

На правах рукописи



Голденко Наталья Александровна

**РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ
ПРОЧНОСТИ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ МОДУЛЕЙ ОРБИТАЛЬНЫХ
СТАНЦИЙ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ОСКОЛОЧНО-МЕТЕОРОИДНОЙ
СРЕДЫ**

Специальность: 01.02.06 – «Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2017

Работа выполнена в Федеральном государственном унитарном предприятии
«Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

Научный руководитель: доктор технических наук
Фельдштейн Валерий Адольфович

Официальные оппоненты: **Острик Афанасий Викторович**, доктор технических наук, профессор, ведущий научный сотрудник лаборатории уравнений состояния вещества Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института проблем химической физики Российской академии наук (ИПХФ РАН), г. Черноголовка

Михайловский Константин Валерьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» Федерального государственного бюджетного общеобразовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (МГТУ им. Н.Э. Баумана)», г. Москва

Ведущая организация: Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс» (АО «РКЦ «Прогресс»), г. Самара

Защита состоится «27» декабря 2017 года в 15:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.05, созданного на базе Московского авиационного института (национального исследовательского университета), в зале заседаний Ученого совета МАИ по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке ФГБОУВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=84649

Автореферат разослан «___» _____ 2017 года.

Учёный секретарь
диссертационного совета



Федотенков Г.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Накопление в околоземном пространстве осколков отработавших ракет носителей и космических аппаратов (космического мусора - КМ) является неизбежным негативным результатом космической деятельности. Сочетание техногенного космического мусора с естественными частицами-метеороидами создает среду, представляющую реальную опасность для космических аппаратов. Наблюдения за состоянием околоземного космического пространства показывают, что с течением времени количество техногенных осколков увеличивается с прогрессирующей скоростью и опасность столкновения их с орбитальными космическими аппаратами (КА) возрастает. Это делает актуальной проблему обеспечения ударной прочности конструкций орбитальных космических аппаратов. Решение этой проблемы идет по нескольким направлениям:

- каталогизация наблюдаемых (крупных) фрагментов КМ и осуществление маневров уклонения при опасном сближении их с пилотируемыми объектами типа МКС,

- ограничение засорения околоземного пространства, достигаемое выбором орбит захоронения и снижением степени диспергирования отработавших объектов,

- повышение прочности КА путем введения в их конструкцию защитных экранов и исследование прочности КА при ударном воздействии ненаблюдаемых (мелких) частиц КМ.

Настоящая работа относится к последнему из названных направлений. Вопросы расчетно-экспериментального исследования прочности защиты элементов РКТ при высокоскоростном воздействии частиц осколочно-метеороидной среды получили интенсивное развитие во второй половине XX века. Общие основы теории высокоскоростного удара в России были заложены Л.П. Орленко, Ю.Ф. Христенко, В.Е. Фортовым, Л.А. Мержиевским и В.М. Титовым и другими исследователями. Применительно к прочности защиты космических аппаратов в России это направление развивается в ФГУП «ЦНИИмаш»: Е.П. Буслов, В.П. Романченков, В.А. Фельдштейн, Ю.В. Яхлаков, в ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»: И.М. Гадасин, в АО «РКЦ «Прогресс»: Н.Д. Семкин, в ПАО «РКК «Энергия»: В.Г. Соколов, А.В. Горбенко, в ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина»: Д.Б. Добрица, АО «ИСС» имени академика М.Ф. Решетнева: Ю.Л. Булынин, в Томском государственном университете: Ю.Ф. Христенко, А.В. Герасимов, в МГТУ им. Н.Э. Баумана: В.В. Зеленцов, в Институте прикладной механики РАН: Н.Н. Мягков.

Среди зарубежных авторов следует особо отметить Ф.Л. Уиппла, идея которого об отнесенном от основной конструкции тонком экране (экран Уиппла) лежит в основе всех видов экранных защит КА. Большой вклад в решение проблемы внесли Б.Д. Кур-Пале (B. G. Cour-Palais), К.Д. Мейден (C. J. Maiden), Э.Р. Макмиллан (A. R. McMillan), А. Пикутковский (A. Piekutowski), В. Шонберг (W. Schonberg), Э. Л. Кристенсен (E. L. Christiansen), М. Ламберт (M. Lambert).

В настоящее время сложилась концепция двухэкранный защиты, широко примененная на модулях МКС.

Однако в последние годы интенсивно ведутся работы по созданию принципиально новой конструкции космического аппарата, основанной на применении трансформируемых (надувных) гермоотсеков, стенка которой выполнена из гибких материалов. На этапе вывода на орбиту он находится в сложенном состоянии, а на орбите наддувается и разворачивается, приобретая свою рабочую форму. Объем такого модуля, в отличие от модуля традиционной конструкции, практически не зависит от диаметра грузового отсека ракеты-носителя. Очевидно, что сложившаяся концепция защиты неприменима к надувным трансформируемым модулям и требует разработки новых принципов обеспечения безопасности.

Одной из основных проблем при наземной экспериментальной отработке прочности элементов КА при ударах осколков космического мусора является создание средств имитации высокоскоростного соударения конструкции с частицей. Статистика распределения космического мусора по скоростям и массам и анализ требований безопасности показывают, что для крупногабаритных пилотируемых космических объектов типа МКС необходимо обеспечить прочность при ударах частиц массой ~ 1 г при скоростях удара до 15 км/с. Отсюда вытекает задача: создание ускорителей механических частиц, обеспечивающих проведение экспериментальной отработки изделий при указанных режимах воздействия.

Для этой цели на практике используются экспериментальные установки, работающие на различных принципах. В низкоскоростном диапазоне ($V < 3$ км/с) – пороховые баллистические установки (ПБУ) и одноступенчатые газовые пушки, в среднескоростном диапазоне ($3 < V < 7$ км/с) – двухступенчатые легкогазовые баллистические установки (ЛБУ), в высокоскоростном ($V > 7$ км/с) – метательные установки взрывного (кумулятивного) типа.

Несмотря на активный интерес к данной проблеме, в ней остается много нерешенных вопросов. По существу, защита космических аппаратов, которая применяется на данный момент, отрабатывается на высокоскоростное воздействие мелких осколков только в диапазоне скоростей до 7 км/с. В то же время скоростной диапазон взаимодействия частиц с КА более широк и требует увеличения реализации скоростей при наземной отработке до 10 км/с и выше. Легкогазовые баллистические установки, обеспечивающие скорости до (7,0–8,0) км/с находятся на пределе физических и технологических возможностей. Поэтому достижение более высоких скоростей, по-видимому, должно идти по пути использования взрывных технологий. В отличие от ЛБУ, где метаемая частица имеет заданную массу и форму, в метательных установках взрывного (кумулятивного) типа частица формируется в процессе ускорения. Поэтому основной проблемой является обеспечение стабильного режима испытаний, то есть прогнозирования и реализации получения частицы с необходимой массой и скоростью при соблюдении требований компактности, то есть соразмерности ее габаритов по различным направлениям.

Степень разработанности темы. В России и за рубежом активно разрабатываются перспективные конструкции трансформируемых модулей космических аппаратов, в основе которых лежит надувная гермооболочка из мягкого полимерного материала. Традиционная технология защиты модулей орбитальных станций от воздействия космического мусора основана на применении защитных экранов, устанавливаемых дистанционно на стенки гермооболочек. Очевидно, что эта схема неприменима для трансформируемых модулей, которые разворачиваются после вывода на орбиту. В данном случае защитные слои должны быть также легко складываемы, как и основные газодержащие и силовые слои, входящие в состав гермооболочки. Проектирование, расчет и экспериментальная отработка встроенной защиты трансформируемых модулей является мало исследованной проблемой прочности перспективных конструкций космических аппаратов.

