

ГОСКОРПОРАЦИЯ «РОСКОСМОС»
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ МАШИНОСТРОЕНИЯ»

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

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук
В.А. Фельдштейн

Москва - 2017

ОГЛАВЛЕНИЕ

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	5
ВВЕДЕНИЕ.....	6
ГЛАВА 1. ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОЧНОСТИ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ МОДУЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ОСКОЛОЧНО-МЕТЕРОИДНОЙ СРЕДЫ	18
1.1 Конструкции и материалы трансформируемых модулей космических аппаратов.....	18
1.2 Осколочно-метеороидная обстановка. Характеристики воздействия ударов частиц на космические аппараты.....	24
1.3 Физические принципы защиты космических аппаратов	27
1.4 Требования к конструкции многослойной трансформируемой гибкой оболочки надувного модуля.....	30
1.5 Обзор методов наземной экспериментальной отработки воздействия высокоскоростной осколочно-метеороидной среды	32
1.6 Исследования метания компактных частиц с помощью кумулятивных облицовок типа «полусфера-цилиндр».....	43
ГЛАВА 2 МЕТОД РАСЧЕТА ПРОЧНОСТИ КОРПУСОВ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ МОДУЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ УДАРОВ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЧАСТИЦ.....	46
2.1 Исходные данные и аппарат расчета взаимодействия частицы с многослойной стенкой корпуса трансформируемого модуля космического аппарата.....	47
2.2 Методика расчета прочности защищаемой стенки газодержащей гермооболочки трансформируемого модуля.....	51
2.3 Расчёт воздействия ударов частиц по гибкому тканевому экрану ..	54
2.3.1 Экран из ткани СВМ (10 слоёв ткани).....	55
2.3.2 Экран из ткани суровой (16 слоёв ткани).....	58
2.4 Расчёт воздействия ударов частиц по многослойной стенке трансформируемого модуля.....	63

2.4.1 Постиспытательное численное моделирование в двумерной постановке.....	63
2.4.2 Постиспытательное численное моделирование в трехмерной постановке.....	65
2.5 Исследование энергетических характеристик облака продуктов разрушения частиц на встроенной защите трансформируемого модуля.....	68
2.5.1 Влияние расстояния между экранами на энергетические характеристики облака	69
2.5.2 Влияние толщин слоев защиты на энергетические характеристики облака.....	72
2.5.3 Рекомендации по выбору структуры слоев встроенной противоударной защиты для гермооболочек перспективных трансформируемых модулей орбитальных станций	75
2.6 Результаты расчета прочности защищаемой стенки газодержащей гермооболочки трансформируемого модуля.....	76
ГЛАВА 3 МЕТОД ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЧНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЗРЫВНОГО МЕТАТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА	78
3.1 Постановка задачи и методика численного моделирования ВМУ ..	78
3.2 Исследование влияния конструктивных параметров ВМУ на скорость и характер метаемого элемента	81
3.2.1 Влияние материала формирователя с кумулятивной выемкой.....	81
3.2.2 Влияние типа ВВ.....	83
3.2.3 Влияние способа инициирования заряда.....	84
3.2.4 Влияние габаритов ВМУ	89
3.2.6 Влияние длины цилиндрической части кумулятивной выемки «полусфера-цилиндр»	89
3.2.7 Влияние диаметра выемки полусфера-цилиндр	90
3.2.8 Влияния толщины формирователя с выемкой.....	91
3.2.9 Влияние толщины стенки корпуса заряда	92

