другом классе природных или синтетических веществ. Они объединяют обширную группу веществ на основе олигоорганосилоксанов (силиконов), не содержащих функциональных реакционноспособных заместителей [2].

Олигоорганосилоксаны имеют ряд особенностей, существенно отличающих эти вещества от других природных и синтетических жидкостей. Для всех олигоорганосилоксанов характерны широкие температурные интервалы нахождения в жидком состоянии, слабая зависимость теплофизических свойств, в т. ч. и вязкости, от температуры, высокие диэлектрические свойства, повышенная термостойкость и химическая инертность.

По химической природе кремнийорганические жидкости можно разделить на олигодиметилсилоксановые жидкости, состоящие из молекул линейного строения; олигодиметил(метил)силоксановые жидкости, состоящие из молекул разветвленного строения; олигоэтилсилоксановые; олигометилфенилсилоксановые и олигогалогеноорганосилоксановые жидкости. Выпускаемые промышленностью олигодиметилсилоксановые жидкости являются смесями гомологов, имеющих одинаковый состав и строение, но различающихся степенью полимеризации, которая определяет вязкость жидкости. Вязкость олигодиметилсилоксановых жидкостей является основной эксплуатационной характеристикой и обычно обозначается в сантистоксах (сСт) в названии торговой марки.

Олигодиметилсилоксановые жидкости с молекулами линейного строения представляют наиболее многочисленный и наиболее широко используемый класс кремнийорганических жидкостей. Они склонны к кристаллизации в интервале температур $-100...-75\text{ }^{\circ}\text{C}$ [3]. Закристаллизовавшиеся жидкости плавятся при температурах $-65...-35\text{ }^{\circ}\text{C}$, поэтому за нижнюю границу эксплуатационного температурного интервала линейных олигодиметилсилоксановых жидкостей следует считать температуру плавления.

В отличие от олигодиметилсилоксановых жидкостей, рассмотренных выше, олигодиметил(метил)силоксановые жидкости включают в свой

состав некоторое количество разветвляющих метилсилсесквиоксанных звеньев.

Главное отличие олигодиметил(метил)силоксановых жидкостей от олигодиметильных аналогов заключается в том, что они не проявляют склонности к кристаллизации. При охлаждении эти жидкости теряют текучесть в области $-110\text{ }^{\circ}\text{C}$ в результате значительного возрастания вязкости, а затем стеклуются. Основной причиной подавления кристаллизации в олигодиметил(метил)силоксановых жидкостях следует считать нарушение регулярности строения силоксановых цепей молекул при введении метилсилсесквиоксанных звеньев.

Отсутствие у олигодиметил(метил)силоксановых жидкостей склонности к кристаллизации и низкие температуры застывания позволяют использовать их в качестве низкотемпературных теплоносителей, предназначенных для эксплуатации при низких температурах (ниже $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$).

В табл. 10 приведены свойства олигодиметилсилоксановых жидкостей с температурой застывания ниже $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$, которые могут быть применены в качестве низкотемпературных теплоносителей.

В качестве низкотемпературного теплоносителя для космических аппаратов впервые на станции «Мир» была применена кремнийорганическая жидкость ПМС-1,5р.

Основные теплофизические характеристики теплоносителя ПМС-1,5р в зависимости от температуры приведены в табл. 11.

Таблица 10

Свойства олигодиметилсилоксановых жидкостей с температурой застывания ниже $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$

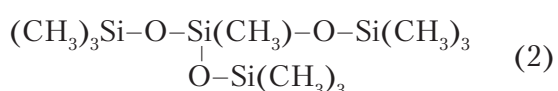
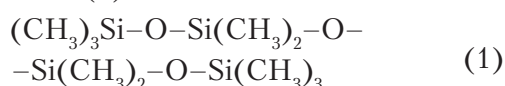
№ п/п	Торговая марка жидкости	Молекулярная масса	Температура застывания, $^{\circ}\text{C}$	Плотность, кг/м^3	Вязкость при $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $10^6\text{ м}^2/\text{с}$	Поверхностное натяжение, мН/м	Давление пара при $+125\text{ }^{\circ}\text{C}$, мм рт. ст.	Температура вспышки, $^{\circ}\text{C}$	Теплоемкость при $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{кДж/кг}\cdot\text{K}$	Теплопроводность при $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\text{Вт/м}\cdot\text{K}$
Олигодиметил(метил)силоксановые жидкости с молекулами разветвленного строения										
1	ПМС-1р	—	-110	820	$1,05\pm 0,05$	18,3	4 977	30	1,492	0,113
2	ПМС-1,5р	320...440	-110	850	$1,5\pm 0,1$	18,6	2 132	50	1,609	0,117
3	ПМС-2р	—	-113	870	$2,0\pm 0,15$	18,7	500	70	1,520	0,119
4	ПМС-2,5р	470	-130	890	$2,5\pm 0,2$	18,7	90	80	1,558	0,121
5	ПМС-3р	—	-108	910	$3,0\pm 0,35$	18,8	30	85	1,502	0,122
6	ПМС-10р	—	-120	940	$10,0\pm 1,0$	19,1	3,84	170	1,458	0,130
7	ПМС-50р	—	-120	980	$50,0\pm 5,0$	22,1	0,78	250	1,421	0,140
Олигоэтилсилоксановые жидкости										
8	ПЭС-1	270...350	-115	860...900	$1,5...4,5$	24,0	9,2	80	1,848	0,130
9	ПЭС-2	350...400	-110	920...950	$6...12$	25,8	4,32	110	1,781	0,136
10	ПЭС-3	400...500	-110	950...970	$14...17$	25,0	0,36	125	1,719	0,139
Олигометилфенилсилоксановые жидкости										
11	ФМ-5	—	-120	940	16	21,8	0,0016	200	1,685	0,137
12	ФМ-5,6АП	1 900	-110	1 067	$20...27$	21,7	0,06	200	1,781	0,145
13	ФМ-6	3 000	-115	957	50	24,1	0,011	300	1,748	0,149

Таблица 11

Основные теплофизические характеристики теплоносителя ПМС-1,5р в зависимости от температуры

Температура, °С	−80	−60	−40	−20	0	+20	+40	+60	+80	+100
Плотность, кг/м³	953	933	914	895	874	854	835	815	795	775
Давление насыщенного пара, Па	0,025	2,15	14	80	380	840	1 720	3 460	7 200	14 100
Вязкость кинематическая, 10 ⁶ м²/с	20	9,6	5,1	3,2	2,2	1,5	1,2	0,90	0,75	0,61
Теплоемкость, кДж/кг·К	1,28	1,344	1,411	1,478	1,543	1,609	1,675	1,742	1,809	1,873
Теплопроводность, Вт/м·К	0,137	0,133	0,129	0,125	0,121	0,117	0,113	0,109	0,105	0,101
Коэффициент поверхностного натяжения, мН/м	29,0	27,1	25,1	23,2	21,2	19,3	17,4	15,4	13,5	11,5

Теплоноситель ПМС-1,5р состоит из смеси декаметилтетрасилоксана (1) и изодекаметилтетрасилоксана (2).



Химический состав теплоносителя ПМС-1,5р представлен на рис. 1.