В настоящее время созданы взрывные метательные установки, позволяющие разгонять стальную частицу до скоростей порядка 10 км/с. Однако КА необходимо обрабатывать на воздействие частиц из алюминиевых сплавов, из которых в основном состоит космический мусор. Различие физико-механических свойств стали и алюминия существенно сказывается на процессах формирования частиц в устройствах взрывного кумулятивного типа. В настоящее время отсутствуют систематические исследования по разработке метода метания компактной алюминиевой частицы в диапазоне скоростей (7,0–11,0) км/с. Сложность экспериментов по высокоскоростному удару и их достаточно высокая стоимость требует по возможности более широкого использования современных методов численного компьютерного моделирования.

Целью диссертационной работы является совершенствования прочностной отработки трансформируемых модулей орбитальных станций при воздействии осколочно-метеороидной среды путем численного моделирования высокоскоростного ударного воздействия на элементы встроенной противоударной защиты перспективных трансформируемых модулей и разработки экспериментального средства для испытаний конструкций модулей на удар алюминиевых частиц в диапазоне скоростей (7,0–11,0) км.

Задачи диссертационной работы:

- численное моделирование взаимодействия оболочек перспективных трансформируемых модулей КА с высокоскоростными частицами КМ с целью оценки прочности ГО;
- исследование прочности опытных образцов оболочек перспективных надувных трансформируемых модулей космических аппаратов и разработка рекомендаций по выбору конструктивной схемы встроенной защиты;
- разработка метода экспериментального исследования прочности с использованием взрывного метательного устройства (ВМУ) с прогнозированием реализуемых испытательных режимов, обеспечивающего метание компактных алюминиевых частиц в диапазоне скоростей (7,0–11,0) км/с;
- экспериментальная отработка ВМУ для валидации результатов численного моделирования и подтверждения эффективности ВМУ как средства исследования

прочности конструкций на воздействии компактных частиц в диапазоне скоростей (7,0–11,0) км/с;

Научная новизна работы:

- впервые установлена зависимость величины поглощения энергии статистически значимой частицей космического мусора (из алюминия, диаметр 10 мм, скорость 7 км/с) от структуры многослойной встроенной экранной защиты перспективного трансформируемого модуля орбитальной станции;

- впервые разработано взрывное метательное устройство, обеспечивающие проведение испытаний конструкций на ударное воздействие компактных алюминиевых частиц массой (0,01 – 1,00) г в диапазоне скоростей (7,0–11,0) км/с;

- впервые теоретически обоснована и подтверждена экспериментально возможность формирования и ускорения компактной алюминиевой частицы с заданной массой до 1 г и скоростью до 11 км/с на основе кумулятивного принципа;

- впервые прямым экспериментом подтвержден вытеснительный механизм образования кратера при ударе частиц при скорости до 6 км/с.

Теоретическая и практическая значимость работы:

- разработан метод расчета прочности гермооболочек перспективных трансформируемых модулей с многослойной встроенной защитой и полученные на его основе результаты могут быть использованы для выбора и обоснования наилучшей конструктивной схемы защиты;

- численное моделирование работы взрывного метательного устройства позволяет сократить число экспериментов по отработке режимов испытаний, реализуемых с помощью ВМУ, и является методической основой разработки ряда аналогичных устройств;

- разработанное ВМУ расширяет диапазон скоростей удара до скоростей (7,0–11,0) км/с по сравнению с достигаемым на легкогазовых баллистических установках (до (7,0–8,0) км/с), что необходимо для отработки прочности КА всех классов при воздействии осколочно-метеороидной среды;

- использование ВМУ позволяет снизить стоимость испытаний в 5–6 раз по сравнению с аналогичными испытаниями на легкогазовых баллистических установках;

- результаты проведенных исследований являются научно-методической основой расчетно-экспериментальной отработки прочности трансформируемых модулей космических аппаратов при ударе компактной алюминиевой частицы космического мусора массой (0,01 – 1,00) г в диапазоне скоростей (7,0–11,0) км/с;

- результаты работы, приведенные в диссертации, применяются в настоящее время и будут использованы при разработке изделий производства АО «РКК «Энергия», АО «ДКБА» и других предприятий ракетно-космической промышленности.

Методология и методы исследований

В работе использованы:

- модели сплошной среды, использующие уравнения состояния материалов при высокоскоростных процессах взрыва и удара;

- численные методы решения задач динамики сплошной среды;
- методы испытаний метательных устройств взрывного (кумулятивного) типа;
- методы регистрации, обработки и анализа экспериментальных данных (скорость метания частицы);
- регрессионные методы обработки результатов систематических расчетов.

Положения, выносимые на защиту:

- метод и результаты исследования прочности корпусов трансформируемых модулей космических аппаратов при ударном воздействии высокоскоростных частиц космического мусора;
- рекомендации по выбору структуры слоев встроенной противоударной встроенной защиты трансформируемых модулей космических аппаратов;
- метод имитации воздействия алюминиевых частиц осколочно-метеороидной среды на конструкции космических аппаратов в диапазоне скоростей (7,0–11,0) км/с на основе взрывного метательного устройства;
- инженерная методика выбора конструктивных параметров взрывного метательного устройства для реализации необходимых испытательных режимов при исследовании прочности конструкций КЛА.

Степень достоверности и апробация результатов

Достоверность результатов подтверждена использованием классической теории взрыва и удара, обоснованным применением программных продуктов высокого уровня, результатами экспериментов.

Апробация работы: Результаты проведенных исследований докладывались и обсуждались на отраслевых и всероссийских конференциях, в том числе:

- на 55-й, 56-й, 59-й научных конференциях МФТИ (ноябрь 2012, 2013, 2016 гг.);
- на семинаре молодых ученых и специалистов ЦНИИмаш, посвященный 90-летию В.Ф. Уткина (ЦНИИмаш, ноябрь 2013 г.);
- на XV Харитоновских чтениях «Экстремальные состояния вещества. Детонация. Ударные волны» (РФЯЦ ВНИИЭФ, г. Саров, март 2013 г.);
- на всероссийской конференции «Взрыв в физическом эксперименте» ИГиЛ СО РАН, Новосибирск (сентябрь 2013 г.);
- на конференциях «Проектирование систем 44 и 45» (МГТУ им. Н.Э. Баумана);
- на Королевских чтениях (МГТУ им. Н.Э. Баумана, январь 2016 г.);
- на Феодосьевских чтениях (МГТУ им. Н.Э. Баумана, май 2016 г.);
- на конференции, посвященной 70-летию ФГУП ЦНИИмаш (ФГУП ЦНИИмаш, май 2016 г.).

Личный вклад автора заключается:

- в проведении расчетно-теоретического исследования ударного воздействия высокоскоростной частицы на опытные образцы гермооболочки перспективного трансформируемого модуля;
- в разработке рекомендаций по выбору конструктивной схемы встроенной защиты;

- в численном моделировании функционирования ВМУ на основе программного комплекса ANSYS/AUTODYN, в проверке и уточнении постановки задачи с учетом результатов экспериментов;

- в проведении расчетов с целью выбора конструктивных параметров ВМУ, для проверки конструктивных решений, обеспечивающих отсечку низкоскоростной части кумулятивной струи и выделение из нее компактной алюминиевой частицы;

- в исследовании влияния параметров ВМУ (конструктивные параметры, тип ВВ, материал формователя) на скорость и форму метаемой частицы и последующей разработке инженерной методики выбора конструктивных параметров взрывного метательного устройства для получения необходимых параметров метаемой частицы;

Публикации. По теме диссертации опубликовано 11 [1-11] работ, из них 3 – в журналах перечня ВАК [5, 8, 11].

