

## ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ И РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТ ПО ЗАЩИТЕ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС ОТ МЕТЕОРОИДОВ И КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

© 2018 г. Марков А.В., Коношенко В.П., Беглов Р.И., Соколов В.Г., Горбенко А.В.

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

*Задача обеспечения безопасной эксплуатации орбитальной станции в условиях возрастающего загрязнения околоземного космоса так называемым космическим мусором стала особенно актуальной при разработке Международной космической станции (МКС). На начальном этапе строительства МКС выявилось различие в подходах основных партнеров проекта (NASA и РКК «Энергия») к обеспечению безопасности, связанной с воздействием космического мусора. В результате плодотворного взаимодействия руководителей проекта и специалистов были сформулированы общие требования безопасности по защите от метеороидов и космического мусора и найдены основные технические решения, обеспечивающие выполнение этих требований.*

*В настоящей статье дан обзор основных проблемных вопросов, возникших при проектировании экранной защиты модулей Российского сегмента МКС, а также методов и результатов их решения. Описаны рассмотренные варианты усиления экранной защиты служебного модуля на орбите и поэтапная реализация выбранного варианта. Приведены конструктивные схемы экранных защитных конструкций других модулей и транспортных кораблей Российского сегмента МКС, а также результаты расчетов основных показателей безопасности при воздействии метеороидов и космического мусора, достигнутые в результате реализации разработанных средств экранной защиты.*

**Ключевые слова:** Международная космическая станция, Российский сегмент МКС, метеороид, космический мусор, экранная защитная конструкция.

## MAIN AREAS AND RESULTS OF WORK TO PROTECT THE ISS RUSSIAN SEGMENT FROM METEOROIDS AND SPACE DEBRIS

Markov A.V., Konoshenko V.P., Beglov R.I., Sokolov V.G., Gorbenko A.V.

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 task of ensuring the space station safe operation in conditions of growing pollution of the near Earth space by so called space debris has become especially crucial in development of the International Space Station (ISS). In the initial ISS assembly phase a difference in the approaches of the main Project Partners (NASA and RSC Energia) to safety assurance associated with the impact of space debris was identified. Due to fruitful cooperation between the project managers and specialists general safety requirements for protection against meteoroids and space debris were formulated, and the main technical solutions meeting these requirements were found.*

*This article provides a review of the main issues encountered while designing the Russian module shields, as well as resolutions and results. The evaluated options of on-orbit hardening of the Service Module shielding, and a stepwise implementation of the selected option are described. Presented are design concepts of other Russian Segment modules and transport vehicles shielding structures, and calculation results of major safety indicators when exposed to meteoroids and space debris obtained as a results of implementation of the developed shielding means.*

**Key words:** International Space Station, ISS Russian Segment, meteoroid, space debris, shielding design.



МАРКОВ А.В.



КОНОШЕНКО В.П.



БЕГЛОВ Р.И.



СОКОЛОВ В.Г.



ГОРБЕНКО А.В.

МАРКОВ Александр Викторович — руководитель НТЦ РКК «Энергия»,  
e-mail: [alexander.v.markov@rsce.ru](mailto:alexander.v.markov@rsce.ru)  
MARKOV Alexander Viktorovich — Head of STC at RSC Energia,  
e-mail: [alexander.v.markov@rsce.ru](mailto:alexander.v.markov@rsce.ru)

КОНОШЕНКО Виктор Петрович — начальник отделения РКК «Энергия»,  
e-mail: [victor.konoshenko@rsce.ru](mailto:victor.konoshenko@rsce.ru)  
KONOSHENKO Viktor Petrovich — Head of Division at RSC Energia,  
e-mail: [victor.konoshenko@rsce.ru](mailto:victor.konoshenko@rsce.ru)

БЕГЛОВ Рушан Исмаилович — начальник отдела РКК «Энергия»,  
e-mail: [rushan.beglov@rsce.ru](mailto:rushan.beglov@rsce.ru)  
BEGLOV Rushan Ismailovich — Head of Department at RSC Energia,  
e-mail: [rushan.beglov@rsce.ru](mailto:rushan.beglov@rsce.ru)

СОКОЛОВ Вячеслав Георгиевич — кандидат физико-математических наук,  
начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)  
SOKOLOV Vyacheslav Georgievich — Candidate of Science (Physics and Mathematics),  
Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

ГОРБЕНКО Андрей Владимирович — ведущий инженер-математик РКК «Энергия»,  
e-mail: [andrey.v.gorbenko@rsce.ru](mailto:andrey.v.gorbenko@rsce.ru)  
GORBENKO Andrey Vladimirovich — Lead engineer-mathematician at RSC Energia,  
e-mail: [andrey.v.gorbenko@rsce.ru](mailto:andrey.v.gorbenko@rsce.ru)

## Введение

Проектирование и создание Международной космической станции (МКС) потребовало разработки новых подходов и развития технологий создания средств защиты пилотируемой станции от воздействия метеороидной и техногенной среды. Это связано как с увеличением общей площади гермооболочки МКС

(~1 000 м<sup>2</sup>) по сравнению со станцией «Мир» (~250 м<sup>2</sup>), так и с появлением нового угрожающего фактора в виде осколков космического мусора. Проведенные NASA в конце 1980-х – начале 1990-х гг. исследования техногенного загрязнения околоземного космического пространства в рамках разработки космической станции *Freedom* [1] показали, что риск разгерметизации станции в результате

пробоя гермооболочки станции осколком космического мусора на порядок величины превышает соответствующий риск от метеороидов.

Это вызвало коренное изменение методов защиты модулей МКС от пробоя по сравнению со станцией «Мир». На станции «Мир» основными средствами, защищающими гермооболочку от пробоя метеороидами, являлись естественные конструктивные элементы в виде радиаторов и защитных кожухов толщиной около миллиметра, расположенных на расстоянии ~5 см от гермооболочки. Такая одноэкранный защита (так называемые экраны Уиппла) оберегала станцию от микрометеороидных частиц с размерами не более 2–3 мм и обеспечивала приемлемые значения вероятности непробоя (ВНП) модулей станции (0,95 на один модуль в течение пяти лет). Специальная противометеороидная защита в виде алюминиевого листа миллиметровой толщины устанавливалась только на открытых частях поверхности гермооболочки, и ее суммарная масса на модуль составляла десятки килограммов. Защита от техногенных частиц потребовала разработки эффективных экранных многослойных конструкций, обеспечивающих противоударную стойкость к частицам с размерами более 10 мм и требующих массовых затрат 1–2 т на модуль.

В результате интенсивных исследований техногенного загрязнения околоземного космоса, проведенных в 1980-х гг., к началу проекта МКС NASA сформулировало требования к величине допустимого риска пробоя модулей МКС, а также представило инструменты для его измерения в виде модели техногенной среды, созданной известным специалистом в этой области Д. Кесслером [2], и программы БАМПЕР для расчета риска пробоя, созданной в Космическом центре им. Джонсона [3]. На основе широкого круга исследований в области физики высокоскоростного удара с применением современных материалов специалистами NASA были созданы эффективные экранные конструкции, обеспечивающие эти требования [4, 5].