3.2.10 Влияние низкоплотной прокладки между основным зарядом и формирователем	93
3.3 Расчет отсечки низкоскоростной части струи	96
3.3.1 Отсечка с помощью несимметричного выхода ударной волны на поверхность формирователя	96
3.3.2 Отсечка с помощью биметаллического формирователя.....	97
3.3.3 Отсечка с помощью замка.....	99
3.3.4 Отсечка с помощью сминаемой трубки.....	106
3.4 Инженерная методика расчета конструктивных параметров ВМУ	111
ГЛАВА 4 РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ВЗРЫВНОГО МЕТАТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА.....	119
4.1 Конструкция и функционирование взрывного метательного устройства	119
4.2 Схемы экспериментов	123
4.3 Результаты экспериментов.....	126
4.3.1 Результаты испытаний ВМУ с зарядом из низкоплотного ВВ ...	126
4.3.2 Результаты испытаний ВМУ с шашкой из высокоплотного ВВ	129
4.4 Сравнение результатов расчета с экспериментальными данными	138
4.5 Кратерообразование в биметаллической преграде.....	138
4.5.1 Исследование кратера в пластине (эксперимент № 6, без отсечки песта).....	140
4.5.2 Исследование кратера в пластине (эксперимент № 8, с отсечкой песта).....	144
4.5.3 Расчет высокоскоростного воздействия частицы на биметаллическую пластину.....	148
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	152
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	155

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

БПЗ	–	баллистическая предельная зависимость;
ВВ	–	взрывчатые вещества;
ВМУ	–	взрывное метательное устройство;
ВУ	–	взрывное устройство;
ГКУ	–	газокумулятивное устройство;
КЗ	–	кумулятивный заряд;
КЭ	–	компактный элемент
КМ	–	космический мусор;
КА	–	космический аппарат;
ЛБУ	–	легкогазовая баллистическая установка;
МКМ	–	микрометеориты;
МКС	–	Международная космическая станция;
ОКМ	–	осколки космического мусора;
ПБУ	–	пороховая баллистическая установка;
ППУ	–	пенополиуретан;
ПЦ	–	полусфера-цилиндр;
РКТ	–	ракетно-космическая техника;
ЭМУ	–	электромагнитное устройство;
ЭСУ	–	электростатическое устройство;
ЭТУ	–	электротермическое устройство;
1СГУ	–	одноступенчатое газовое устройство;
1СПУ	–	одноступенчатое пороховое устройство;
2СГУ	–	двухступенчатое газовое устройство;
2СПУ	–	двухступенчатое пороховое устройство;

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

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 [1],

- ограничение засорения околоземного пространства, достигаемое выбором орбит захоронения и снижением степени диспергирования отработавших объектов [2],

- повышение прочности КА путем введения в их конструкцию защитных экранов и исследование прочности КА при ударном воздействии ненаблюдаемых (мелких) частиц КМ [3].

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 [4–7]. 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 [8–20].

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 [21]. 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. Пикutowский (A. Piekutowski), В. Шонберг (W. Schonberg), Э. Л. Кристенсен (E. L. Christiansen), М. Ламберт (M. Lambert) [22–28]. В настоящее время сложилась концепция двухэкранный защиты, широко примененная на модулях МКС [3].

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 [29–33].

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 [1] 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 [34]. 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 [33]. 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 [35]. 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 совершенствование 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;

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

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

Во второй главе приведены результаты разработки метода расчета прочности корпусов трансформируемых модулей космических аппаратов при воздействии ударов высокоскоростных частиц КМ.

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. На втором этапе производятся 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.

Приведены результаты численного моделирования воздействия частицы на трансформируемую защиту космических аппаратов.

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

Представлены результаты расчетного пред - и постиспытательного моделирования процессов пробоя фрагмента встроенной экранной трансформируемой защиты, подтверждено соответствие результатов эксперимента и данных расчета.

Представлены расчеты прочности защищаемой стенки гермооболочки трансформируемого модуля. В рассмотренном эксперименте высокоскоростного соударения частицы с встроенной защитой трансформируемого модуля запас прочности для газодержащей гермооболочки, согласно расчетам, составляет 3,79.

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.

В третьей главе представлены результаты разработки метода экспериментального исследования прочности с использованием взрывного метательного устройства с прогнозированием реализуемых испытательных режимов, обеспечивающего метание компактных алюминиевых частиц в диапазоне скоростей (7,0–11,0) км/с, для имитации высокоскоростного соударения техногенных частиц и метеороидов с трансформируемыми модулями космическими аппаратами.

Приведены 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.

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.