Объем и структура диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка использованной литературы (130 наименований), изложена на 169 страницах, содержит 153 рисунка и 24 таблицы.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении излагаются цели и задачи работы, обосновываются актуальность темы диссертационной работы, новизна и практическая значимость результатов, их достоверность, сформулированы основные положения, выносимые на защиту диссертационной работы.

В первой главе представлены конструкции и материалы трансформируемых модулей космических летательных аппаратов. Даны характеристики воздействия ударов частиц на космические летательные аппараты, положенных в основу требований к защите космических летательных аппаратов. Описаны основные физические принципы защиты космических аппаратов и приведены требования к конструкции многослойной трансформируемой гибкой оболочки надувного модуля. проведен обзор основных методов имитации воздействия осколочно-метеороидной среды при наземной экспериментальной отработке прочности защитных экранов космических летательных аппаратов.

Во второй главе приведены результаты расчета прочности корпусов трансформируемых модулей космических летательных аппаратов при воздействии ударов высокоскоростных частиц КМ. На рисунках 1 и 2 представлены проекты трансформируемых модулей.

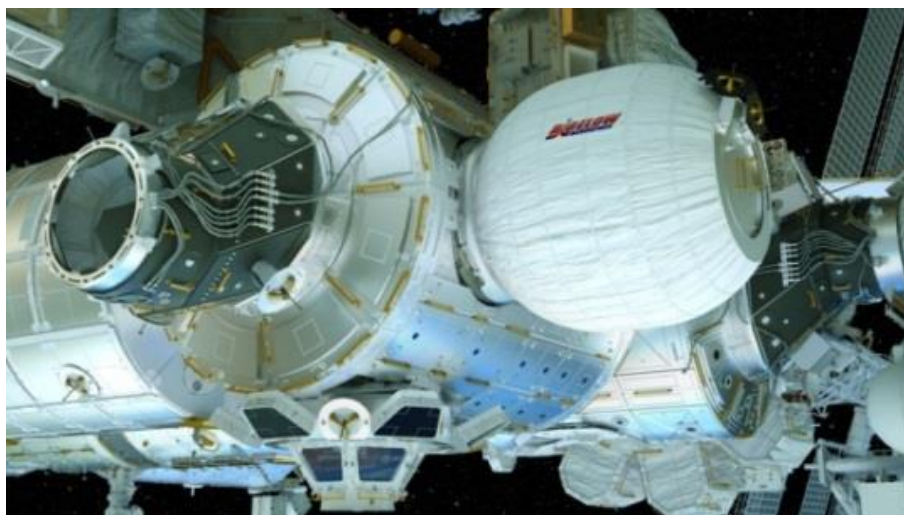


Рисунок 1 – Экспериментальный модуль ВЕАМ в составе МКС



Рисунок 2 – Макет трансформируемого модуля РКК «Энергия»

Приведены результаты численного моделирования воздействия частицы на трансформируемую защиту космических летательных аппаратов. На рисунках 3 и 4 представлена схема защиты для трансформируемых модулей и результат численного моделирования воздействия частицы на неё с последовательным заполнением слоев.

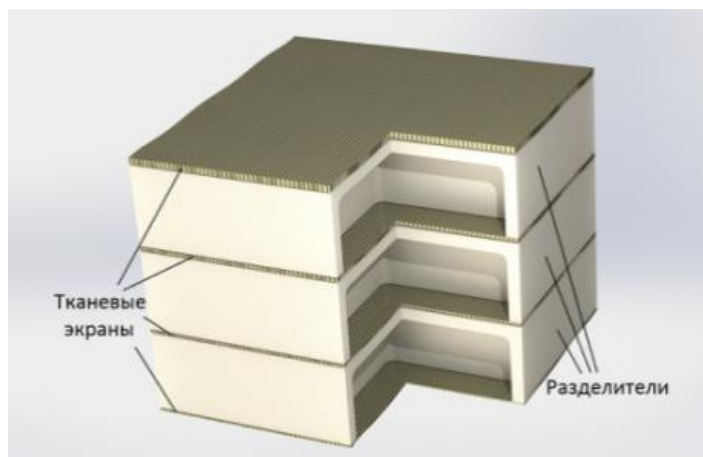
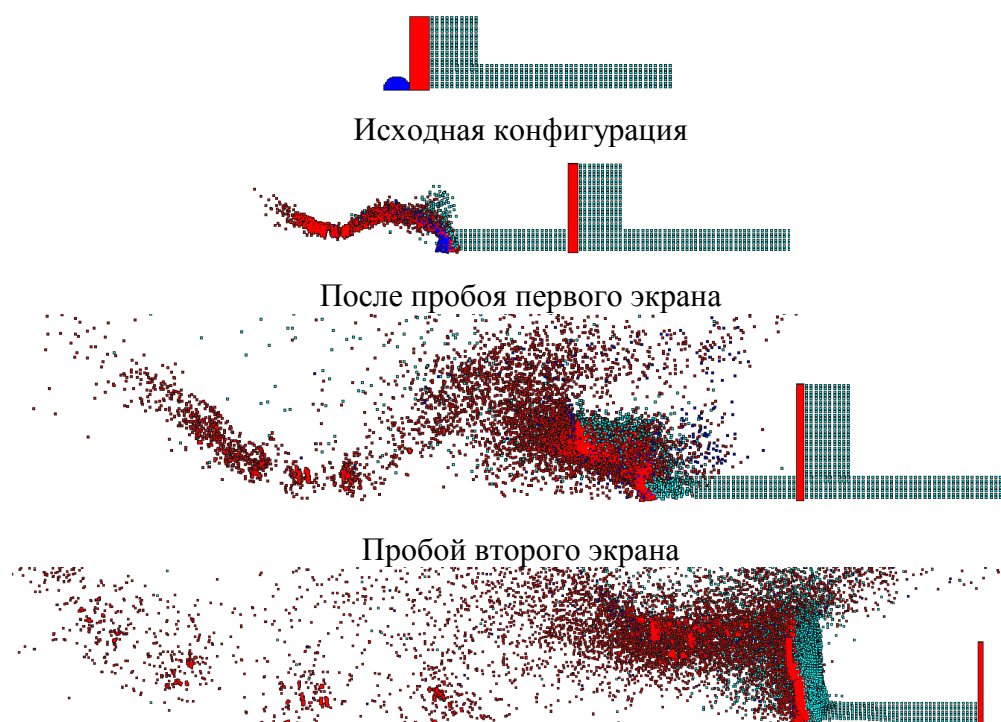


Рисунок 3 – Схема защиты для трансформируемого модуля



Облако частиц осаждается на третьем экране и не доходит до защищаемой стенки

Рисунок 4 – Результаты численного моделирования

На основе численного моделирования ударного воздействия частицы на слои ткани в качестве экранов трансформируемой защиты на основе экспериментальных данных верифицированы численные модели ткани.

Предыспытательное расчетное моделирование, проведенное для условий соударения, соответствующих требованиям (диаметр частицы 10,0 мм, скорость удара 7,0 км/с), показало, что предложенный вариант встроенной защиты обеспечивает непробой внутренней герметичной оболочки трансформируемой защиты. Проведенные на ЛБУ испытания фрагментов трансформируемой защиты подтвердили расчетный прогноз и показали, что прочность разработанной конструктивной схемы встроенной защиты случае удовлетворяет заданным требованиям. Зафиксирован непробой внутренней надувной герметичной оболочки алюминиевой частицей диаметром 10,3 мм с начальной скоростью удара 6,76 км/с.

После испытаний проведено постиспытательное численное моделирование процессов пробоя фрагмента встроенной экранной трансформируемой защиты в двумерной и трехмерной постановках, подтверждено соответствие результатов эксперимента и данных расчета.

На рисунке 5 представлено сравнение результатов расчета и эксперимента.