В России исследования в области техногенного загрязнения околоземного космоса только начинались [6, 7] и не получили еще практического внедрения

в космической отрасли. Специалистам РКК «Энергия» и ЦНИИмаш предстояло за короткий срок освоить созданные NASA технологии и разработать собственные альтернативные подходы, требующие меньших временных и финансовых затрат и при этом обеспечивающие выполнение требований по безопасности [8, 9].

### Развитие орбитальной конфигурации Российского сегмента МКС

Строительство МКС начиналось с выведения модуля NASA российской разработки — функционального грузового блока (ФГБ, модуль «Заря», 1998 г.) и российского служебного модуля (модуль «Звезда», 2000 г.), которые составили ядро станции, обеспечивающее обитание на ней международных экипажей и управление полетом.

Дальнейшее развитие Российского сегмента (РС) МКС происходило поэтапно добавлением следующих модулей:

- стыковочный отсек 1 (СО1, модуль «Пирс», 2001 г.);
- малый исследовательский модуль 2 (МИМ2, модуль «Поиск», 2009 г.);
- малый исследовательский модуль 1 (МИМ1, модуль «Рассвет», 2010 г.).

После 2018 г. в состав РС МКС будут введены многоцелевой лабораторный модуль (МЛМ-У), узловой модуль (УМ) и научно-энергетический модуль (НЭМ), а СО1 будет удален.

На рис. 1 представлена текущая конфигурация РС МКС. На рис. 2 представлена конфигурация РС МКС после 2020 г.

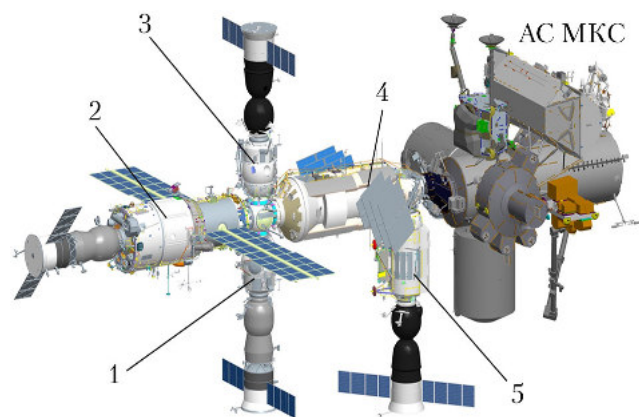
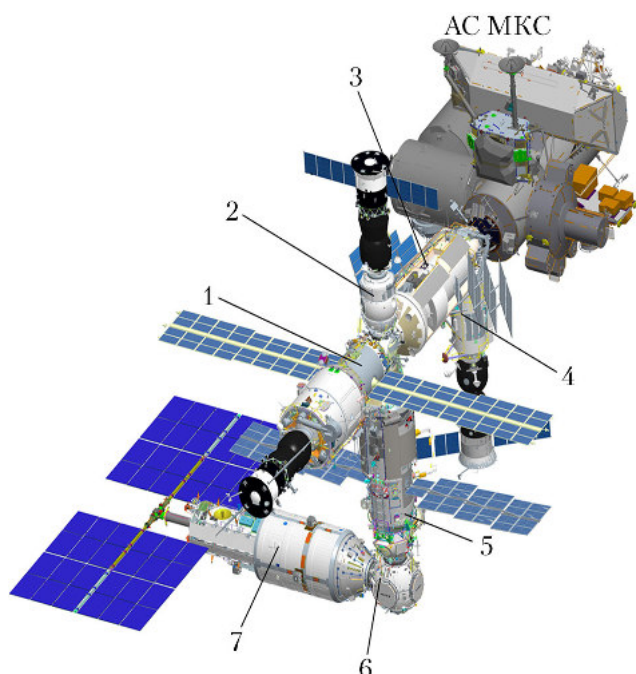


Рис. 1. Конфигурация Российского сегмента МКС в 2017 г.: 1 — стыковочный отсек; 2 — служебный модуль; 3 — малый исследовательский модуль; 4 — функциональный грузовой блок; 5 — малый исследовательский модуль 1



**Рис. 2. Конфигурация Российского сегмента МКС после 2020 г.:** 1 – служебный модуль; 2 – малый исследовательский модуль 2; 3 – функциональный грузовой блок; 4 – малый исследовательский модуль 1; 5 – многоцелевой лабораторный модуль с улучшенными эксплуатационными характеристиками; 6 – узловой модуль; 7 – научно-энергетический модуль

### Требования по вероятности непрямого пробоя модулей МКС

При проектировании экранной защиты модулей МКС в качестве показателя безопасности, связанной с воздействием метеороидно-техногенной среды, используется ВВП гермооболочки модуля за проектное время его эксплуатации. При формировании этого показателя для каждого модуля с целью учета площади поверхности гермооболочки модуля, а также времени эксплуатации использовался установленный для всех модулей параметр, определяющий вероятность пробоя единицы площади гермооболочки за единицу времени. По соглашению с NASA значение этого параметра было выбрано равным  $10^{-5} \text{ м}^{-2} \cdot \text{год}^{-1}$ . Таким образом, требуемые значения ВВП конкретного модуля за определенное время вычислялись путем вычитания из единицы допустимой вероятности пробоя, получаемой умножением установленного параметра на суммарную площадь гермооболочки модуля и на время эксплуатации, одинаковое для всех модулей. В таблице представлены требуемые значения ВВП модулей РС МКС за 15 лет (за исключением СО1 и МИМ2), приведенные в Спецификации РС МКС SSP 41163 [10].

### Требуемые минимальные значения вероятности непрямого пробоя модулей РС МКС

Модуль	Вероятность непрямого пробоя (15 лет)
Функциональный грузовой блок	0,9790
Служебный модуль	0,9563
Малый исследовательский модуль МИМ1	0,9940
Многоцелевой лабораторный модуль	0,9790
Узловой модуль	0,9955
Научно-энергетический модуль	0,9764

### Экранная защита функционального грузового блока и многоцелевого лабораторного модуля

Поскольку разработка модуля ФГБ финансировалась NASA, американские специалисты принимали непосредственное участие в разработке его экранной защиты. Специалисты ГКНПЦ им. Хруничева сумели за короткий срок создать кооперацию с привлечением специализированных организаций и разработать экранные конструкции на основе стандартных сотовых панелей с применением металлических сеток в качестве внешнего слоя экранов.

Суммарная масса экранной защиты составила ~1,5 т, а ввиду сложности конструкции модуля из-за наличия топливных баков общее число различных типов экранной защиты составило более 30, что потребовало большого объема испытаний макетов экранной защиты на высокоскоростной пробой на ударных стендах ГосНИИАС и ЦНИИмаш.

Экранная защита МЛМ-У, ввод которого в состав МКС планируется в 2019 г., построена в основном из тех ее типов, которые уже были разработаны для модуля ФГБ.