Изложены результаты разработки инженерной методики расчета конструктивных параметров ВМУ на основе регрессионных моделей.

В четвертой главе приведены результаты экспериментальной отработки взрывного метательного устройства. Приведены постановка и схемы эксперимента. Изложены результаты экспериментальной отработки ВМУ с зарядом из низкоплотного и высокоплотного ВВ. Дано сравнение результатов экспериментальной отработки с результатами численного моделирования в программном комплексе ANSYS/AUTODYN. 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.

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:

- 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;
- 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, ноябрь 2013, ноябрь 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 [36–46] работ, из них три – в журналах перечня ВАК [40, 42, 46].

ГЛАВА 1. ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОЧНОСТИ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ МОДУЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ОСКОЛОЧНО-МЕТЕРОИДНОЙ СРЕДЫ

1.1 Конструкции и материалы трансформируемых модулей космических аппаратов

Одним из первых проектов надувных модулей космических аппаратов является проект NASA надувного трансформируемого модуля TransHab (рисунок 1.1) [29].

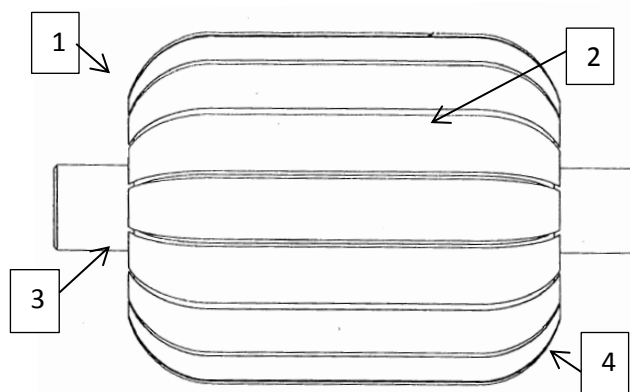


Рисунок 1.1 – Структура надувной модуля TransHab:

1 – слой из гибких присоединенных друг к другу сегментов; 2 – сегмент; 3 – связка;
4 – защитный слой

Строение стенки конструктивно выполнено следующим образом. Двадцать четыре гибких слоя стенки сложены и сжаты вокруг ядра модуля на стадии выведения, затем на орбите наполняются воздухом и разворачиваются до требуемого объема. Слои оболочки делятся на четыре типа. Внутренний слой сделан из огнестойкого материала Nomex, служащего к тому же барьером против потертостей и царапин. Воздух содержится под давлением в трех оболочках из материала Combitherm. Структурный силовой слой из плетеного кевлара (Kevlar) сохраняет форму модуля. Слои из тканевого материала Nextel (используется в качестве диэлектрика под капотом автомобилей), и пенопласта с открытыми порами являются экраном против ударов высокоскоростных частиц. Слои Nextel были покрыты полиэтиленом для повышения их прочности. Полиэтилен, кроме того, обеспечивает

значительную радиационную защиту Внешний слой теплозащиты изолирует модуль от температур, достигающих плюс 121°С на солнце и минус 129 °С в тени. Один из вариантов поэлементного строения стенки надувного модуля представлен на рисунке 1.2.

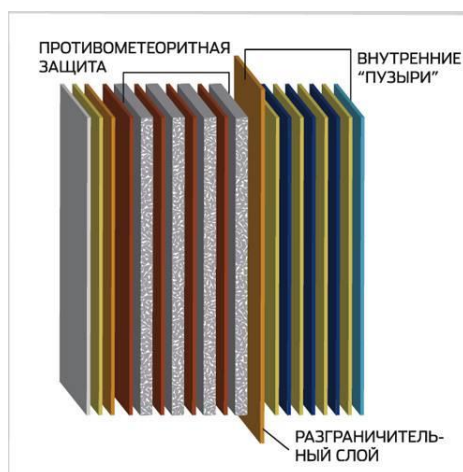


Рисунок 1.2 - Структура многослойной стенки надувного модуля

Такая конструкция была испытана в JSC и показала более высокие по сравнению с жесткими модулями МКС (частица 13 мм) защитные характеристики. Испытания показали, что частицы размером до 18 мм, летящие со скоростью 7 км/с не пробивают стенку такой структуры.