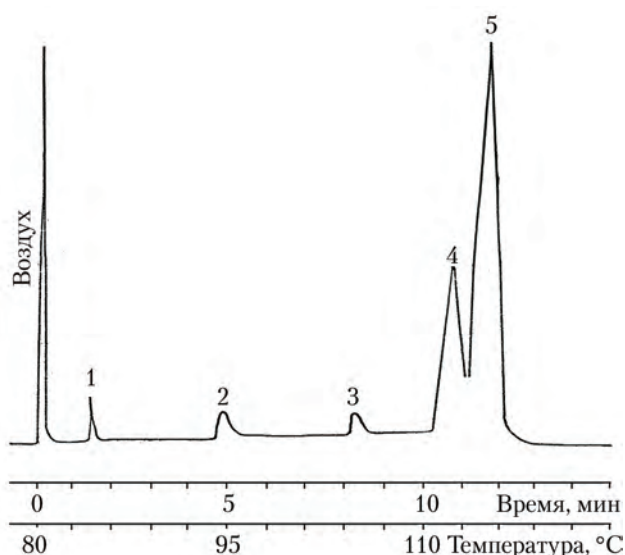


Рис. 1. Хроматограмма теплоносителя ПМС-1,5р: 1 – гексаметилдисилоксан; 2 – октаметилтрисилоксан; 3 – октаметилтетрациклосилоксан; 4, 5 – ПМС-1,5р

Наличие в смеси разветвленного изомера обеспечивает более низкую температуру застывания жидкости.

Основны́е физико-химические и тепло- физические свойства теплоносителя ПМС-1,5р:	
молекулярная масса, у. е.	320...440;
плотность при +20 °С, кг/м³	0,850...0,860;
температура застывания, °С	не выше –110;
вязкость кинематическая, мм²/с:	
при +20 °С	1,6...1,7;
при –70 °С	не более 13;
поверхностное натяжение, мН/м	18,6;

давление пара при +125 °С, мм рт. ст.	2 132;
температура вспышки в открытом тигле, °С	+55;
температурные пределы воспламенения, °С:	
нижний	+32;
верхний	+144;
температура самовоспламенения, °С	+340.

Теплоносители ЛЗ-ТК-2 и ПМС-1,5р взаимозаменяемы и применяются при заправке СТР транспортных пилотируемых кораблей «Союз» и грузовых кораблей «Прогресс». Оба теплоносителя, не являясь электролитами, имеют низкую коррозионную активность ко всем металлическим материалам, применяемым в СТР КА. Теплоноситель ПМС-1,5р впервые применен для заправки наружных контуров модулей орбитальной станции «Мир». Теплоносителем ПМС-1,5р заправлены наружные контуры Международной космической станции и ее модулей.

Теплоносители на основе перфторорганических жидкостей

В поисках негорючего, нетоксичного теплоносителя, который можно было бы использовать как в гидравлических контурах СТР разрабатываемых автоматических и пилотируемых КА, так и в разрабатываемых одноконтурных системах пилотируемых кораблей, был исследован класс перфторорганических соединений с низкой температурой замерзания. Перфторорганические жидкости представляют собой химические соединения, в которых все атомы водорода замещены атомами фтора. Ряд таких жидкостей имеет низкую температуру замерзания, ниже $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$, что удовлетворяет требованиям, предъявляемым к теплоносителям.

В табл. 12 приведены свойства перфторорганических жидкостей «ОР-28» и «Карбогал», которые рассматривались в качестве базовых при разработке теплоносителя для гидравлических контуров СТР.

Таблица 12

Свойства перфторорганических жидкостей «ОР-28» и «Карбогал»

№ п/п	Наименование показателей	Теплоноситель	
		«ОР-28»	«Карбогал»
1	Температура застывания, °С	≤110	≤110
2	Температура кипения, °С	+100	+102
3	Плотность при +20 °С, кг/м³	1 683	1 858
4	Вязкость кинематическая, 10⁶ м²/с при +20 °С	0,74	1,05
5	Температура разложения, °С	>400	>400
6	Теплота испарения при температуре кипения, кДж/(кг·К)	—	82,9
7	Теплопроводность при +20 °С, Вт/(м·К)	0,060	0,058
8	Поверхностное натяжение, мН/м	—	16,6
9	Теплоемкость, кДж/(кг·К) при +20 °С	0,920	0,881
10	Температура вспышки, °С	Отсутствует	Отсутствует
11	Коэффициент объемного расширения	0,001	0,0014
12	Токсичность по ГОСТ 12.1.007-76	4 класс	4 класс

Основные свойства перфторорганических жидкостей в зависимости от температуры приведены в табл. 13 и 14.

Таблица 13

Зависимость теплофизических свойств теплоносителя «Карбогал» от температуры

Температура, °С	–60	–20	0	+20	+40	+80
Плотность, кг/м³	2 020	1 948	1 903	1 858	1 810	1 704
Вязкость кинематическая, 10⁶ м²/с	—	3,35	1,74	1,05	0,75	0,57
Теплоемкость, кДж/(кг·К)	0,740	0,793	0,839	0,881	0,928	1,036
Теплопроводность, Вт/(м·К)	0,066	0,062	0,060	0,058	0,055	0,051

Таблица 14

Зависимость теплофизических свойств теплоносителя «ОР-28» от температуры

Температура, °С	–60	–20	0	+20	+40	+80
Плотность, кг/м³	1 924	1 803	1 743	1 683	1 623	1 502
Вязкость кинематическая, 10⁶ м²/с	7,81	1,67	1,09	0,74	0,57	0,48
Теплоемкость, кДж/(кг·К)	0,792	0,852	0,885	0,920	0,957	1,039
Давление насыщенного пара, мм рт. ст.	0,2	4,1	13,9	39,4	97,8	443

Перфторорганические жидкости некоррозионноактивны и совместимы с большинством конструкционных и уплотнительных материалов.

Двухфазные теплоносители

Одним из основных путей повышения эффективности СТР КА является использование двухфазных теплоносителей в контурах теплопереноса. Двухфазные теплоносители применяются в тепловых трубах и двухфазных контурах (ДФК) с принудительной прокачкой жидкости электронасосными агрегатами.

Применение двухфазных теплоносителей вместо однофазных позволяет снизить расход теплоносителя, уменьшить мощность прокачивающего устройства, увеличить эффективность теплоотдачи при кипении и конденсации, повысить точность термостабилизации объектов. В итоге существенно снижается масса конструкции и заправленного теплоносителя.

В качестве теплоносителя в тепловых трубах и наружных контурах СТР КА широкое применение нашел аммиак благодаря своим уникальным теплофизическим свойствам. Он имеет высокую теплоту испарения и низкую температуру замерзания по сравнению с другими подобными химическими соединениями с близкой молекулярной массой. Молекулы аммиака представляют собой диполи, образующие водородные связи, что и определяет уникальность его теплофизических свойств.

Длительность функционирования теплоносителя в СТР во многом определяется как чистотой исходного аммиака, так и качеством подготовки магистралей системы. Подготовка СТР складывается из операций по подготовке отдельных узлов и подготовки системы перед заправкой в целом.

РКК «Энергия» совместно с Российским научным центром «Прикладная химия» были проведены детальные исследования по подготовке и заправке модельных емкостей. Их задачей было уточнение критериев качества оценки подготовки системы перед заправкой аммиаком особой чистоты.

В качестве модельных емкостей были использованы баллоны из нержавеющей стали марки 12Х18НЮТ емкостью 1 л.