Расчеты ВВП обоих модулей, проведенные РКК «Энергия», показали, что требования по ВВП для этих модулей (0,979 за 15 лет) выполняются.

### Экранная защита служебного модуля

Особую сложность вызывала защита служебного модуля (СМ), который ко времени начала создания МКС был уже спроектирован и изготовлен в соответствии с требованиями по противометеороидной защите для модулей станции «Мир». Дефицит стартовой массы

и отсутствие пространства под обтекателем для размещения защитных экранов не позволяли доработать экранную защиту модуля на Земле. Поэтому единственной возможностью оставалась ее доработка на орбите.

Были рассмотрены два варианта дополнительной защиты:

1) с установкой экранов прямо на корпусе модуля;

2) с разворачиванием «теневых» экранов, обеспечивающих при постоянной орбитальной ориентации МКС перехват частиц с направлений наиболее вероятного их прихода (из переднего сектора в плоскости местного горизонта).

Поскольку первый вариант требовал существенных доработок корпуса и большого объема внекорабельной деятельности, вначале в качестве базового был принят второй вариант экранной защиты в виде двух пар дополнительных противоосколочных экранов (ДПЭ), доставляемых на орбиту в космическом корабле *Space Shuttle* и разворачиваемых в поперечном направлении с размерами каждого экрана в развернутом положении 4×6 м (рис. 3). Каждый экран представлял собой разворачиваемую плоскую конструкцию, состоящую из трех слоев керамической ткани. Как вариант рассматривалась возможность дополнительного использования панелей солнечных батарей (СБ) в качестве «теневых» экранов при их фиксированной вертикальной ориентации.

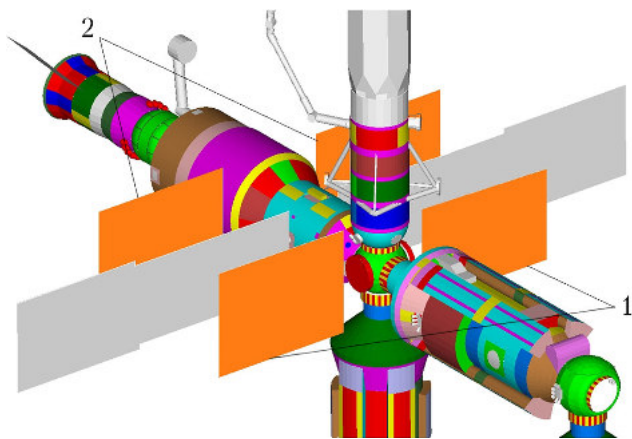


Рис. 3. Концепция «теневой» экранной защиты: 1 – передняя пара дополнительных противоосколочных экранов (ДПЭ); 2 – задняя пара ДПЭ

Для реализации концепции экранной защиты с помощью «теневых» экранов в ЦНИИмаш были проведены теоретические и экспериментальные исследования экранирующих свойств тонких

металлических и тканевых материалов, располагаемых на большом расстоянии от защищаемой конструкции. При пробое таких экранов частицей образуется облако продуктов разрушения частицы и экрана, коллективное воздействие которого на корпус модуля значительно уменьшается за счет расширения облака при распространении, и в котором наибольшую опасность пробоя конструкции представляет только наибольший осколок [11]. Были созданы алгоритмы расчета ВНП гермооболочки модулей с учетом затенения конструкции модулей такими экранами.

В РКК «Энергия» была проведена проектно-конструкторская проработка различных способов разворачивания экранов на орбите и выбран наиболее надежный вариант на основе элементов с памятью формы. Корпус СМ был доработан с целью обеспечения установки разворачиваемых экранов на орбите. Однако после 2000 г. по результатам экспериментальных работ по наблюдению за космическим мусором с помощью специальных радиолокаторов в NASA была разработана новая модель техногенной среды *ORDEM2000* [12]. Расчеты ВНП с помощью этой модели показали, что разворачиваемые на орбите «теневые» экраны будут недостаточно эффективны ввиду большого углового разброса направлений прихода техногенных частиц по новой модели. Это привело к изменению концепции усиления экранной защиты СМ. Было решено защитить наиболее уязвимые для пробоя части поверхности рабочего отсека СМ (исключая места установки радиаторов и оборудования) с помощью доставляемых и устанавливаемых на орбите дополнительных противоосколочных панелей (ДПП). Кроме того, была усовершенствована методика расчета ВНП с целью учета частичного экранирования модулей РС радиаторами и солнечными панелями Американского сегмента (АС) от потока техногенных частиц. Это потребовало проведения экспериментальных исследований процесса фрагментации частицы при высокоскоростном пробое тонких экранов.

Специалистами ЦНИИмаш и РКК «Энергия» была разработана и экспериментально отработана на ударных стендах ЦНИИмаш структура ДПП (рис. 4), обеспечивающая требуемую стойкость

к высокоскоростному пробую гермооболочки СМ. Конструкция каждой панели (рис. 5) разрабатывалась с учетом специфики их установки на кольцевых поручнях, являющихся элементами фиксации для космонавтов при внекорабельной деятельности.

Доставленные на борт СМ в виде укладки с пакетами ДПП (рис. 6) в грузовом отсеке *Space Shuttle* в 2002 и 2006 гг. 23 ДПП были установлены на конической части рабочего отсека СМ, наиболее