Следует подчеркнуть одну из главных технологических особенностей модуля TransHab – высокотехнологичную гибкую стенку надувной станции, состоящую из более чем двух десятков слоев, – ее толщина может достигать 400 мм. Внешние слои, составляющие эту оболочку, призваны стать преградой для микрометеороидов и фрагментов космического мусора, которые могут ударять в космический аппарат со скоростью 7 км/с. Внутренние слои оболочки препятствуют утечкам воздуха наружу. Все слои выполнены из легких и прочных композитных материалов.

10 апреля 2016 года был доставлен на МКС частным космическим кораблём Dragon с грузовой миссией SpaceX CRS-8 экспериментальный модуль BEAM [31]. Bigelow Expandable Activity Module (BEAM) – экспериментальный надувной жилой модуль производства компании Bigelow Aerospace. 16 апреля 2016 года модуль был успешно состыкован с МКС при

помощи манипулятора Canadarm. В ночь на 29 мая (28 мая по американскому времени) модуль был развернут до полных размеров. 6 июня в модуль вошли американский астронавт Джеффри Уильямс и российский космонавт Олег Скрипочка, которые разместили в нём аппаратуру для периодического замера параметров. Длина модуля в надутом виде составляет 4,01 м; диаметр – 3,23 м; масса - 1400 кг; объем – 16 м³.

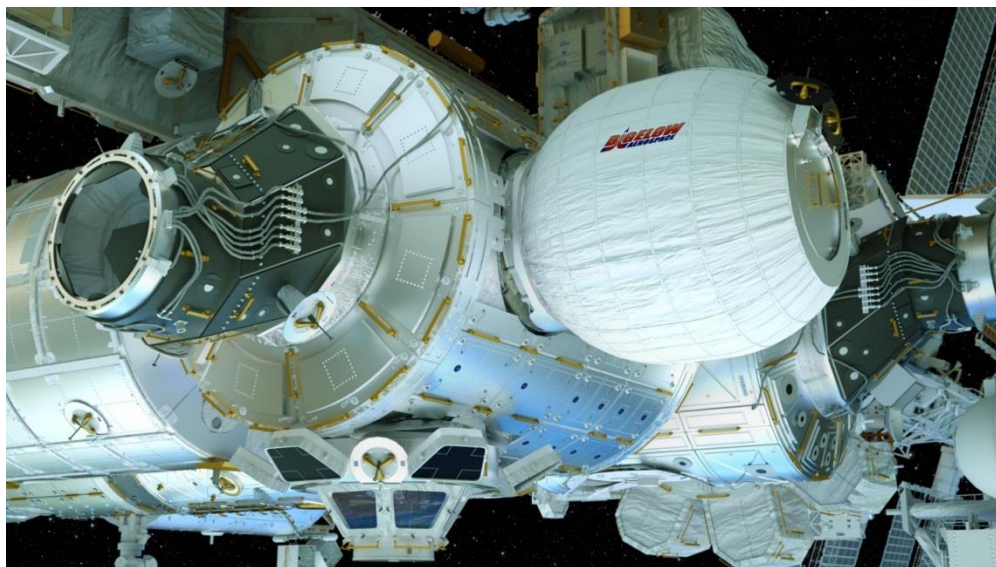


Рисунок 1.3 – Экспериментальный надувной модуль ВЕАМ в составе МКС

РКК «Энергия» предложила вариант защиты стенки перспективного надувного модуля, представленный на рисунках 1.4 – 1.7 [32, 33].

Каркасная оболочка разворачивается механически за счет раздвижения ребер, а не за счет надува модуля, как в проекте «Transab». Ребра можно использовать также для крепления внутреннего оборудования модуля. Элементы защиты составлены из ряда гибких и разъемных прикрепленных сегментов пластин, которые плотно покрывают защищаемую поверхность космического аппарата и фактически составляют с ней единое целое. Внутренние полости между верхними и нижними слоями сегментов заполнены специальным материалом. При столкновении космических осколков с внешней поверхностью сегментов осколки тормозятся и частично разрушаются. Если осколки проникают через внешний слой сегмента, с ними взаимодействует наполнитель из специального материала, заполняющий

внутренность сегмента. После прохождения через ряд слоев сегментов и заполнителей осколки теряют значительную часть своей кинетической энергии, вследствие чего возможность разрушения частицами стенки корпуса корабля существенно уменьшается.