Технологический процесс подготовки выполнялся по традиционной схеме, используемой при подготовке баллонов и тепловых труб под заправку аммиаком особой чистоты, и состоял из следующих операций:

- пропарка при давлении 6 кгс/см² и +180 °С;
- сушка инертным газом (азот, аргон) при +120 °С в течение 10...15 мин;
- обезжиривание растворителем с использованием вибратора при +15...25 °С в течение 30...40 мин;

- термовакuumная сушка при +120...145 °С и давлении $5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст.;

- ополаскивание аммиаком особой чистоты.

В качестве растворителей для обезжиривания в вышеуказанных целях применяли хладон-113 или четыреххлористый углерод.

После обезжиривания и термовакuumной сушки модельные емкости и тепловые трубы заполнялись аммиаком особой чистоты из стандартного баллона методом переконденсации (эта операция имитировала ополаскивание (пассивацию) продуктом собранной системы). Далее проводился отбор проб аммиака на анализ содержания в нем влаги и масла. При содержании в аммиаке влаги, не превышающем 0,001%, и масла не более 1 мг/л, система считалась готовой под заправку аммиаком особой чистоты, в противном случае ополаскивание необходимо было повторить.

Для оценки коррозионной стойкости материалов в аммиаке исследованы металлические материалы и их соединения, наиболее часто применяемые в СТР КА:

- нержавеющие стали 12X18H10T, 14X17H2, 2X13;

- титан и его сплавы BT1-0, BT14;
- алюминиевые сплавы АМг6, АМц, АД1, АВ1, АД0;

- контактные пары (сварка трением) 12X18H10T/АД1, BT14/АД1, 12X18H10T/АМг6;

- сварные соединения АМг6, 12X18H10T;

- паяные BT1-0 с покрытием М15-1.

Проведенные исследования показали, что аммиак не является коррозионноактивным продуктом по отношению к нержавеющей сталям и титановым сплавам. Скорость коррозии этих материалов в аммиаке не превышает 0,001 мм/год.

Алюминий и его сплавы в аммиаке подвержены коррозии, в т.ч. локальной питтинговой коррозии. Интенсивность питтинговой коррозии алюминиевых сплавов в аммиаке зависит от их состава (легирования и примесей) и содержания в аммиаке влаги, ионов хлора и кислорода.

Коррозионная стойкость металлических материалов в аммиаке приведена в табл. 15.

Таблица 15

Коррозионная стойкость металлических материалов в аммиаке

Марка материала	Температура испытаний, °С	Продолжительность испытаний, сут	Содержание воды в аммиаке не более, %	Фаза аммиака	Скорость коррозии, мм/год	Состояние поверхности
20X13	-30	30	0,200	ж, г	<0,001	Без изменений
	20	30	0,200	ж, г	<0,001	Без изменений
	50	6	0,200	ж, г	<0,001	Без изменений
12X18H10T	-30	30	0,200	ж, г	<0,001	Без изменений
	10...25	10...95	0,006	ж	<0,001	Без изменений
	20	30	0,200	ж, г	<0,001	Без изменений
	40	180	0,006	ж	<0,001	Без изменений
	50	6	0,200	ж, г	<0,001	Без изменений
14X17H2	-30	30	0,200	ж, г	<0,001	Без изменений
	20	30	0,200	ж, г	<0,001	Без изменений
BT1-0	-30	30	0,200	ж, г	<0,001	Без изменений
	20	30	0,200	ж	<0,001	Без изменений
BT14	40	180	0,006	ж	<0,001	Без изменений
АД0	40	180	0,006	ж	—	Без изменений
АВ1	40	180	0,006	ж	—	Без изменений
АД1	40	180	0,006	ж	0,030	Питтинговая коррозия
АМц	-30	30	0,200	ж, г	—	—
	40	180	0,006	ж	0,025	Питтинговая коррозия
АМг6	-30	5	0,200	ж, г	—	—
	40	180	0,006	ж	0,040	Питтинговая коррозия
	50	40	0,200	г	—	—

Примечание. При наличии питтинговой коррозии указана глубина наиболее глубокого точечного поражения, обнаруженного при проведении металлографического анализа.

Только у алюминия высокой чистоты марок АД0 и АВ1 не наблюдалось видимых коррозионных поражений на поверхности образцов после испытаний в аммиаке. Наличие примесей в алюминии или его легирование усиливают склонность алюминиевых сплавов к точечной коррозии.

Ниже приведены марки алюминиевых сплавов, которые расположены в ряду по мере увеличения склонности к питтингообразованию в аммиаке:

$AD1 < AK8 < AMц < D16 < AMг3 < AMг6$.

Результаты исследования влияния влаги (в диапазоне 0,1...1,0%) на коррозионную стойкость сплава АМг6 в аммиаке показали, что максимальная глубина проникновения питтинговых поражений наблюдается при содержании влаги в аммиаке 0,2%.

Влияние хлор-ионов на процессы питтингообразования в алюминиевых сплавах аналогично влиянию влаги. Установлено, что в сплаве АМг6 наиболее глубокие питтинги возникают при содержании хлор-ионов в аммиаке в интервале концентраций 0,2...1,2 мг/л. При содержании хлор-ионов более 5 мг/л наряду с питтингообразованием наблюдается заметная равномерная коррозия алюминия и его сплавов.

С целью оценки склонности алюминиевых сплавов к контактной коррозии в аммиаке проведены работы по определению коррозионной стойкости соединений 12Х18Н10Т/АД1/АМг6 и ВТ1-0/АД1/АМг6.

Коррозионные испытания проводились в аммиаке высокой степени очистки с содержанием воды не более 0,006%, при +40 °С в течение 180 сут. Результаты испытаний показали, что коррозионные поражения в виде питтингов имели место только у сплавов АД1 (глубиной до 0,05 мм) и АМг6 (глубиной до 0,06 мм). Сравнение последних результатов с данными, приведенными в табл. 15, свидетельствует, что в контакте с указанными материалами усиления коррозии алюминиевых сплавов не наблюдается. Следовательно, работоспособность исследованных соединений в основном будет определяться коррозионным поведением наименее коррозионностойкого материала, сплавов алюминия АД1 и АМг6.

Не обнаружено влияния щелевых зазоров, механических напряжений на характер и степень коррозионного воздействия аммиака на алюминиевый сплав АМг6 и его сварные соединения, выполненные аргоно-дуговой сваркой.

Несмотря на склонность алюминиевых сплавов к питтинговой коррозии, имеется положительный опыт их применения

в контакте с жидким и газообразным аммиаком в герметичных конструкциях тепловых труб, баков в течение длительных сроков эксплуатации.

С точки зрения работоспособности конструкционных материалов ДФК представляет собой более сложный и многообразный комплекс по сравнению с тепловыми трубами или баками:

- из-за наличия в составе ДФК различных элементов и узлов, более сложных по конструктивному и технологическому исполнению;
- из-за более жестких условий работы (температура, давление).

Наличие в системах тупиковых или застойных зон, большее соотношение поверхность/объем снижают эффективность подготовки внутренних поверхностей и повышают вероятность их загрязнения.

В этом случае прогнозирование сроков сохраняемости свойств материалов должно быть увязано с конкретным конструктивным элементом и технологическими особенностями его изготовления, а также чистотой аммиака.