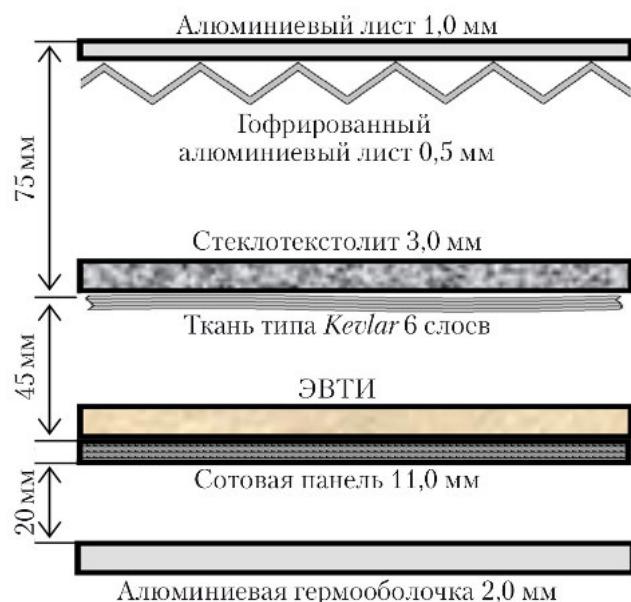


Рис. 4. Структура дополнительных противоосколочных панелей

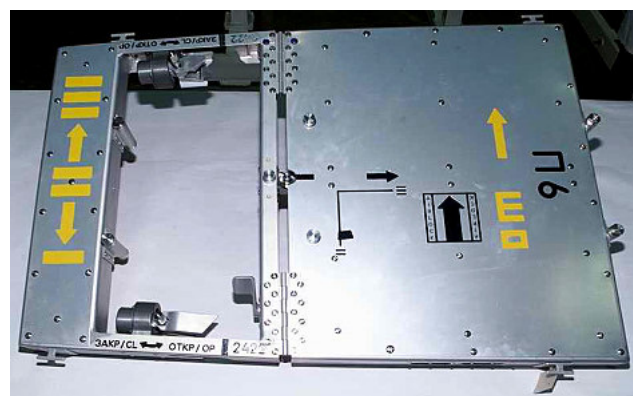
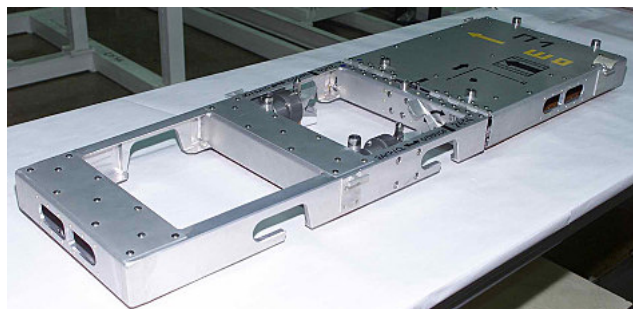


Рис. 5. Конструкция дополнительных противоосколочных панелей

уязвимой для пробоев (рис. 7). В 2012 г. еще пять панелей были доставлены с помощью транспортного корабля «Прогресс» и установлены на рабочем отсеке СМ малого диаметра.

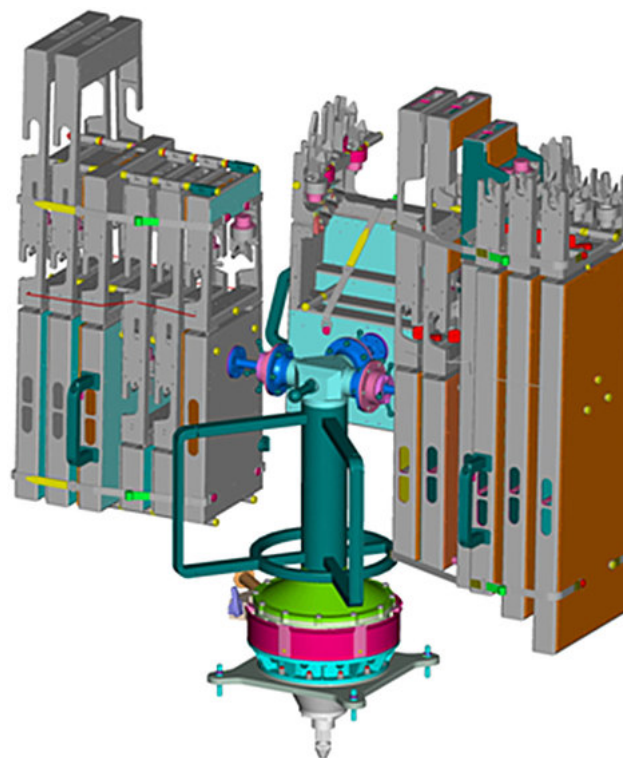


Рис. 6. Укладка с пакетами дополнительных противоосколочных панелей



Рис. 7. Дополнительные противоосколочные панели после установки

Рассчитанная РКК «Энергия» ВВП гермооболочки СМ метеороидами и техногенными частицами за 15 лет по модели техногенной среды *ORDEM2000* и метеороидной модели 1991 г. [13] за 15 лет с установленными 28 ДПП с учетом частичного экранирования радиаторами и панелями СБ Американского сегмента составила 0,949, что практически обеспечивает выполнение требования Спецификации

РС МКС SSP41163 для СМ (0,95). Однако расчет ВВП СМ за 15 лет по более современным моделям метеороидной MEM R2 [14] и техногенной ORDEM3.0 [15] сред, разработанным NASA в 2010 г., дал значение 0,934. Это более низкое значение ВВП по сравнению с расчетами по модели техногенной среды ORDEM2000 и метеороидной модели 1991 г. объясняется тем, что расчеты проводились без учета экранирования СМ радиаторами и панелями СБ АС из-за наличия в новой модели техногенной среды стальных частиц наряду с алюминиевыми. Отсутствие экспериментальных данных по фрагментации стальных частиц при пробое тонких экранов не позволяет учитывать эффект затенения радиаторами и панелями СБ АС.

Таким образом, СМ является наиболее уязвимым модулем РС МКС для пробоя метеороидными и техногенными частицами, что потребовало разработки мероприятий по обеспечению работоспособности бортовой аппаратуры в условиях разгерметизации, а также по определению места пробоя и восстановлению герметичности.

#### Экранная защита малого исследовательского модуля, узлового модуля и научно-энергетического модуля

Разработка экранной защиты МИМ1, УМ и НЭМ проводилась в рамках проектно-конструкторской разработки конструкции корпусов этих модулей в соответствии с требованиями по ВВП, определенными в Спецификации РС МКС SSP41163. Одним из проблемных вопросов был поиск отечественных тканых материалов для промежуточного экрана, обеспечивающих требуемые противударные характеристики. Базальтовая и бронежилетная ткани, из которых была составлена структура промежуточного экрана, не уступали по свойствам тканям Nextel и Kevlar, применяемым в экранной защите модулей NASA. На рис. 8 представлена структура экранной защиты МИМ1 и УМ, а на рис. 9 – НЭМ.

Отличие структуры защиты НЭМ вызвано особенностями конструкции, связанными с использованием радиатора системы терморегулирования, занимающего большую часть площади поверхности гермооболочки, в качестве первого защитного экрана.

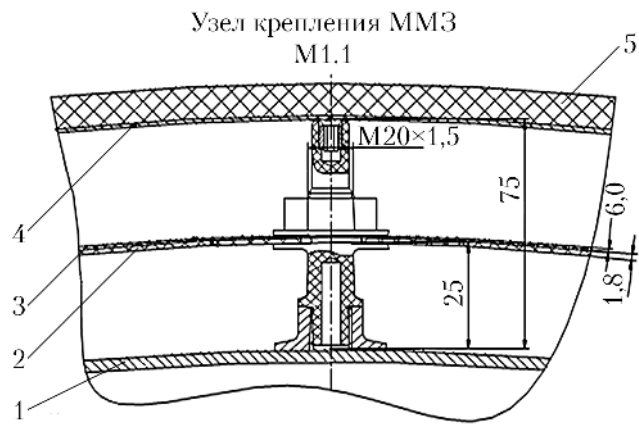


Рис. 8. Структура экранной защиты МИМ1 и УМ: 1 – корпус 4 мм; 2 – 6 слоев бронежилетная ткань; 3 – 4(2) слоя базальтовая ткань ТБК-5-76; 4 – АМ2б Лист 2; 5 – ЭВТИ