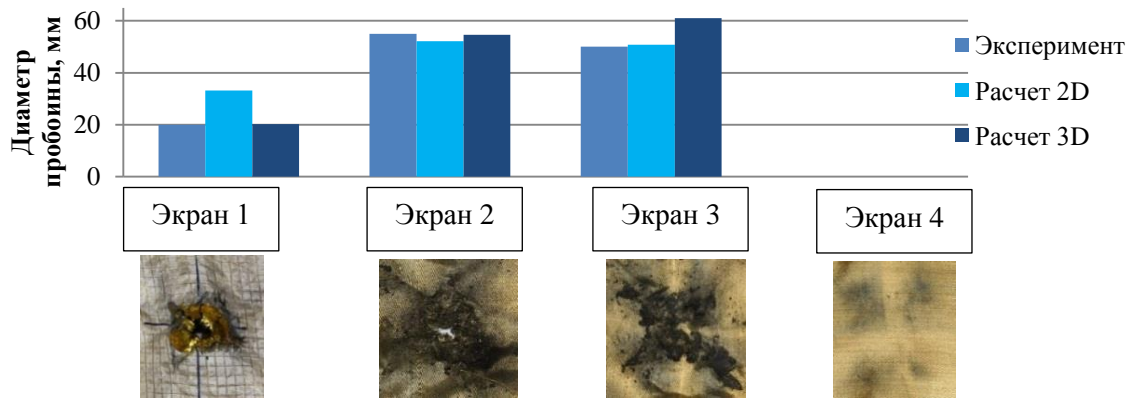


Рисунок 5 – Сравнение расчет и эксперимента удара по трансформируемой защите

Представлены результаты исследования энергетических характеристик облака продуктов разрушения частиц на элементах встроенной защиты оболочки надувного модуля космической станции. Проведены систематические расчеты влияния расстояния между экранами и влияния распределение слоев ткани в экранах трансформируемой защиты на прочность при высокоскоростном воздействии.

На основе данных расчетов выданы рекомендации по выбору конструктивной схемы встроенной трансформируемой защиты:

- показано, что эквидистантные схемы расстановки экранов не оптимальны. Рекомендуется увеличенное расстояние между лицевым и вторым экраном по сравнению с третьим экраном.

- показано, что толщина лицевого экрана должна быть минимально достаточной для разрушения частицы и образования облака осколков, а основную массу материала рекомендуется распределить по промежуточным экранам.

Представлены расчеты прочности защищаемой стенки гермооболочки трансформируемого модуля. Под прочностью трансформируемых модулей при воздействии высокоскоростной частицы надо понимать неразрушение внутренней газодержащей гермооболочки при возможном локальном разрушении внешних слоев многослойной защиты. При взаимодействии высокоскоростной частицы с многослойной защитой происходит процесс разрушения частицы, слоев стенки корпуса с образованием облака продуктов разрушения, воздействующего на газодержащую гермооболочку. Метод расчета прочности защиты трансформируемого модуля состоит из двух этапов.

На первом этапе производится численное моделирование высокоскоростного воздействия частицы на многослойную защиту корпуса трансформируемого модуля. В результате численного моделирования определяется нагрузка со стороны облака, действующая на защищаемую стенку - газодержащую гермооболочку. Характерное время взаимодействия облака с газодержащей оболочкой мало по сравнению с характерным периодом ее колебаний. Поэтому конкретный временной закон изменения нагрузки не является существенным и ее воздействие можно охарактеризовать величиной

удельного импульса, локализованного в области воздействия облака, которая мала по сравнению с габаритными размерами корпуса модуля

На втором этапе проводятся расчеты напряженно-деформированного состояния газодержащей гермооболочки, нагруженной локализованной импульсной нагрузкой, на основании которых делается заключение о прочности гермооболочки. Если прочность при выбранной конструкции не обеспечена, делается вывод о необходимости ее усиления или о введении дополнительных защитных слоев. Гибкая гермооболочка, состоящая из нескольких слоев, приводится к эквивалентной однослойной оболочке с эквивалентными упруго-массовыми характеристиками.

Макетированный образец трансформируемого модуля РКК разработки «Энергия» имеет форму, близкую к сфере с радиусом 2,5 м. Диаметр локальной нагружаемой области в эксперименте на защищаемую стенку с четвертым экраном и силовой оболочкой составил примерно 0,15 м, то есть около 4 % от размера макета. Поэтому в области нагружения, где локализуются деформации, можно пренебречь ее кривизной. Пренебрегая изгибной жесткостью, допустимо рассматривать оболочку как мембрану, растянутую штатным внутренним давлением (рисунок 6) $\sigma_0 = pR/2h$.

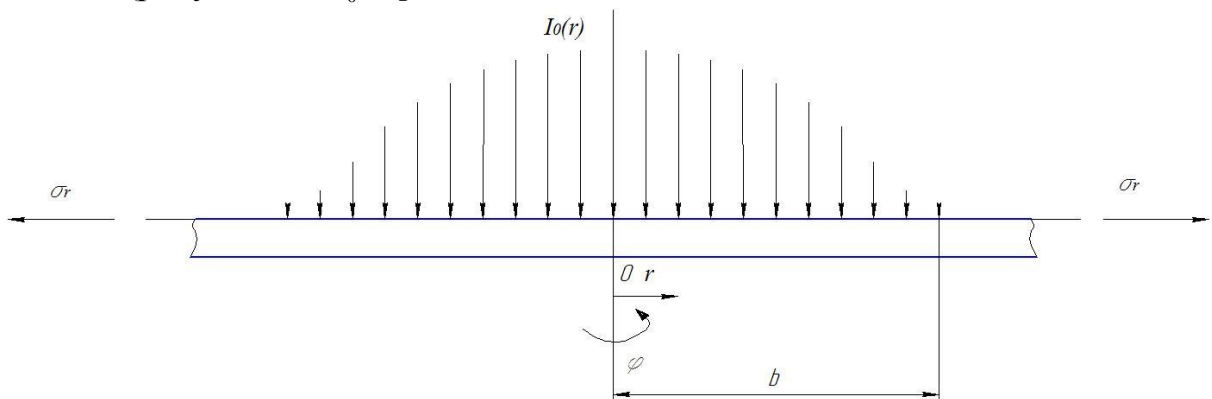


Рисунок 6 – Мембрана под действием распределенного импульса

Уравнения движения гибкой мембраны имеют вид:

$$\Phi'w' = \rho \int_0^r r \ddot{w} dr \quad \left(\frac{1}{r} (r\Phi')' \right)' = -\frac{E}{2r} w'^2 \quad (1)$$

Здесь Φ - функция напряжений, штрихом обозначены производные по радиальной координате.

Численные расчеты показывают, что распределение удельного импульса и прогиб оболочки могут быть аппроксимированы функциями:

$$I(r) = I_0 \left(1 - \frac{r^2}{b^2} \right)^\beta, \quad w(r, t) = q(t) \left(1 - \frac{r^2}{a^2} \right)^\alpha \quad (2)$$

Параметры α, β могут уточняться путем сравнения с численными результатами. Решение задачи строится по методу Бубнова-Галеркина, приводящему к обыкновенному дифференциальному уравнению относительно амплитуды прогиба $q(t)$. После решения уравнения определяются максимальные значения

деформаций и напряжений в гермооболочке (рисунки 7,8), сравнение которых с предельно допустимыми значениями для материала, определяют коэффициент запаса прочности конструкции. Коэффициент запаса для рассмотренной конструкции и заданных нагрузок равен 3,79.