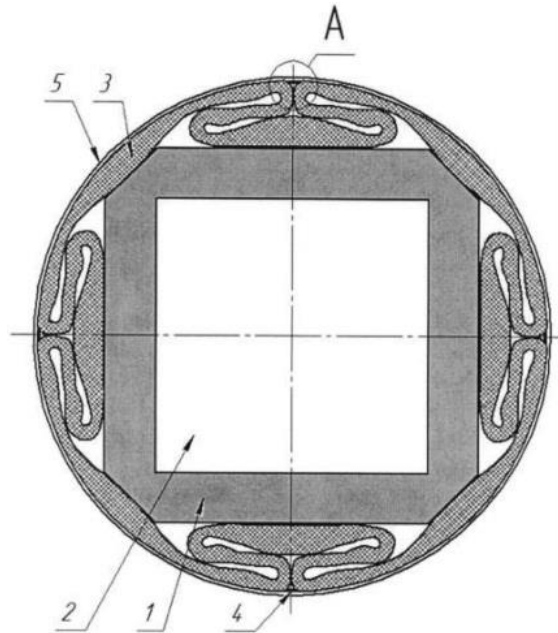


Рисунок 1.4 – Гибкий трансформируемый модуль РКК «Энергия»
1 - несущий отсек, 2 - полезная зона постоянного объема, 3 - многослойная трансформируемая герметичная оболочка, 4 - элементы зачековки, 5 - внешняя поверхность

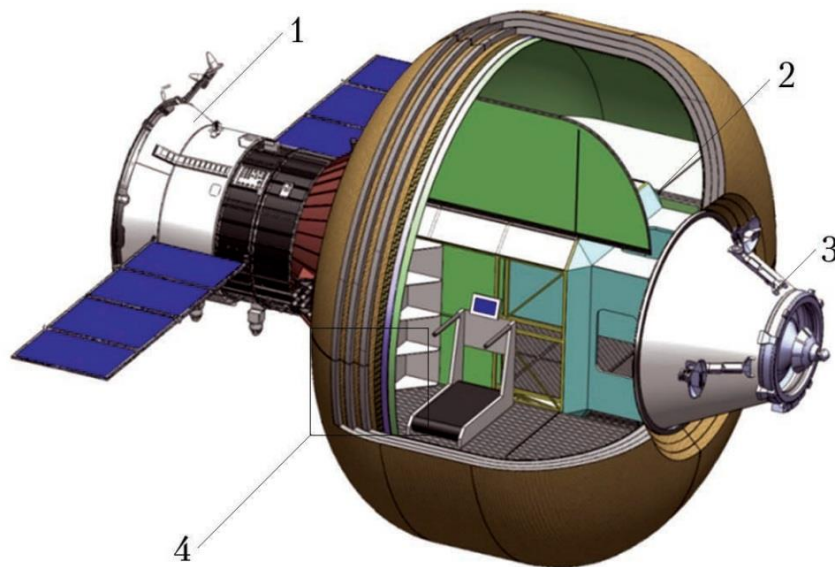


Рисунок 1.5 – Проектный облик трансформируемого модуля РКК «Энергия»
1 - приборно-агрегатный отсек «Прогресс», 2 - внутренний жесткий отсек,
3 - стыковочный агрегат, 4 многослойная трансформируемая оболочка