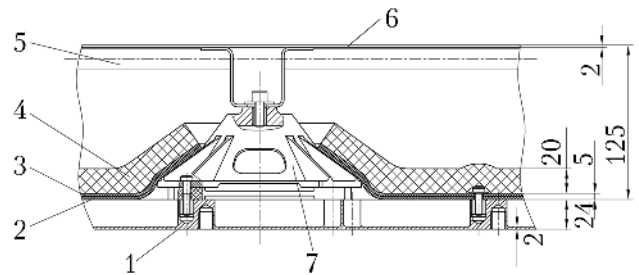


Рис. 9. Структура экранной защиты НЭМ: 1 – гермокорпус с внешним вафельным фоном; 2 – 6 слоев ткань техническая 8353/11; 3 – 9 слоев ткань базальтовая БТ-13Н-43(100); 4 – ЭВТИ; 5 – тепловая труба; 6 – радиатор; 7 – кронштейн крепления панелей радиатора

Испытания на высокоскоростной удар образцов экранной защиты проводились на высокоскоростных ударных стендах ЦНИИмаш. Сертификационные расчеты ВВП модулей, проведенные с помощью программы БАМПЕР, подтвердили их соответствие требованиям Спецификации РС МКС.

#### Экранная защита стыковочного отсека и МИМ2

Экранная защита стыковочного отсека и МИМ2 соответствует требованиям по противометеороидной защите, которые предъявлялись к модулям станции «Мир», и обеспечивается алюминиевым экраном толщиной 1 мм, расположенным на расстоянии 15 мм от гермооболочки. В первичных планах развертывания РС МКС стыковочный отсек предполагалось эксплуатировать в течение двух лет, поэтому было решено не усиливать его экранную защиту ввиду незначительности риска пробоя за это время (расчетное значение ВВП = 0,996 за два года). В результате изменения планов завершения развертывания РС МКС стыковочный отсек

остается в составе РС МКС до ввода в его структуру модуля МЛМ-У. После доставки на орбиту МЛМ-У стыковочный отсек будет удален.

МИМ2 проектировался как конструктивный аналог стыковочного отсека, включая экранную защиту. Поэтому рассматривался вопрос по усилению экранной защиты МИМ2 на орбите. Однако проектная проработка показала, что площадь возможного усиления защиты составляет только 35% от всей площади гермооболочки, поэтому из-за сложности и высокой стоимости работ по изготовлению, доставке и установке дополнительных экранных панелей дальнейшее продолжение этих работ было признано нецелесообразным.

### Экранная защита транспортных кораблей

Транспортные корабли ТПК «Союз МС» и ТГК «Прогресс МС» пристыкованы к МКС с постоянно открытыми переходными люками, являясь частью общего гермообъема станции, с периодической сменой при замене экипажа и для обеспечения грузопотока. Однако, выполнение требований по ВВП гермооболочки кораблей на уровне требований по ВВП к модулям МКС потребовало бы слишком больших массовых затрат на экранную защиту, что значительно снизило бы их возможности по доставке полезного груза и экипажа. Поэтому эти требования были снижены до уровня, при котором требуемые массовые затраты на конструктивную доработку корпуса были максимально допустимы (25–30 кг). Структура экранной защиты транспортных кораблей была доработана при модернизации их бортовых систем [16] путем установки дополнительного экрана в виде алюминиевого листа толщиной 0,5 мм на расстоянии 15 мм от гермооболочки.

### Результаты расчетов вероятности неprobоя РС МКС за период 2016...2024 гг.

Расчеты проводились для интервала времени 2015...2024 гг. (согласованный срок продолжения эксплуатации МКС) с помощью разработанной ЦНИИмаш совместно с РКК «Энергия» «Комплексной методики оценки защиты модулей РС МКС и рисков возникновения нештатных ситуаций, обусловленных воздействием

микрометеороидов и космического мусора» [17] и программы «Риск–удар» [18] с использованием новых моделей метеороидной MEM R2 и техногенной ORDEM 3.0 сред, разработанных NASA. В расчетах учитывались изменения конфигурации РС за этот период (ввод МЛМ-У в начале 2019 г. вместо стыковочного отсека, а также ввод УМ и НЭМ в начале 2020 г.). Учитывалось также частичное экранирование РС МКС радиаторами и панелями СБ АС, ориентация которых задавалась в фиксированном положении, определяемом путем усреднения на годовом цикле.

Общая ВВП гермооболочки модулей РС МКС за 10-летний период составила 0,938 при требуемом, согласно Спецификации РС, значении 0,882. При этом вклад техногенных частиц в вероятность пробоя составил 62,7%, а метеороидных частиц – 37,3%.

Общая ВВП транспортных кораблей с учетом времени их нахождения в различных портах составила 0,7. При этом вклад техногенных частиц в вероятность пробоя составил 89,8%, а метеороидных частиц – 10,2%.

Таким образом, транспортные корабли вносят основной вклад в общий риск пробоя гермооболочки РС МКС (~85%). Для обеспечения безопасного парирования аварийной ситуации, связанной с разгерметизацией при пробое транспортных кораблей, необходимо:

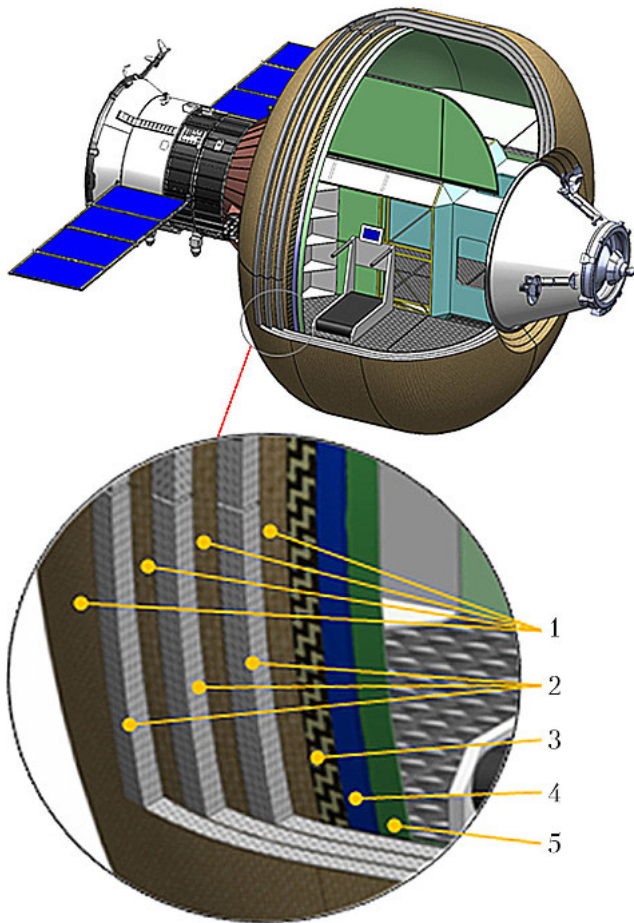
- наличие в составе кораблей и МКС средств обнаружения негерметичности корабля и станции;
- наличие отработанных методик действий экипажа при разгерметизации МКС;
- запрет на прокладку транзитных магистралей через люк между кораблем и смежным модулем, за исключением быстроразъемных воздухопроводов и механических зажимов между активным и пассивным стыковочными агрегатами.