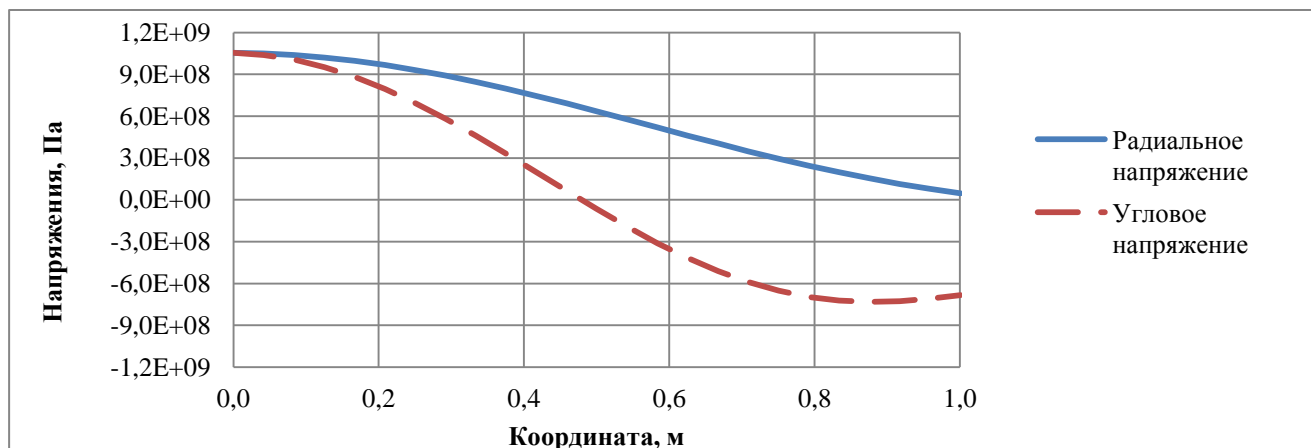


Рисунок 7 – Напряжения в мембране

Деформации в мембране представлены на рисунке 8.

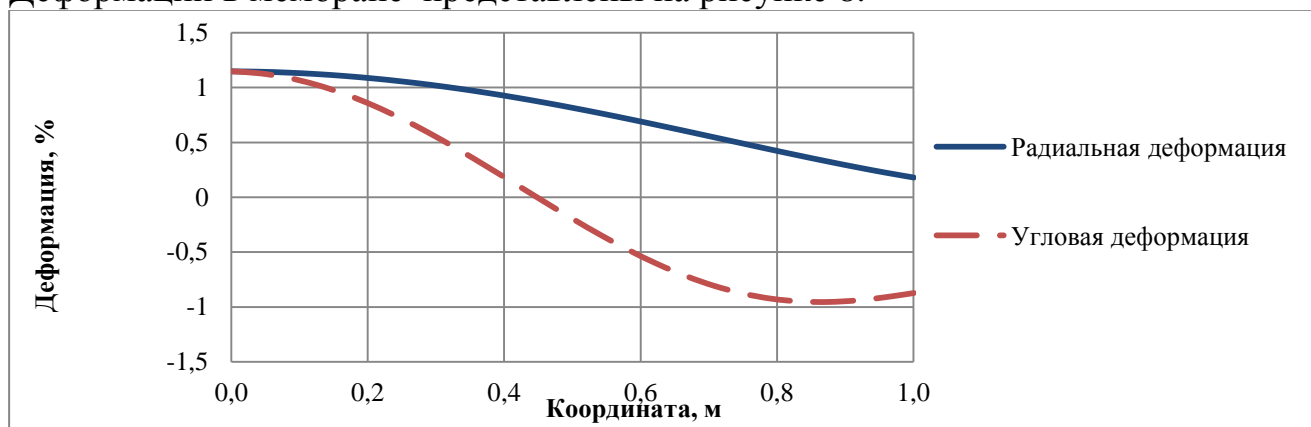


Рисунок 8 – Деформации в мембране

Таким образом? может быть получена зависимость деформаций и напряжений от величины действующего удельного импульса (рисунок 9).

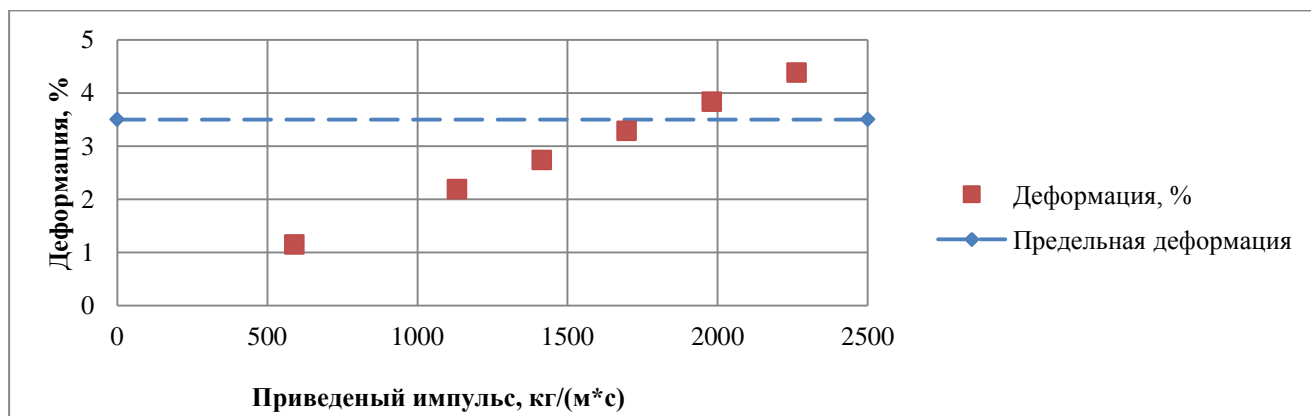


Рисунок 9 – Максимальная деформация в мембране от начального приведенного импульса $\epsilon_{\max}(I_0)$

Расчеты и испытания на удар имитаторов метеороидных и техногенных частиц фрагментов корпуса многослойного трансформируемого модуля РКК «Энергия» со встроенной экранной защитой показали возможность обеспечения прочности внутренней надувной герметичной оболочки при ударе компактной алюминиевой частицей диаметром 10,3 мм со скоростью до 7 км/с.

В **третье** главе представлены результаты численного моделирования функционирования взрывного метательного устройства на основе программного комплекса ANSYS\AUTODYN. Для взрывчатого вещества уравнение состояния представляется в форме JWL. Для металлов уравнение состояния - ударная адиабата Ренкина-Гюгонио (линейного вида) в форме Ми-Грюнайзена. Условия пластичности представляются в виде модели Стейнбега-Гюинана. Условия разрушения определяются достижением в материале минимального давления откола.

Метод расчета: комбинация разностной схемы Эйлера (ВВ и формирователь с кумулятивной выемкой) с конечно-элементной схемой Лагранжа (корпус устройства). Размер ячейки: 0,1x0,1 мм. Начальные условия: $\rho = \rho_0$, $p = 0$, $u = 0$, $E = E_0$. Граничные условия: свободное истечение по границам сеточной области.

На рисунке 10 представлена схема взрывного метательного устройства.