Применение алюминия и его сплавов в ДФК должно производиться с учетом их конструктивных особенностей, условий работы (температура, давление), технологии обработки материалов и подготовки поверхностей, контактирующих с аммиаком.

Медь и медные сплавы подвергаются в аммиаке коррозии, интенсивность которой усиливается в присутствии влаги и кислорода. Латунь в аммиачной среде склонна к коррозионному растрескиванию и обесцинкованию. Продукты коррозии медных сплавов могут засорить узкие сечения трубопроводов, поэтому медь и ее сплавы не рекомендуются для использования в конструкциях ДФК.

Для снижения коррозионной активности аммиака требуется ограничение содержания влаги, хлор-ионов и кислорода при жестком контроле за содержанием вышеуказанных примесей.

Недостатком аммиака, кроме высокой коррозионной активности по отношению к алюминиевым сплавам, является относительно высокая температура замерзания (–77,7 °С). При эксплуатации КА иногда требуется, чтобы рабочая температура не превышала –100 °С.

В последние годы в качестве двухфазного теплоносителя в тепловых трубах, как альтернатива аммиаку, рассматривается пропилен, который имеет температуру замерзания ниже –100 °С и инертен по отношению ко всем металлическим материалам, применяемым в системах терморегулирования.

Ниже приведены основные физико-химические и теплофизические свойства пропилена:

химическая формула $\text{CH}_2=\text{CH}-\text{CH}_3$;
молекулярная масса, у. е. 42,081;
температура плавления, °C −187,65;
температура кипения, °C −47,7;
температура критическая, °C −92;
давление критическое, МПа 4,6;
теплота испарения
при −47,7 °C, кДж/моль 18,41;
растворимость воды, %:
при +5 °C 0,032;
при +35 °C 0,052.

Основные теплофизические свойства пропилена в зависимости от температуры приведены в табл. 16.

Таблица 16

Основные теплофизические свойства пропилена в зависимости от температуры

Температура, °C	−100	−50	0	+20	+50	+100
Вязкость жидкости, 10 ^{−3} Па·с	0,370	0,200	0,128	0,100	0,060	0,001
Вязкость пара, мкПа·с	4,80	6,40	7,81	8,30	9,10	10,76
Давление насыщенного пара, кПа	2,1	200	590	1 000	1 400	4 979
Теплоемкость жидкости, кДж/(кг·K)	2,077	2,25	2,303	2,31	2,480	2,510
Теплоемкость пара, кДж/(кг·K)	—	1,277	1,500	1,650	1,750	1,805
Теплопроводность жидкости, Вт/(м·K)	—	0,138	0,110	0,100	0,077	0,043
Теплопроводность пара, Вт/(м·K)	—	0,011	0,015	0,0174	0,020	0,0256

РКК «Энергия» совместно с РНЦ «Прикладная химия» была проведена разработка нового двухфазного теплоносителя, взамен аммиака, с температурой замерзания −100 °C. В качестве основы теплоносителя использовали смесь аммиака, диметилового эфира и монометиламина. Соотношение компонентов было выбрано таким образом, чтобы температура замерзания смеси составляла −100 °C.

В исследованном интервале концентраций и температур компоненты смеси были полностью взаиморастворимы. Результаты определения температуры замерзания и плавления трехкомпонентной системы приведены в табл. 17.

Для дальнейшей оценки была выбрана трехкомпонентная смесь следующего состава (массовая доля, %): аммиак — 17,98; диметиловый эфир — 28,78; монометиламин — 53,24. При этом состав пара (%): аммиак — 40,6; диметиловый эфир — 29,8; монометиламин — 29,6; конденсат пара имел температуру замерзания −102...−104 °C.

Таблица 17

Результаты определения температуры замерзания и плавления трехкомпонентной системы

Состав (массовая доля), %			Температура, °C	
аммиак	диметиловый эфир	монометиламин	замерзания	плавления
35,12	58,65	6,23	−94,5	−92,4
31,60	52,76	15,64	−104,4	−102,5
28,57	47,71	23,72	−110,5	−108,5
24,56	41,02	34,42	−116,8	−114,5
21,95	36,66	41,39	−122	−121
21,12	33,82	45,06	−125	−123
17,98	28,78	53,24	−135	−134
15,37	24,35	60,28	−125	−124
11,09	17,57	71,34	−116	−104
7,79	12,34	79,87	−116	−100

Для индивидуальных и смесевых теплоносителей, рекомендуемых к рассмотрению, были рассчитаны теплофизические и физико-химические свойства, которые приведены в табл. 18.

Таблица 18

Физико-химические и теплофизические свойства смесевых теплоносителей

Свойства	Аммиак	Монометиламин	Тройная смесь
Температура замерзания, °C	−77,7	−92,5	−100
Температура кипения, °C	−33,4	−6,5	—
Давление насыщенного пара при +20 °C, МПа	0,8526	0,284	~0,66
Теплота испарения, кДж/кг	1 186	780	812...532
Вязкость при +20 °C, 10 ^{−3} Па·с	0,147	0,198	~0,16
Теплопроводность при +20 °C, Вт/(м·K)	0,4720	0,188	~0,19
Поверхностное натяжение при +20 °C, 10 ^{−3} Н/м	21,3	17,3	~16,5
Теплоемкость при +20 °C, кДж/(кг·K)	4,70	3,561	—
Плотность при +20 °C, кг/м ³	611,2	662,3	653...661

Выводы

В статье изложены результаты многолетней работы РКК «Энергия» в области разработки и применения теплоносителей для космических аппаратов.

Изучены эксплуатационные свойства теплоносителей для тепловых труб и наружных гидравлических контуров систем терморегулирования автоматических и пилотируемых космических аппаратов.

Впервые рассмотрены свойства смесевых двухфазных теплоносителей с температурой замерзания не выше $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$, способных с высокой эффективностью обеспечивать работоспособность систем терморегулирования космических аппаратов.

Список литературы

1. Морковин А.В., Плотников А.Д., Борисенко Т.Б. Теплоносители для внутренних контуров

систем терморегулирования пилотируемых космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 79–87.

2. Соболевский М.В., Скороходов И.И., Гриневич К.П. Органосилоксаны. Свойства, получение, применение / Под ред. Соболевского М.В. М.: Химия, 1985. 264 с.

3. Алексеев П.Г., Скороходов И.И., Поварнин П.И. Свойства кремнийорганических жидкостей. М.: Энергоатомиздат, 1997. 328 с.

Статья поступила в редакцию 27.11.2014 г.

References

1. Morkovin A.V., Plotnikov A.D., Borisenko T.B. *Teplonositeli dlya vnutrennikh konturov sistem termoregulirovaniya pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov* [Heat-transfer media for internal loops of thermal control systems for manned spacecraft]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2013, no. 1, pp. 79–87.

2. Sobolevskii M.V., Skorokhodov I.I., Grinevich K.P. *Organosiloksany. Svoistva, poluchenie, primeneniye* [Organosiloxans. Properties, manufacture, applications]. Ed. Sobolevskiy M.V. Moscow, Khimiya publ., 1985. 264 p.

3. Alekseev P.G., Skorokhodov I.I., Povarnin P.I. *Svoistva kremniorganicheskikh zhidkosti* [Properties of organosilicon liquids]. Moscow, Energoatomizdat publ., 1997. 328 p.