### Разработка новых видов экранных защитных конструкций для перспективных модулей

Разработка перспективных модулей РС МКС, использующих гибкие гермооболочки, потребовала создания новых средств защиты от метеороидных и техногенных частиц с трансформируемой геометрией.



В результате проведенных ЦНИИмаш совместно с РКК «Энергия» исследований созданы и экспериментально отработаны опытные образцы экранных конструкций [19], разворачиваемых на орбите в составе модуля с трансформируемой гермооболочкой (рис. 10).



**Рис. 10.** Структура многослойной трансформируемой гермооболочки, состоящей из нескольких слоев различного функционального назначения: 1 – противометеороидные тканевые экраны; 2 – межэкранные разделители; 3 – армирующие слои; 4 – герметизирующие слои; 5 – интерьерные слои

### Оценка показателей безопасности, связанных с последствиями пробоя гермооболочки РС МКС

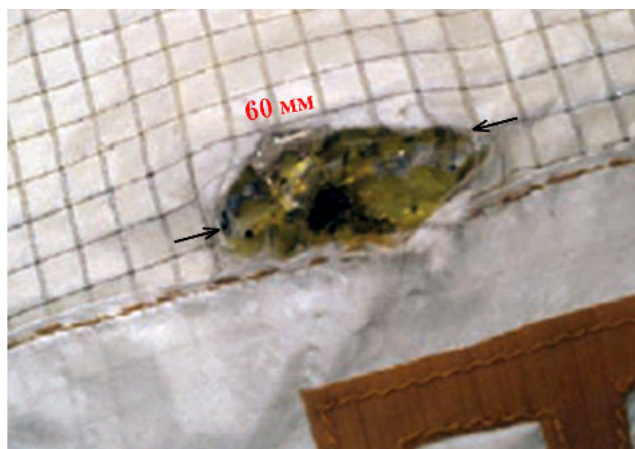
Наряду с расчетами ВВП специалисты NASA и РКК «Энергия» проводят расчеты вероятности различных сценариев последствий пробоя МКС. Однако соответствующие требования не отражены в проектных документах. Это связано со сложностью и многообразием катастрофических последствий пробоя, затрудняющих создание надежного расчетного инструмента, подобного программам БАМПЕР и «Риск-удар», используемым при расчетах ВВП. Тем не менее, как NASA, так и РКК «Энергия»

имеют программы, позволяющие моделировать эти процессы с определенной долей достоверности. Анализ результатов этих расчетов показывает, что относительная вероятность катастрофических последствий пробоя для модулей АС МКС находится на уровне 50%, тогда как соответствующие цифры для модулей РС МКС (СМ, СО, МИМ2) и транспортных кораблей, имеющих более слабую экранную защиту, в несколько раз меньше. Это связано с тем, что при пробое более слабой защиты этих модулей РС размеры отверстия в гермооболочке существенно меньше, чем при пробое более мощной защиты. Степень катастрофичности последствий пробоя определяется, в первую очередь, скоростью разгерметизации, зависящей от размера отверстия в гермооболочке. Тем не менее, более сильная экранная защита обеспечивает меньшую абсолютную вероятность катастрофического пробоя по сравнению со слабой защитой. Расчеты вероятности катастрофических последствий пробоя РС, проведенные NASA [20], показали, что относительная вероятность катастрофических последствий пробоя, приводящих к потере экипажа и станции, составляет около 30%.

### Регистрация повреждений на внешней поверхности РС МКС, вызываемых ударами метеороидных и техногенных частиц

В процессе эксплуатации проводятся периодические наблюдения за состоянием внешней поверхности РС МКС как при выходах космонавтов в открытый космос для проведения работ, так и через иллюминаторы. При этом были обнаружены повреждения, свидетельствующие о реальности угрозы пробоя гермооболочки МКС. На рис. 11 представлены фотографии отверстий, обнаруженных на поверхности ЭВТИ модулей ФГБ и СМ, вызванных высокоскоростными ударами.

Кроме того, осуществляется постоянный контроль повреждений на иллюминаторах, вызываемых ударами метеороидных и техногенных частиц. Если размеры кратера, обнаруженного на иллюминаторе, превышают определенный предел, и становятся возможными рост трещины и последующее разрушение иллюминатора, иллюминатор будет закрыт герметичной крышкой.



а)



б)

Рис. 11. Наиболее крупные повреждения: а – на функциональном грузовом модуле; б – на служебном модуле

### Заключение

Первоначально сформулированная руководством программы МКС задача по защите станции от метеороидов и космического мусора заключалась в обеспечении значения ВНП всей станции за 15 лет на уровне  $0,81 = 0,9_{АС} \cdot 0,9_{РС}$ . Эти цифры проверялись в ходе разработки станции с использованием модели техногенной среды 1991 г., которая принята в качестве сертификационной при расчетах ВНП модулей. Сравнение модели 1991 г. с последующими моделями *ORDEM1996*, *ORDEM2000*, разработанными на основе получаемых экспериментальных данных по регистрации космического мусора, показало, что она дает завышенные значения риска пробоя. Таким образом, при расчетах ВНП на соответствие требованиям Спецификации используется модель 1991 г., а при определении реальной угрозы пробоя

используются результаты расчетов ВНП с применением последней модели техногенной среды.

В настоящее время руководством *NASA* утверждены новые модели техногенной среды *ORDEM3.0* и метеороидной среды *MEM* версия *R2*, которые будут использоваться при анализе безопасности эксплуатации МКС, связанной с воздействием метеороидов и космического мусора. Расчетное значение ВНП модулей РС МКС за 15 лет с использованием этих моделей составляет 0,905, следовательно, поставленную в начале разработки задачу (0,9 за 15 лет) можно считать выполненной.

Авторы выражают благодарность специалистам ЦНИИмаш, принимавшим активное участие в создании экранных защитных конструкций РС МКС и обеспечившим проведение работ на высоком научно-техническом уровне, а также специалистам Космического центра им. Джонсона (*NASA*) за плодотворное сотрудничество в решении общей задачи обеспечения требуемого уровня безопасности, связанной с угрозой пробоя гермооболочки МКС метеороидными и техногенными частицами.