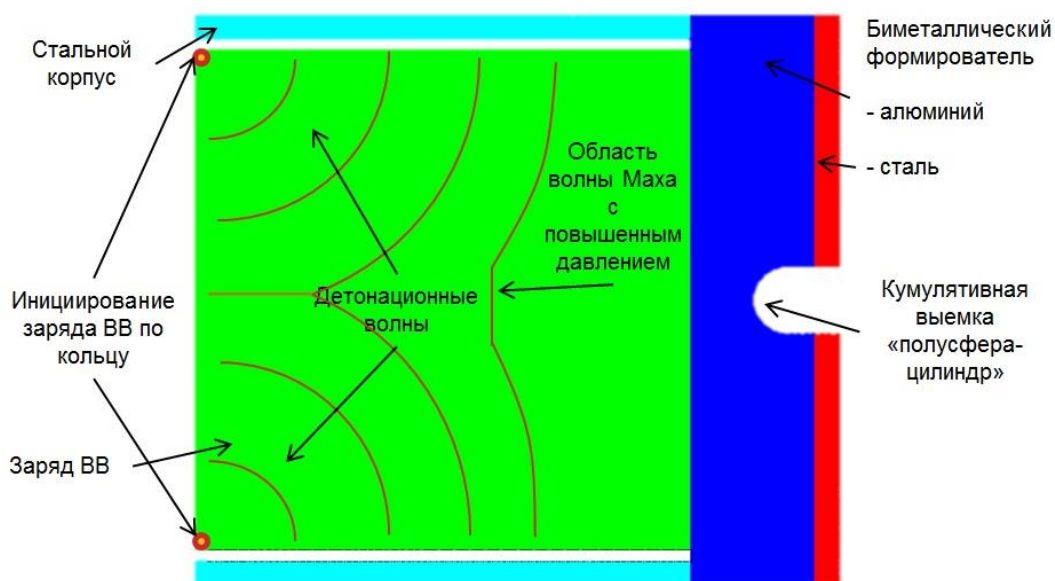


Рисунок 10 – Схема взрывного метательного устройства

Функционирование ВМУ происходит следующим образом. При срабатывании детонатора при помощи разводки из плоского ВВ и линзы возникает кольцевой подрыв заряда ВВ. При подходе детонационной волны к оси заряда образуется ударная волна Маха с повышенным давлением, которая при выходе на поверхность кумулятивной выемки «полусфера-цилиндр», образует кумулятивную струю с головной частью, все поперечные сечения которой имеют близкие скорости (безградиентность, обеспечивающая требуемую компактность частицы). За счет применения биметаллического формирователя головная часть

струи становится более массивной, а низкоскоростная часть струи представляет собой сильно фрагментированный поток осколков.

Приводятся результаты расчетов, проведенных для выбора и обоснования наилучшего способа отсечки низкоскоростной части кумулятивной струи: отсечка с помощью несимметричного выхода ударной волны на поверхность формирователя с кумулятивной выемкой, с помощью биметаллической шайбы, с помощью замка и с помощью сминаемой трубки. Показано, что использование биметаллического формирователя обеспечивает надежную отсечку низкоскоростной части алюминиевой струи и стабильность испытательных режимов.

При использовании стальных формирователей с выемкой «полусфера–цилиндр» стабильно формируется компактный элемент (рисунок 11а), а низкоскоростная часть струи сильно замедляется. При использовании алюминиевых сплавов компактный элемент образуется, но ввиду высокой пластичности алюминия низкоскоростная часть струи растягивается в процессе полета, и отделить её от компактного элемента, используя только плиту с калибровочным отверстием, сложно (рисунок 11б).

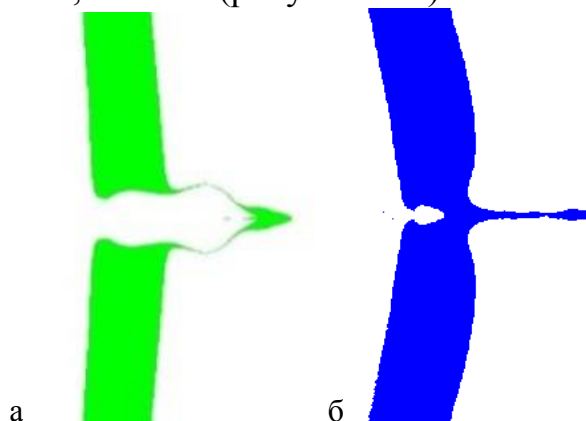


Рисунок 11 – Формирование компактного элемента: а – сталь; б – алюминий

Замена в качестве материала цилиндрической части выемки алюминия на сталь (рисунок 12) не влияет на образование самого компактного элемента: формируется все тот же алюминиевый компактный элемент, но при этом стальная пластина несколько удерживает остальную часть струи. Это дает возможность замедлить «ненужную» часть струи.

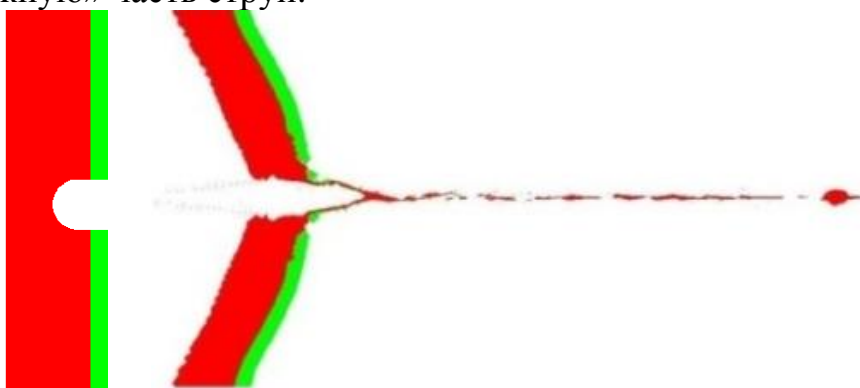


Рисунок 12 – Схема формирователя со стальной пластиной и процесс метания

Изложены результаты исследования влияния конструктивных параметров ВМУ на скорость и размеры метаемого элемента. Исследовано влияние следующих конструктивных параметров ВМУ: материала формирователя, типа взрывчатого вещества, способов инициирования заряда ВВ (точечная детонация и кольцевая детонация), толщины формирователя, длины цилиндрической части кумулятивной выемки в формирователе, толщин корпуса и прокладки под заряд для дискретного варьирования скорости между зарядом и формирователем, габаритных размеров ВМУ. Показана возможность метания компактной частицы, получаемой с помощью разработанного ВМУ, в скоростном диапазоне (7,0–11,0) км/с.

На основе систематических численных расчетов получены зависимости параметров формируемой частицы от параметров ВМУ, систематизированные на основе регрессионных моделей. Эти зависимости представляют собой инженерную методику выбора конструктивных параметров ВМУ в зависимости от требуемого режима испытаний конструкций на удар.

Зависимость скорости метания частицы от конструктивных параметров ВМУ представляется в виде

$$\frac{V}{D} = 1,653 - 0,124 \frac{h_1}{r_0} - 0,222 \frac{r}{r_0} - 0,102 \frac{h}{r_0} + 0,005 \frac{l}{r_0} \quad (R^2=0,995)$$

где V – конечная скорость метания частицы, км/с; D – скорость детонации ВВ, км/с; h_1 – толщина прокладки под заряд, $0 \leq h_1 \leq 3,5 R$; d – диаметр заряда ВВ, мм; r_0 – базовый радиус кумулятивной выемки равный $0,075 d$; r – варьируемый радиус кумулятивной выемки; $0,05 d \leq r \leq 0,10d$; h_0 – толщина формирователя под кумулятивной выемкой, $0,10 \leq h_0 \leq 0,15d$; l – длина цилиндрической части кумулятивной выемки, $0 \leq l \leq 0,15d$.

Соотношение толщин биметаллического формирователя, обеспечивающее компактность частицы

Градиент скорости по длине частицы ΔV представляется в виде линейной регрессионной зависимости от длины стальной и алюминиевой частей: $\Delta V = 3341,07 - 41,07l_{al} - 71,67l_{st}$ ($R^2=0,86$)

Приравняв градиент скорости нулю, получим уравнение оптимального соотношения частей биметаллического формирователя:

$l_{al} = 81,34 - 1,75l_{st}$, где l_{al} – длина алюминиевой части кумулятивной выемки; $0 \leq l_{al} \leq 0,075d$; l_{st} – длина стальной части кумулятивной выемки; $0 \leq l_{st} \leq 0,075d$

Зависимость массы частицы представляется в виде линейной зависимости от массы ВВ: $M = 8,73 \cdot 10^{-5} M_{VV} + 2,48 \cdot 10^{-3}$ ($R^2=0,999$), где M – масса частицы, г; M_{VV} – масса ВВ, $5 \leq M_{VV} \leq 5000$, г.