ГАРАНТИЙНЫЕ ЗАПАСЫ ТОПЛИВА ДЛЯ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

© 2015 г. Гаврелюк О.П., Кирсанов В.Г.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

Показаны особенности методик по определению гарантийных запасов топлива для многоступенчатых ракет космического назначения, дан перечень возмущающих факторов, особенностей систем управления и ограничений, влияющих на величину гарантийных запасов топлива. Приведены гарантийные запасы топлива и их эквиваленты по характеристической скорости для ряда отечественных ракет космического назначения. Подробно рассмотрено определение гарантийных запасов топлива для разгонного блока ДМ-SL в составе ракеты космического назначения «Зенит-3SL» программы «Морской старт». Показано, что внедрение на разгонном блоке ДМ-SL выключения маршевого двигателя по окончании компонентов топлива, наряду с существующим его выключением по функционалу системы управления, позволяет увеличить массу космического аппарата, выводимого разгонным блоком ДМ-SL на целевую орбиту в составе ракеты космического назначения «Зенит-3SL».

Ключевые слова: гарантийные запасы топлива, ракета космического назначения, разгонный блок, система управления, возмущающие факторы, окончание компонентов топлива, точность выведения.

GUARANTEED FUEL LOAD FOR SPACE LAUNCH VEHICLES

Gavrelyuk O.P., Kirsanov V.G.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

The paper discusses specific aspects of procedures for determining guaranteed propellant loads for multistage space rockets, provides a list of disturbing factors, peculiarities of control systems and constraints affecting the amount of the guaranteed propellant load. It provides guaranteed propellant loads and their delta-v equivalents for a number of Russian space rockets. It considers in depth the determination of guaranteed propellant loads for the upper stage Block DM-SL within the integrated launch vehicle Zenit-3SL of the Sea Launch program. The authors demonstrated that introduction into the upper stage Block DM-SL of the main engine shutdown triggered by the exhaustion of propellant components along with the existing engine shutdown as a function of control system makes it possible to increase the mass of the spacecraft put into its final orbit by the upper stage Block DM-SL within the integrated launch vehicle Zenit-3SL.

Key words: guaranteed propellant load, integrated launch vehicle, upper stage, control system, perturbing factors, exhaustion of propellant components, insertion accuracy.



ГАВРЕЛЮК О.П.



КИРСАНОВ В.Г.

ГАВРЕЛЮК Олег Петрович — ведущий инженер-математик РКК «Энергия»,
e-mail: oleg.gavreluk@rsce.ru

GAVRELYUK Oleg Petrovich — Lead software engineer at RSC Energia, e-mail: oleg.gavreluk@rsce.ru

КИРСАНОВ Виталий Георгиевич — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: vitaliy.kirsanov@rsce.ru

KIRSANOV Vitaly Georgievich — Candidate of Science (Engineering), Lead Research Scientist at RSC Energia, e-mail: vitaliy.kirsanov@rsce.ru

Гарантийные запасы топлива (ГЗТ) — это дополнительные запасы компонентов рабочего топлива (окислитель и горючее) в ракетных блоках ступеней ракеты космического назначения (РКН), предназначенные для компенсации возмущающих факторов, действующих в полете на РКН и приводящих к дополнительным затратам рабочего топлива, по сравнению с номинальной (невозмущенной) траекторией выведения РКН.

Особенности определения гарантийных запасов топлива

Методики определения ГЗТ, разработанные РКК «Энергия», базируются на предположении о случайности и независимости действия возмущающих факторов и характеризуются высоким уровнем вероятности их компенсации ГЗТ, как правило, с уровнем вероятности 3σ (0,9973).

Методики определения ГЗТ можно разделить на следующие виды:

- аналитические, использующие формульные соотношения;
- статистические, математически имитирующие пуски РКН на основе использования датчиков случайных чисел, с последующей обработкой результатов статистических испытаний;
- смешанные, использующие аналитические соотношения и статистические испытания.

Аналитические методы достаточно просто позволяют оценить вклад в величину ГЗТ каждого возмущающего фактора.

Статистические методы (число испытаний составляет десятки тысяч и более, что при наличии современных компьютеров не затрудняет проведения расчетов) позволяют учесть практически любые возмущающие факторы с разнородными вероятностными законами распределения.

Для определения влияния на изменение конечного рабочего топлива ($\Delta G_{\text{ост}i}$ — топливные остатки на i -ой ступени РКН) возмущающих факторов (λ_j), действующих на i -ой ступени РКН, используются аналитические выражения

частных производных ($\frac{\partial G_{\text{ост}i}}{\partial \lambda_j}$) на основе фор-

мулы Циолковского и прямые расчеты возмущенных траекторий.

Возмущающие факторы, действующие на участке полета каждой ступени РКН, включая разгонный блок (РБ), можно разделить на две группы:

а) *первая группа*, приводящая к изменению начальной массы ракетного блока из-за разбросов:

- массы конструкции;
- массы заправленного окислителя (тарировка бака, погрешности заправки);
- температуры окислителя;
- массы заправленного горючего (тарировка бака, погрешности заправки);
- температуры горючего;
- массы верхних ступеней РКН по отношению к рассматриваемой ступени;
- массы полезного груза (ПГ), т. е. массы космического аппарата (КА) с элементами его установки на верхней ступени РКН;

б) *вторая группа*, не приводящая к изменению начальной массы ракетного блока из-за разбросов:

- тяги и удельного импульса тяги его маршевой двигательной установки (МДУ);
- соотношения компонентов рабочего запаса топлива (K_m);
- потери удельного импульса тяги МДУ на управление;
- остатков незабора компонентов топлива и др.

Для первых ступеней РКН, полет которых проходит в плотных слоях атмосферы, учитывается также разброс:

- аэродинамических характеристик ракеты космического назначения;
- параметров атмосферы (плотность, давление, ветер).

Действие и величины возмущающих факторов ($\Delta \lambda_i$) зависят от следующего:

- организации способа управления движением центра масс РКН (по фиксированному в пространстве траекториям, оптимальным траекториям (терминальное управление) или смешанному типу);
- способа выключения МДУ: по специальному функционалу F системы управления (СУ) или по фактическому или прогнозируемому окончанию одного из компонентов топлива (ОКТ);

• ограничений, накладываемых на траектории полета РКН (по районам падения (РП) отделяющихся частей, высоте орбиты выведения, продольным перегрузкам, скоростному напору и др.).

Наряду с этим, величины возмущающих факторов, связанных с величиной заправки баков компонентами топлива и их температурой, соотношением компонентов топлива, зависят также от типа систем синхронизации и управления расходом топлива на ракетных блоках (дискретное уровнемерное или непрерывное расходомерное).

Сравнительный анализ гарантийных запасов топлива для различных ракет космического назначения

Сравнение ГЗТ по их величине для различных классов РКН не наглядно, так как чем больше стартовая масса РКН (G_0), тем больше величина ГЗТ, и наоборот.

Как правило, ГЗТ ($G_{ГЗТi}$) сравнивают по величине дополнительной характеристической скорости (ΔV_{xi}), которую может приобрести РКН при полной выработке ГЗТ на i -ой ступени:

$$\Delta V_{xi} = I_{уднi} \ln \frac{G_{ki}}{G_{ki} - G_{ГЗТi}} \approx I_{уднi} \frac{G_{ГЗТi}}{G_{ki}},$$

где $I_{уднi}$ — расчетный удельный пустотный импульс тяги МДУ на i -ой ступени РКН в момент выработки рабочего топлива; G_{ki} — расчетная конечная масса i -ой ступени РКН в момент выработки рабочего топлива.