### Список литературы

1. Drolshagen G. Meteoroid/debris impact analysis application to LDEF, Eureka and Columbus // *Proceedings of the First European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 5–7 April 1993.*
2. Kessler D.J., Reynolds R.C., Anz-Meador P.D. Orbital debris environment for spacecraft designed to operate in low Earth orbit // *NASA TM 100-471, April 1989.*
3. Abbott D., Williams D.R., Bjorkman M.D. BUMPER-II analysis tool: user's manual. Report No. D683-29018-2, Boeing Company, Huntsville, AL, 1993.
4. Ryan S., Christiansen E.L. Micro-meteoroid and Orbital Debris (MMOD) shield ballistic limits analysis program // *NASA/TM-2009-214789, 2010.*
5. Christiansen E.L. et al. Handbook for designing MMOD protection // *NASA/TM-2009-214785, 2009.*
6. Nazarenko A.I., Romanchenkov V.P., Sokolov V.G., Gorbenko A.V. Analysis of the characteristics of orbital debris and the vulnerability of orbital station's structural elements to puncture // *Space Forum. 1996. V. 1. Pp. 285–295.*

7. Utkin V.F., Romanchenkov V.P., Sokolov V.G., Brovkin A.G. Risk of functioning of International Space Station connected with influence of meteoroids and space debris // IAA-98-IAA.6.4.03, 49th International Astronautical Congress, September 28–October 02 1998, Melbourne, Australia.

8. Буслов Е.П., Головкин А.В., Горобец Д.В., Давыдов В.А., Емельянов В.А., Куденцов В.Ю., Кулик С.В., Логинов С.С., Макаров Ю.Н., Михайлов М.А., Молотов И.Е., Муталанов А.К., Назаренко А.И., Панкратов Е.Ю., Попкова Л.Б., Райкунов Г.Г., Сазонов В.С., Соколов В.Г., Трушляков В.И., Ужегов В.М., Фельдштейн В.А., Фомичев Г.В., Чекалин С.В., Яковлев М.В. Проблемы космической деятельности, обусловленные техногенным засорением околоземного космического пространства, ионизирующими излучениями космического пространства и астероидно-кометной опасностью. Монография под общ. ред. М.В. Яковлева. М.: Изд-во ЗАО «НИИ “ЭНЦИТЕХ”», 2010. 315 с.

9. Анисимов А.В., Асатурьян В.С., Балакирев Ю.Г., Балыко Ю.П., Буржинский В.А., Буслов Е.П., Буяков И.А., Быков Д.Л., Владимиров С.А., Голденко Н.А., Горохов В.Б., Докучаев Л.В., Ефименко Г.Г., Клишев О.П., Колозезный А.Э., Комаров И.С., Липень А.В., Лиходед А.И., Малинин А.А., Митин П.В., Мытарев А.И., Паничкин Н.Г., Покровский О.С., Пономарев Д.А., Попов В.Л., Семенов В.И., Сидоров В.В., Синельников В.С., Судомоев А.Д., Сухинин С.Н., Тимошина А.В., Титов В.А., Фельдштейн В.А., Хайлов А.Н., Чурилов Г.А., Швейко Ю.Ю., Юранев О.А. Методологические основы научных исследований при обосновании направлений космической деятельности, облика перспективных космических комплексов и систем и их научно-технического сопровождения. В 5-ти т. Т. 5: Методология исследования прочности и динамики ракет-носителей и космических аппаратов. М.: Издательско-торговая корпорация «Дашков и К», 2016. 376 с.

10. Технические требования к Российскому сегменту МКС SSP 41163 Н, п. 3.3.12.1.1. Стойкость конструкции к пробое метеороидами и техногенными частицами, табл. XXX.

11. Piekutowski A.J. A method of estimating the state of the material in an all-aluminum debris cloud // AIAA Space Programs and Technologies Conference, September 27–29, 1994, Huntsville, AL, USA.

12. Liou J.-C., Matney M., Anz-Meador P., Kessler D.J., Jansen M., Theall J.R.

*The new NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000 // NASA/TP2002-210780, May 2002.*

13. Объединенный документ NASA/РКА по спецификациям и стандартам для Российского сегмента МКС — Программа Международная космическая станция, SSP 50094, п. 3.8.1 «Метеориты». Хьюстон, Москва, 1997.

14. McNamara H., Jones J., Kauffman B., Suggs R., Cooke W., Smith S. Meteoroid Engineering Model (MEM): a meteoroid model for the inner Solar system // *Earth, Moon and Planets*. 2004. V. 95. Issue 1–4. Pp. 123–139.

15. Stansbery E.G., Matney M.J. et al. NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM 3.0 user's guide // NASA/TP-2014-217370, April 2014.

16. Горбенко А.В., Соколов В.Г., Цветков В.В. Усиление микрометеороидной защиты пилотируемых кораблей «Союз» и грузовых кораблей «Прогресс» путем установки противометеороидного экрана // *Космонавтика и ракетостроение*. 2012. № 4(69). С. 173–180.

17. Комплексная методика оценки защиты модулей РС МКС и рисков возникновения нештатных ситуаций, обусловленных воздействием микрометеороидов и космического мусора. Инв. № 851-5720/13/49-23-5557-1494-2015. УДК 629.76.085.075:521.3. № гос. рег. У93452. ФГУП ЦНИИмаш, 2015 г.

18. Абашкин Б.И., Асатурьян В.С., Буслов Е.П., Голденко Н.А., Голуб К.Ю., Горбенко А.В., Комаров И.С., Лоцманов А.В., Онучин Е.С., Семенов В.И., Соколов В.Г., Фельдштейн В.А., Юмагулов Э.Р. Аппаратно-программный комплекс «Риск-удар». Свидетельство о регистрации программного средства в фонде алгоритмов и программ по ракетно-космической технике № 4245 от 10.01.2017 г. ФГУП ЦНИИмаш.

19. Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурьянов Л.С., Медведев Н.Г., Чернецова А.А., Зарубин В.С., Фельдштейн В.А., Буслов Е.П., Ли А.А., Горбунов Ю.В. Трансформируемые крупногабаритные конструкции для перспективных пилотируемых комплексов // *Космическая техника и технологии*. 2016. № 2(13). С. 23–33.

20. Hyde J., Evans H., Christiansen E., Lear D. MSCSurv11 Russian Segment results. Hypervelocity Impact Technology Group, Johnson Space Center, NASA, 2016.

Статья поступила в редакцию 30.03.2018 г.