В четвертой главе приведены результаты экспериментальной обработки взрывного метательного устройства. Приведены постановка и схемы эксперимента. На рисунке 13 представлен образец ВМУ.



Рисунок 13 – Образец ВМУ

Изложены результаты экспериментальной отработки ВМУ с зарядом из низкоплотного и высокоплотного ВВ. Для ВМУ с точечным инициированием заряда ВВ скорость метания частицы в эксперименте составила $(6,2 \pm 0,18)$ км/с при измерении контактным рамочным датчиком, а в расчете средняя скорость головной части струи-частицы – 6,98 км/с. Для ВМУ с кольцевым инициированием заряда ВВ скорость метания частицы составила $(11,33 \pm 0,89)$ км/с при измерении датчиком электромагнитной индукции с базой 100 мм, а в расчете средняя скорость головной части струи-частицы – 10,85 км/с. Самое больше значение скорости частицы, зафиксированной в экспериментах, составило 16,2 км/с. Необходимо отметить, что достоверность этого результата может быть оспорена.

Подробно рассмотрены результаты воздействия ВМУ без отсечки и с отсечкой на биметаллическую преграду. Проведено численное моделирование высокоскоростного воздействия ВМУ на биметаллическую преграду. Результаты данного расчета позволяют верифицировать численные расчеты воздействия высокоскоростной метаемой частицы на преграду в части процесса кратерообразования, а также путем сравнения геометрических параметров поврежденной преграды в расчете и эксперименте косвенно доказывают срабатывание системы отсечки в ВМУ и последовательное отделение головной части струи, представляющей собой компактную частицу (рисунки 14, 15).



Рисунок 14 – Кратер в экспериментальном образце

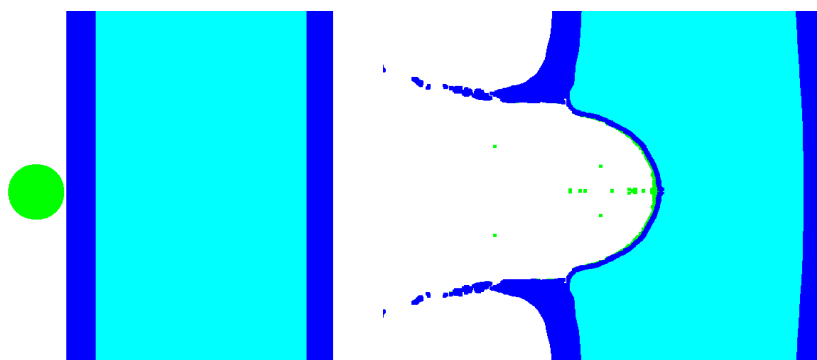


Рисунок 15 – Стадии процесса воздействия частицы на биметаллическую преграду

На рисунке 16 представлено расположение контрольных точек на экспериментальном образце. Рассмотрим структуру материала образца в точках 3, 7, 9.

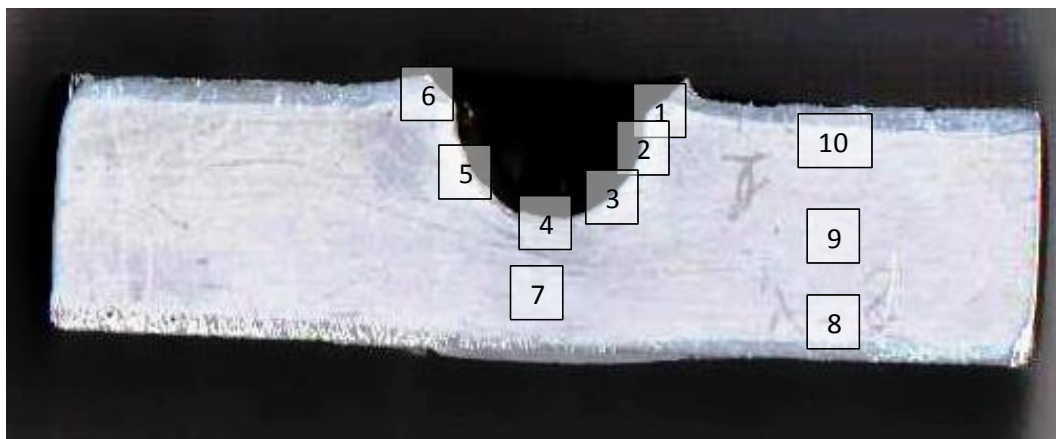
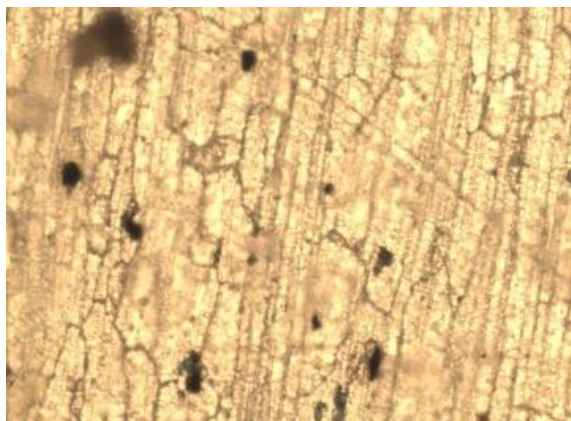
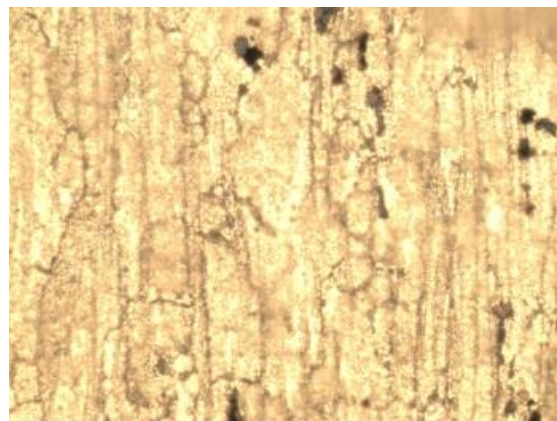


Рисунок 16 – Расположение контрольных точек для металлографического исследования

На рисунке 17 представлено сравнение структуры материала под кратером (т. 7) и в неповрежденной области (т. 9). В неповрежденной области зерна имеют вытянутую форму, полученную при изготовлении образца методом прокатки. При соударении (т. 7) зерна еще более вытягиваются за счет деформаций при соударении.



Точка 7



Точка 9

Рисунок 17 – Структура под кратером и в неповрежденной области (точки 7 и 9) с 50-кратным увеличением

На рисунке 18 показана стенка кратера при 20-кратном увеличении.

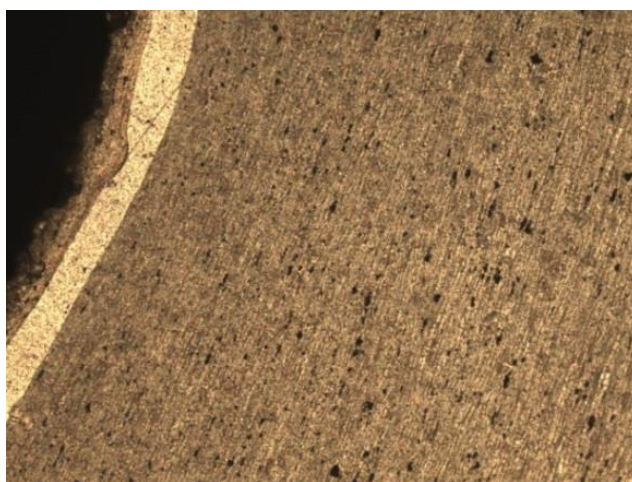


Рисунок 18 – Структура стенки кратера (точка 3) с 20-кратным увеличением

На стенке кратера (точка 3) при 20-кратном увеличении виден слой серого металла. Предполагается, что это материал ударника. Проведен спектральный анализ, который доказал это предположение.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1 Проведены расчетно-экспериментальные исследования прочности корпусов перспективных трансформируемых (надувных) модулей КА при воздействии высокоскоростного удара частиц КМ.