По существу, величина характеристической скорости является эквивалентом гарантийных запасов топлива.

Известным способом повышения массово-энергетической отдачи многоступенчатых РКН является совмещение ГЗТ ступеней и размещение их на последней ступени (n) РКН.

При условии, что все ГЗТ будут размещены на последней ступени РКН, а все ГЗТ предыдущих ступеней будут полностью выработаны (т. е. выключение МДУ этих ступеней будет осуществляться по фактическому ОКТ), оценку суммарной дополнительной характеристической скорости ($\Delta V_{x\Sigma}$) можно провести по соотношению (геометрическое сложение независимых случайных величин):

$$\Delta V_{x\Sigma} = \sqrt{\sum_1^n \Delta V_{xi}^2},$$

где n — число ступеней РКН.

Так как ГЗТ обусловлены случайными факторами, распределенными, в основном, по нормальному закону, выигрыш в дополнительной характеристической скорости (δV_x) определяется как разница между арифметической и геометрической суммами характеристических скоростей:

$$\delta V_x = \sum_1^n \Delta V_{xi} - \Delta V_{x\Sigma}.$$

Оценка выигрыша массы ПГ проводится по соотношению:

$$\delta G_{ПГ} = \frac{G_{kn}}{I_{уднi}} \frac{\partial G_{ПГ}}{\partial G_{kn}} \delta V_x,$$

где $\frac{\partial G_{ПГ}}{\partial G_{kn}} = 1,1 \div 1,2$ (зависит от характеристик и числа ступеней РКН).

В табл. 1 помещены характеристики для различных РКН [1–5].

Таблица 1

Сравнительные характеристики гарантийных запасов топлива для различных ракет космического назначения

РКН	Стартовая масса РКН G_0 , т	Конечная масса ступени G_{ki} , т	Удельный импульс тяги МДУ ступени $I_{уднi}$, м/с	ГЗТ на ступени $G_{ГЗТi}$, т	Эквиваленты ГЗТ по скорости ΔV_{xi} , м/с	Геометр. сумма скоростей $\Delta V_{x\Sigma}$, м/с
«Союз-ФГ»:	307,5	—	—	—	144,6	84,3
I ступень	—	115,60	3 130	1,940	53,0	—
II ступень	—	41,10	3 126	0,690	52,9	—
III ступень (G_{III})	—	9,95 (7,40)	3 188	0,120	38,7	—
«Зенит-2S»:	461,4	—	—	—	134,6	95,9
I ступень	—	141,50	3 308	2,500	59,0	—
II ступень (G_{II})	—	23,40 (13,90)	3 433	0,510	75,6	—
«Зенит-3SL»:	473,5	—	—	—	92,1	92,1
I ступень	—	151,40	3 308	0	0	—
II ступень	—	35,60	3 433	0	0	—
РБ ДМ-SL (G_{III})	—	9,37 (6,10)	3 492	0,244	92,1	—
«Энергия-Буран»:	2 375,0	—	—	—	91,5	91,5
I ступень	—	966,00	3 298	0	0	—
II ступень (G_{II})	—	178,80 (105,00)	4 460	3,630	91,5	—

Примечание. Все ступени РКН «Союз-ФГ» и «Зенит-2S», а также РБ ДМ-SL и II ступень РКН «Энергия-Буран» выключаются по функционалам системы управления. I и II ступени РКН «Зенит-3SL» и I ступень РКН «Энергия-Буран» выключаются по окончании компонентов топлива. ГЗТ — гарантийные запасы топлива; РКН — ракета космического назначения; МДУ — маршевая двигательная установка; РБ — разгонный блок.

Гарантийные запасы топлива на РБ ДМ-SL

В качестве примера приводится расчет гарантийных запасов топлива на РБ ДМ-SL по разработанной РКК «Энергия» методике.

Рассматривается выведение КА трехступенчатой РКН «Зенит-3SL» [4], состоящей из двухступенчатой РН «Зенит-2S» и РБ ДМ-SL [5], на переходную к геостационарной орбиту (ПГСО), которая является типичной для КА с собственной двигательной установкой, используемой для его довыведения на геостационарную орбиту (ГСО). На первом этапе РН выводит орбитальный блок (ОБ) в составе (РБ + адаптер + КА) на незамкнутую промежуточную орбиту с последующим его отделением. На втором этапе, как правило, одним или двумя включениями маршевого двигателя (МД) РБ реализуется выведение КА на ПГСО.

Для РКН используется выключение МДУ РН по прогнозируемой информации об ОКТ, а на РБ предусматривается выключение МД по функционалу ($F_{РБ}$) СУ РБ. Выключение МД РБ по функционалу обеспечивает выведение КА на расчетную ПГСО с высокой точностью за счет ГЗТ РБ, обеспечивающих компенсацию всех возмущений при полете РКН.

Методика определения ГЗТ на РБ ДМ-SL предусматривает расчет возмущенных траекторий выведения и использование аналитических выражений для определения влияния на топливные остатки РБ отдельно по окислителю и горючему (изменение израсходованных компонентов топлива относительно компонентов топлива для номинальной траектории) возмущающих факторов λ_j с учетом предположения о независимости их действия. В методике определения ГЗТ на РБ ДМ-SL учитывается, что на МД РБ установлена расходомерная, с температурной компенсацией, система регулирования соотношения расхода компонентов топлива СУ МД. $\partial G^o_{ост}$

Полученные частные производные ($\frac{\partial G^o_{ост}}{\partial \lambda_j}$ и $\frac{\partial G^g_{ост}}{\partial \lambda_j}$) используются для определения

остатков окислителя и горючего от действия

j -го возмущающего фактора: $\Delta G^o_{остj} = \frac{\partial G^o_{ост}}{\partial \lambda_j} \Delta \lambda_j$;

$\Delta G^g_{остj} = \frac{\partial G^g_{ост}}{\partial \lambda_j} \Delta \lambda_j$, которые затем покомпо-

нентно геометрически суммируются.

Номинальные характеристики ОБ и РБ при выведении КА на ПГСО:

масса ОБ на момент	
первого включения МД РБ, кг	25 315;
конечная масса ОБ, кг	9 380;
удельный импульс тяги МД РБ, м/с	3 492.

Предельные (3σ) отклонения характеристик РН и РБ (возмущающие факторы), результаты расчета ГЗТ на РБ для миссии «Морской старт», обеспечивающей выведение КА максимальной массой 6,1 т на ПГСО, приведены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты расчета ГЗТ на РБ ДМ-SL

Возмущающие факторы		Остаток окислителя ($\Delta G^o_{остj}$), кг	Остаток горючего ($\Delta G^g_{остj}$), кг
Наименование (λ_j)	Отклонения ($\Delta \lambda_j$), (3σ)		
Удельный импульс тяги МД РБ, м/с	± 26	48,5	19,5
Сухой вес РБ и КА, кг	± 83	-37,2	-15,0
Соотношение расхода компонентов топлива K_m через МД РБ	$\pm 0,0248$	-32,6	32,6
Заправляемая масса окислителя РБ, кг	± 109	60,1	-19,7
Заправляемая масса горючего РБ, кг	± 34	-15,3	27,9
Остаток незабора окислителя, кг	± 4	-4,0	0
Остаток незабора горючего, кг	± 7	0	-7,0
Разброс скорости на момент отделения ОБ от РН, м/с	± 58	133,5	53,8
ГЗТ ($\sqrt{\sum_1^8 \Delta G^2_{остj}}$), кг	—	166,0	78,0
ГЗТ, всего, кг	—	244	

Примечание. МД — маршевый двигатель; РБ — разгонный блок; КА — космический аппарат; ОБ — орбитальный блок; РН — ракета-носитель; ГЗТ — гарантийные запасы топлива.