## Reference

1. Drolshagen G. Meteoroid/Debris impact analysis application to LDEF, Eureca and Columbus. *Proceedings of the First European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 5–7 April 1993.*
2. Kessler D.J., Reynolds R.C., Anz-Meador P.D. *Orbital debris environment for spacecraft designed to operate in low Earth orbit.* NASA TM 100-471, April 1989.
3. Abbott D., Williams D.R., Bjorkman M.D. *BUMPER-II analysis tool: user's manual.* Report No. D683-29018-2, Boeing Company, Huntsville, AL, 1993.
4. Ryan S., Christiansen E.L. *Micrometeoroid and Orbital Debris (MMOD) shield ballistic limits analysis program.* NASA/TM-2009-214789, 2010.
5. Christiansen E.L. et al. *Handbook for designing MMOD protection.* NASA/TM-2009-214785, 2009.
6. Nazarenko A.I., Romanchenkov V.P., Sokolov V.G., Gorbenko A.V. *Analysis of the characteristics of orbital debris and the vulnerability of orbital station's structural elements to puncture.* *Space Forum.* 1996, vol. 1, pp. 285–295.
7. Utkin V.F., Romanchenkov V.P., Sokolov V.G., Brovkin A.G. *Risk of functioning of International Space Station connected with influence of meteoroids and space debris.* IAA-98-IAA.6.4.03, 49th International Astronautical Congress, September 28–October 02 1998, Melbourne, Australia.
8. Buslov E.P., Golovko A.V., Gorobets D.V., Davydov V.A., Emel'yanov V.A., Kudentsov V.Yu., Kulik S.V., Loginov S.S., Makarov Yu.N., Mikhaylov M.A., Molotov I.E., Mutalapov A.K., Nazarenko A.I., Pankratov E.Yu., Popkova L.B., Raykunov G.G., Sazonov V.S., Sokolov V.G., Trushlyakov V.I., Uzhegov V.M., Fel'dshteyn V.A., Fomichev G.V., Chekalin S.V., Yakovlev M.V. *Problemy kosmicheskoy deyatel'nosti, obuslovlennyye tekhnogennym zasoreniem okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva, ioniziruyushchimi izlucheniymi kosmicheskogo prostranstva i asteroidno-kometnoy opasnost'yu. Monografiya pod obshch. red. M.V. Yakovleva* [The problems of space activity caused by near Earth space pollution, ionized radiation as well as by asteroid and comet threat]. Moscow, ZAO «NII «ENTSITEKH» publ., 2010. 315 p.
9. Anisimov A.V., Asatur'yan V.S., Balakirev Yu.G., Balyko Yu.P., Buzhinskiy V.A., Buslov E.P., Buyakov I.A., Bykov D.L., Vladimirov S.A., Goldenko N.A., Gorokhov V.B., Dokuchaev L.V., Efimenko G.G., Klishev O.P., Kolozeznyy A.E., Komarov I.S., Lipen' A.V., Likhoded A.I., Malinin A.A., Mitin P.V., Mytarev A.I., Panichkin N.G., Pokrovskiy O.S., Ponomarev D.A., Popov V.L., Semenov V.I., Sidorov V.V., Sinel'nikov V.S., Sudomoev A.D., Sukhinin S.N., Timoshina A.V., Titov V.A., Fel'dshteyn V.A., Khaylov A.N., Churilov G.A., Shveyko Yu.Yu., Yuranev O.A. *Metodologicheskie osnovy nauchnykh issledovaniy pri obosnovanii napravleniy kosmicheskoy deyatel'nosti, oblika perspektivnykh kosmicheskikh kompleksov i sistem i ikh nauchno-tekhnicheskogo soprovozhdeniya. V 5-ti t. T. 5: Metodologiya issledovaniya prochnosti i dinamiki raket-nositeley i kosmicheskikh apparatov* [Scientific basing methodology for main space activity trends, future space complex appearance and their scientific and technical maintenance. Vol. 5. Methodology for strength and dynamic of rocket and spacecraft study]. Moscow, Izdatel'sko-torgovaya korporatsiya «Dashkov i K» publ., 2016. 376 p.
10. *Tekhnicheskie trebovaniya k Rossiyskomu segmentu MKS SSP 41163 H, p. 3.3.12.1.1. Stoykost' konstruksii k proboyu meteoroidami i tekhnogennymi chastitsami, tabl. XXX* [Russian Segment specification, International Space Station program, SSP 41163 H, 3.3.12.1.1. Structural design life for meteoroid and orbital debris analyses, Table XXX].
11. Piekutowski A.J. *A method of estimating the state of the material in an all-aluminum debris cloud.* AIAA Space Programs and Technologies Conference, September 27–29, 1994, Huntsville, AL, USA.
12. Liou J.-C., Matney M., Anz-Meador P., Kessler D.J., Jansen M., Theall J.R. *The new NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000.* NASA/TP 2002-210780, May 2002.
13. *Ob'edinennyi dokument NASA/RKA po spetsifikatsiyam i standartam dlya Rossiyskogo segmenta MKS – Programma Mezhdunarodnaya kosmicheskaya stantsiya, SSP 50094, p. 3.8.1 «Meteority»* [NASA/RSC Joint Specifications and Standards Document for the ISS Russian Segment – International Space Station Program]. Houston, Moscow, 1997.
14. McNamara H., Jones J., Kauffman B., Suggs R., Cooke W., Smith S. *Meteoroid Engineering Model (MEM): a meteoroid model for the inner Solar system.* *Earth, Moon and Planets,* 2004, vol. 95, issue 1–4, pp. 123–139.

15. Stansbery E.G., Matney M.J. et al. *NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM 3.0 user's guide*. NASA/TP-2014-217370, April 2014.

16. Gorbenko A.V., Sokolov V.G., Tsvetkov V.V. *Usilenie mikrometeoroidnoy zashchity pilotiruemykh korably «Soyuz» i gruzovykh korably «Progress» putem ustanovki protivometeoroidnogo ekrana* [Transport vehicle's Soyuz and Progress micrometeoroid shielding enhancement]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*, 2012, no. 4(69), pp. 173–180.

17. *Kompleksnaya metodika otsenki zashchity moduley RS MKS i riskov vozniknoveniya neshtatnykh situatsiy, obuslovlennykh vozdeystviem mikrometeoroidov i kosmicheskogo musora*. Inv. № 851-5720/13/49-23-5557-1494-2015. UDK 629.76.085.075:521.3. № gos. reg. U93452 [Integrated methodology for RS ISS modules shielding and risk of penetration by meteoroids and space debris estimation, № 851-5720/13/49-23-5557-1494-2015, UDK 629.76.085.075:521.3, state registration number U93452]. FGUP TsNIImash, 2015.

18. Abashkin B.I., Asatur'yan V.S., Buslov E.P., Goldenko N.A., Golub K.Yu., Gorbenko A.V., Komarov I.S., Lotsmanov A.V., Onuchin E.S., Semenov V.I., Sokolov V.G., Fel'dshteyn V.A., Yumagulov E.R. *Apparatno-programmnyy kompleks «Risk–udar»*. *Svidetel'stvo o registratsii programmnoy sredstva v fonde algoritmov i programm po raketno-kosmicheskoy tekhnike № 4245 ot 10.01.2017*. [Hardware and software complex Risk–udar. Certificate of program registration in algorithm and software stock for rocket and space engineering 4245, 10.01.2017]. FGUP TSNIImash.

19. Khamits I.I., Filippov I.M., Burylov L.S., Medvedev N.G., Chernetsova A.A., Zarubin V.S., Fel'dshteyn V.A., Buslov E.P., Li A.A., Gorbunov Yu.V. *Transformiruemye krupnogabaritnye konstruksii dlya perspektivnykh pilotiruemykh kompleksov* [Large transformable structures for advanced manned complexes]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2016, no. 2(13), pp. 23–33.

20. Hyde J., Evans H., Christiansen E., Lear D. *MSCSurv11 Russian Segment results*. *Hypervelocity Impact Technology Group, Johnson Space Center, NASA, 2016*.