2 Разработан метод расчета прочности газодержащей гермооболочки трансформируемого модуля космического аппарата при высокоскоростном ударном воздействии.

3 Проведено численное моделирование высокоскоростного пробивания многослойного пакета из тканевых и полимерных материалов применительно к отработке прочности гермооболочек перспективных трансформируемых (надувных) модулей космических орбитальных станций. Проведена валидация результатов численного моделирования на основе экспериментов.

4 Проведено исследование прочности гибких многослойных гермооболочек трансформируемых модулей при ударах высокоскоростных частиц.

5 Исследован процесс потери кинетической энергии продуктов разрушения частицы по мере прохождения через многослойную встроенную защиту.

6 Разработаны рекомендации по выбору интервалов и распределению массы между слоями встроенной многослойной защиты, обеспечивающие наиболее эффективное расходование энергии частицы на подлете к защищаемому герметизирующему слою.

7 Разработан и экспериментально обоснован метод экспериментальной отработки прочности элементов конструкций ракетно-космической техники при воздействии алюминиевых частиц осколочно-метеороидной среды с использованием взрывного метательного устройства.

8 Проведено численное моделирование функционирования ВМУ и спрогнозированы и исследованы рабочие режимы взрывного метательного устройства.

9 Показана возможность ускорения компактной алюминиевой частицы, получаемой с помощью разработанного ВМУ, до скоростей (7,0–11,0) км/с.

10 Исследовано влияние конструктивной схемы ВМУ: материал формирователя, тип взрывчатого вещества, способы инициирования заряда ВВ (точечная и кольцевая детонация) на скорость и характер метаемого элемента.

11 Исследовано влияние конструктивных параметров ВМУ: толщины формирователя, длины цилиндрической части кумулятивной выемки, толщины корпуса, толщина прокладки под заряд, габаритные размеры ВМУ на скорость и характер метаемого элемента.

12 На основе численного моделирования исследована эффективность различных вариантов отсечки низкоскоростной части кумулятивной струи с целью получения компактной высокоскоростной частицы в соответствии с требованиями обеспечения прочности космических аппаратов при ударах частиц космического мусора:

- отсечка с помощью несимметричного выхода ударной волны на поверхность формирователя с кумулятивной выемкой;
- отсечка с помощью биметаллического формирователя;

- отсечка с помощью замка;
- отсечка с помощью сминаемой трубки.

Показано, что с наилучшие и стабильные результаты дает использование биметаллического формователя.

13 На основе систематических численных расчетов и обработки их результатов с использованием регрессионных моделей разработана методика выбора конструктивных параметров ВМУ.

14 Проведена экспериментальная отработка ВМУ. По результатам экспериментов подтверждена эффективность ВМУ и валидирована методика численного моделирования его функционирования на базе программного комплекса ANSYS/AUTODYN. Показано, что ВМУ удовлетворяет требованиям отработки прочности экранной защиты космических аппаратов к ударам метеороидов и частиц космического мусора.

15 С помощью ВМУ исследовано воздействие удара высокоскоростной частицы на основной конструктивный элемент традиционной защитной конструкции – плоскую пластину. Экспериментально-теоретически исследовано образование кратера и прямым экспериментом подтвержден вытеснительный характер кратерообразования при скоростях удара до 6 км/с.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1 Голденко, Н.А. Разработка взрывного метательного устройства для испытаний ракетно-космической техники на стойкость к ударам компактных частиц [Текст] / Н.А. Голденко // Труды 55-й научной конференции МФТИ. – М:МФТИ, 2012. – С. 61-62.

2 Голденко, Н.А. Расчет и оптимизация параметров заряда для создания микрокумулятивной струи и отсечки низкоскоростной части [Текст] / А.Д. Судомоев, Н.А. Голденко // Сборник тезисов докладов XV Харитоновские чтения «Экстремальные состояния вещества. Детонация. Ударные волны» – С: РФЯЦ ВНИИЭФ, 2013. – С.277-278.

3 Голденко, Н.А. Исследование эффективности композитных защитных экранов космических аппаратов при ударе высокоскоростных частиц [Текст] / Н.А. Голденко, Е.П. Буслов, В.В. Устинов // Тезисы докладов Всероссийской конференции, приуроченной к 80 - летию со дня рождения академика В.М. Титова. – г. Новосибирск: ИГиЛ, 2013. – С. 123-124.

4 Голденко, Н.А. Взрывное метающее устройство для испытаний элементов ракетно-космической техники на высокоскоростное воздействие осколочно-метеороидной среды [Текст] / Н.А. Голденко, А.Д. Судомоев, В.А. Фельдштейн // Труды 56-й научной конференции МФТИ. – М:МФТИ, 2014. – С. 39-41.

5 Голденко, Н.А. Оценка эффективности композиционной экранной защиты космических аппаратов от ударов техногенных и метеороидных частиц [Текст] / Е.П. Буслов, Н.А. Голденко, И.С. Комаров, В.И. Семенов, В.В. Устинов, Л.С. Бурылов, В.Г. Соколов// Космонавтика и ракетостроение. – 2015. – вып. 3(82) – С. 44-51.

6 Голденко, Н.А. Методологические основы научных исследований при обосновании направлений космической деятельности, облика перспективных космических комплексов и систем и их научно-технического сопровождения: В 5 томах Т.5: Методология исследования прочности и динамики ракет-носителей и космических аппаратов [Текст] / Н.А. Голденко, А.В. Анисимов, В.С. Асатурьян, Ю.Г. Балакирев и др. – М.: Издательско–торговая корпорация «Дашков и К», 2016. – 376 с.

7 Голденко, Н.А. Испытательное устройство для исследования высокоскоростного удара [Текст] / Н.А. Голденко, Е.Ф. Грязнов, А.Д. Судомоев, В.А. Фельдштейн // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XL Академических чтений по космонавтике, Выпуск 4. – М: АО «ВПК «НПО машиностроения», 2016. – С. 311-318.

8 Голденко Н.А. Исследование влияния конструктивных параметров взрывного метательного устройства на скорость и характер метаемого элемента [Текст] / Н.А. Голденко, Е.Ф. Грязнов, А.Д. Судомоев, В.А. Фельдштейн // Космонавтика и ракетостроение – 2016. – Вып. 92. – № 7. – С. 42-47.

9 Голденко, Н.А. Исследование энергетических характеристик облака продуктов разрушения частиц космического мусора на элементах встроеной защиты многослойной гибкой трансформируемой оболочки надувного модуля космической станции [Текст] / Н.А. Голденко, В.В. Мохова, В.А. Фельдштейн// Труды 59-й научной конференции МФТИ. – М:МФТИ, 2016. – С. 62-63.

10 Голденко, Н.А. Защита перспективных трансформируемых модулей орбитальных станций от ударов метеоритов и частиц космического мусора [Текст] / Н.А. Голденко, Е.П. Буслов, В.А. Фельдштейн // Сборник тезисов конференции «Механика и математическое моделирование в технике», посвященной 100-летию со дня рождения В.И. Феодосьева. – М: МТГУ им. Н.Э. Баумана, 2016.– С. 128-132.

11 Goldenko, N.A. Numerical simulation and experimental study of explosive projectile devices [Текст] / N.A. Goldenko, V.V. Selivanov, E.F. Gryaznov, A.D. Sudomoev et al. // Acta Astronautica, – 2017. – V. 135. – P. 56-62.