В табл. 3 приведены оценки величины ГЗТ на РБ ДМ-SL при выведении КА на ПГСО ($G_{КА} = 6,1$ т) и на ГСО ($G_{КА} = 2,7$ т) для различных способов выключения МДУ на ступенях РН «Зенит-2S» при выключении МД РБ по функционалу СУ РБ.

Таблица 3

Оценка ГЗТ на РБ ДМ-SL при прямом выведении космического аппарата на ПГСО и ГСО

Выведение КА	Способы выключения МДУ РН «Зенит-2S»	
	I ступень — по ОКТ II ступень — по ОКТ	I ступень — по ОКТ II ступень — по функционалу СУ РН
На ПГСО ($G_{КА} = 6,1$ т)	244 кг (166 кг — «О», 78 кг — «Г»)	158 кг (97 кг — «О», 61 кг — «Г»)
На ГСО ($G_{КА} = 2,7$ т)	194 кг (129 кг — «О», 65 кг — «Г»)	146 кг (90 кг — «О», 56 кг — «Г»)

Примечание. «О» — окислитель; «Г» — горючее; ПГСО — переходная к геостационарной орбита; ГСО — геостационарная орбита; ОКТ — окончание компонентов топлива; СУ РН — система управления ракеты-носителя; МДУ — маршевая двигательная установка.

Повышение энергетических возможностей РКН «Зенит-3SL»

Повышение энергетических возможностей РКН «Зенит-3SL» (выигрыш в массе КА, выводимого на целевую орбиту) может быть достигнуто за счет сокращения ГЗТ на РБ ДМ-SL (при соответствующем увеличении рабочего запаса топлива), однако это может привести (в вероятностном плане) к преждевременному окончанию одного из компонентов топлива до набора (срабатывания) функционала $F_{РБ}$.

В настоящее время на РБ ДМ-SL предусмотрено выключение МД как по функционалу, так и по фактическому окончанию одного из компонентов топлива.

Реализация безаварийного выключения МД достигается задействованием через СУ МД показаний сигнализаторов давления:

- по горючему, если первым кончается горючее;
- по окислителю, если первым кончается окислитель.

Проведенные в 2001–2002 гг. РКК «Энергия» стендовые испытания МД и их анализ показали, что вероятность безотказной работы (ВБР) двигателя при его выключении по окончании любого компонента топлива будет не ниже, чем ВБР при его выключении по функционалу $F_{РБ}$, т. е. при наличии ГЗТ.

При сокращении ГЗТ возрастает вероятность выключения МД РБ по ОКТ, что приводит к существенному росту разбросов параметров орбиты (в основном по высоте апогея в минусовую сторону) на момент выключения МД РБ.

Допустимое снижение точности выведения КА на целевую орбиту (ПГСО) по высоте апогея с ± 80 км до $-1\,000/+80$ км (при уровне вероятности попадания в указанные интервалы 0,98) было согласовано с заказчиком пуска.

В табл. 4 приведены следующие результаты расчетов для случая совместного задействования

на блоке ДМ-SL выключения МД по функционалу $F_{РБ}$ и по ОКТ в зависимости от величины выигрыша в массе КА ($\Delta G_{КА}$) на ПГСО:

- потребное сокращение ГЗТ $\Delta G_{ГЗТ}$ (относительно расчетного значения $G_{ГЗТ} = 244$ кг);
- вероятность $P_{СУ}$ выключения МД по функционалу $F_{РБ}$;
- вероятность $P_{ОКТ}$ выключения МД по ОКТ;
- точность выведения КА на ПГСО по высоте апогея ΔH_{α} при уровне вероятности $P = 0,98$ попадания в диапазон $-\Delta H_{\alpha} \dots +\Delta H_{\alpha}$.

Следует заметить, что характеристики $P_{СУ}$, $P_{ОКТ}$ и $(-\Delta H_{\alpha}/+\Delta H_{\alpha})$ зависят от расчетного значения ГЗТ. Так, например, для расчетных ГЗТ, равных 135 кг, при их сокращении на 45 кг (выигрыш в массе КА составит 50 кг) будем иметь:

- $P_{СУ} = 91,8\%$;
- $P_{ОКТ} = 8,2\%$;
- $-\Delta H_{\alpha}/+\Delta H_{\alpha} = -1\,000/+80$ км.

В целом выигрыш в массе КА при внедрении ОКТ для выключения МД РБ достигается за счет уменьшения ГЗТ, а, например, величина выигрыша (50...80 кг) зависит от допустимой точности выведения КА на ПГСО по высоте апогея ($-1\,000/+80$ км) при уровне вероятности 0,98. Повышенный разброс параметров ПГСО может быть скомпенсирован при довыведении на ГСО за счет использования собственной двигательной установки КА.

Выключение МДУ I и II ступеней ракеты-носителя программ «Морской старт» и «Наземный старт» предусматривается по ОКТ или по функционалу (F), на РБ организуется выключение МД по функционалу.

Выключение двигателей ступеней ракеты-носителя или разгонного блока по ОКТ предполагает увеличение энергетики выведения за счет выжигания ГЗТ, но при этом значительно возрастают разбросы параметров движения на момент выключения двигателей и, как следствие, увеличиваются размеры РП отработавших блоков ступеней РН.

Таблица 4

Результаты расчетов

Характеристики	Выигрыш в массе космического аппарата ($\Delta G_{КА}$), кг					
	0	30	50	80	100	150
Потребное сокращение ГЗТ ($\Delta G_{ГЗТ}$), кг	0	-27	-45	-72	-91	-136
Вероятность выключения МД по функционалу СУ ($P_{СУ}$), %	99,86	99,3	98,5	96,4	94,5	84,5
Вероятность выключения МД по ОКТ ($P_{ОКТ}$), %	0,14	0,7	1,5	3,6	5,5	15,4
Точность выведения КА на ПГСО по высоте апогея ($-\Delta H_{\alpha}/+\Delta H_{\alpha}$), км	-80/+80	-120/+80	-350/+80	-1 000/+80	-1 450/+80	-2 450/+80

Примечание. ГЗТ — гарантийные запасы топлива; МД — маршевый двигатель; СУ — система управления; ПГСО — переходная к геостационарной орбита; ОКТ — окончание компонентов топлива.

В качестве примера в табл. 5 приводится информация по ГЗТ РКН и их эквиваленты по характеристической скорости ΔV_{x1} , характеристики РП блоков ступеней РН (дальность до центра РП, размер РП — оси эллипса) для

проведенных пусков РКН «Зенит-3SL» и РКН «Зенит-3SLБ» для конкретных миссий (название выводимого КА) по программам «Морской старт» и «Наземный старт» при различных способах выключения двигателей РН.

Таблица 5

Данные по гарантийным запасам топлива и районам падения для проведенных пусков РКН [6, 7]

Наименование	Миссии «Морского старта»		Миссии «Наземного старта»	
	<i>Atlantic Bird-7</i>	<i>Eutelsat-3B</i>	<i>Intelsat-18</i>	<i>Amos-4</i>
Способ выключения двигателей:				
I ступень	<i>F</i>	ОКТ	<i>F</i>	<i>F</i>
II ступень	<i>F</i>	ОКТ	ОКТ	<i>F</i>
Разгонный блок	<i>F</i>	<i>F</i>	<i>F</i>	<i>F</i>
Стартовая масса РКН, т	471,6	472,9	466,6	467,7
Конечная масса ступени, т:				
I ступень	150,4	150,8	146,6	147,1
II ступень	34,6	35,4	30,4	31,7
Орбитальный блок	8,1	9,3	5,5	6,5
Удельная тяга двигателей, с:				
I ступень	337,2	337,2	337,2	337,2
II ступень	349,9	349,9	349,9	349,9
Разгонный блок	356,0	356,0	356,0	365,0
ГЗТ на ступени, т:				
I ступень	2,400	0	2,000	1,900
II ступень	0,570	0	0	0,400
Разгонный блок	0,145	0,244	0,145	0,115
Эквивалент ГЗТ по скорости ΔV_{x1} , м/с:				
I ступень	52,7	0	45,1	42,7
II ступень	56,4	0	0	43,5
Разгонный блок	63,0	91,7	91,8	63,9
Характеристики районов падения (дальность/размер), км:				
блока I ступени	840/50×30	775/54×30	885/50×30	885/50×30
блока II ступени	4 390/240×80	4 480/400×80	6 900/540×80	5 570/180×80

Примечание. *F* — функционал; ОКТ — окончание компонентов топлива.

Выводы

Опыт эксплуатации ракет космического назначения разработки (или с участием) РКК «Энергия» [8] подтверждает правильность и обоснованность разработанных методик определения гарантийных запасов топлива на ракетных блоках (ступенях).

Внедрение на разгонном блоке ДМ-SL в составе ракеты космического назначения «Зенит-3SL» программы «Морской старт» выключения маршевого двигателя по окончании компонентов топлива наряду с существующим выключением по функционалу позволяет при выведении на ПГСО увеличить массу КА на 50...80 кг при расширении допуска (точности) по высоте апогея с ±80 км

до -1 000/+80 км при уровне вероятности 0,98 за счет соответствующего уменьшения гарантийных запасов топлива на разгонном блоке.

Авторы выражают благодарность Т.С. Евсеевой, И.В. Купцовой и Т.И. Верховцевой за помощь в оформлении материалов, сборе информации и проведении ряда расчетов.

Список литературы

1. *Sea Launch. User's Guide. Rev. A.* WA: Boeing Commercial Space Company, 1998.
2. *Soyuz. User's Manual. ST-GTD.SUM.01. Issue 3. Rev. D,* 2001.
3. *Sea Launch. User's Guide. Rev. D.* WA: Boeing Commercial Space Company, 2004.

4. Филин В.М. Ракета космического назначения «Зенит-3SL» для программы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 40–48.

5. Аверин И.Н., Егоров А.М., Тупицын Н.Н. Особенности построения экспериментальной отработки и эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-SL комплекса «Морской старт» и пути ее дальнейшего совершенствования // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 62–73.

6. Верховцева Т.И., Гаврелюк О.П., Заборский С.А., Мовчан А.А., Панчуков А.А., Улыбышев Ю.П., Шибяев И.М. Баллистика программы

«Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 16–25.

7. Гаврелюк О.П., Купцова И.В. Траектория выведения, система управления разгонного блока и точность выведения космического аппарата по программе «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 87–93.

8. Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А. Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 3–13.

Статья поступила в редакцию 10.03.2015 г.

References

1. *Sea Launch. User's Guide. Rev. A. WA: Boeing Commercial Space Company, 1998.*
2. *Soyuz. User's Manual. ST-GTD.SUM.01. Issue 3. Rev. D, 2001. 204 p.*
3. *Sea Launch. User's Guide. Rev.D.WA: Boeing Commercial Space Company, 2004.*
4. Filin V.M. *Raketa kosmicheskogo naznacheniya «Zenit-3SL» dlya programmy «Morskoi start»* [Zenit-3SL integrated launch vehicle for Sea Launch program]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 2(5), pp. 40–48.
5. Averin I.N., Egorov A.M., Tupitsyn N.N. *Osobennosti postroeniya eksperimental'noi otrabotki i ekspluatatsii dvigatel'noi ustanovki razgonnogo bloka DM-SL kompleksa «Morskoi start» i puti ee dal'neishego sovershenstvovaniya* [Special features of architecture, developmental testing and operation of the propulsion system for the upper stage block DM-SL used in the Sea Launch complex and avenues to its further improvement]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 2(5), pp. 62–73.
6. Verkhovtseva T.I., Gavrelyuk O.P., Zaborskii S.A., Movchan A.A., Panchukov A.A., Ulybyshev Yu.P., Shibaev I.M. *Ballistika programmy «Morskoi start»* [Flight dynamics of Sea Launch program]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2013, no. 1, pp. 16–25.
7. Gavrelyuk O.P., Kuptsova I.V. *Traektoriya vyvedeniya, sistema upravleniya razgonnogo bloka i tochnost' vyvedeniya kosmicheskogo apparata po programme «Morskoi start»* [Ascent trajectory, upper stage control system and spacecraft injection accuracy under Sea Launch program]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 2(5), pp. 87–93.
8. Aliev V.G., Legostaev V.P., Lopota V.A. *Sozdanie i pyatnadtsatiletnii opyt ekspluatatsii raketno-kosmicheskoi sistemy «Morskoi start»* [Development and fifteen-year operating experience of Sea Launch rocket and space system]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 2(5), pp. 3–13.

Издатель

Четырежды ордена Ленина,
ордена Октябрьской Революции
ОАО «Ракетно-космическая
корпорация “Энергия” им. С.П. Королёва»

Научный редактор

Синявский В.В.

Редакторская группа

Черных О.А.
Лосикова А.А.

Технический редактор

Бушueva Е.С.

Дизайн и верстка

Кузнецова Т.В.
Паук Е.В.

Разработка макета и дизайн обложки

Алексеева Т.А.
Колесникова М.В.
Милехин Ю.Н.
Осипова М.С.
Паук Е.В.

Фотограф

Григоренко Н.А.

Перевод

Сектор переводов контрактной
документации РКК «Энергия»

Адрес редакции

Ул. Ленина, 4А, г. Королёв,
Московская область, Россия, 141070
Тел. 8(495)513-87-46
E-mail: ktt@rsce.ru
<http://www.energia.ru/ktt/index.html>

Подписной индекс 40528 («Пресса России»)

Дата выхода в свет 30 III, VI, IX, XII мес.

Подписано в печать 27.08.2015 г. Формат 60×84/8.

Бумага мелованная. Цифровая печать.

Объем 13,5 печ.л. Тираж 200 экз. Заказ № 3396

Отпечатано с готового оригинал-макета
в типографии ОАО «РКК “Энергия” им. С.П. Королёва»