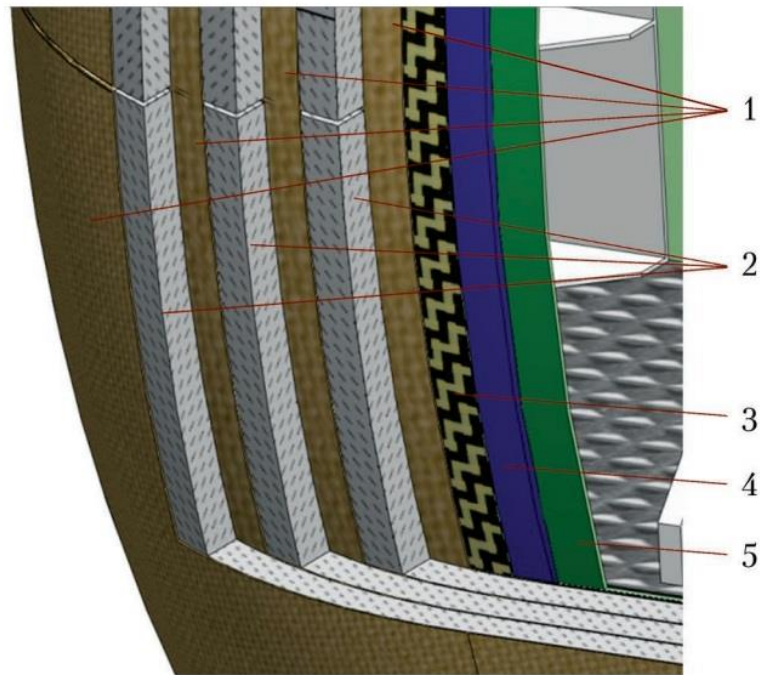


Рисунок 1.6 – Состав оболочки трансформируемого модуля

1 - микрометеороидные экраны, 2 - межэкранные разделители (дистанцирование экранов, изоляция), 3 - армирующие слои (формообразование, обеспечение прочности), 4 - герметизирующие слои (обеспечение герметичности), 5 - интерьерные слои



Рисунок 1.7 – Макет гибкого трансформируемого модуля РКК «Энергия»

На рисунке 1.8 представлена трехмерная модель конструктивной схемы встроенной защиты трансформируемого модуля РКК «Энергия».

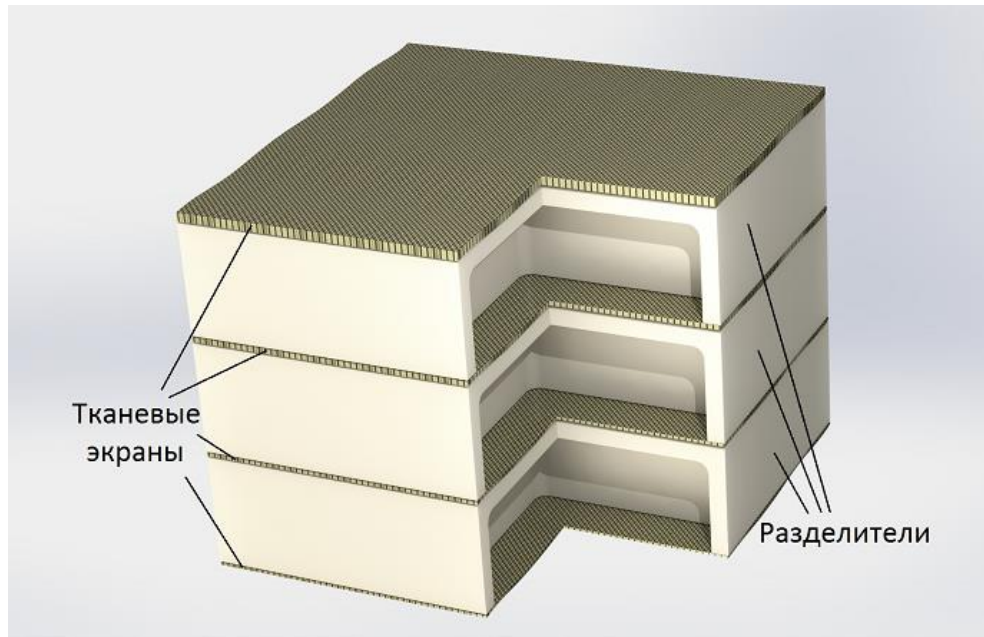


Рисунок 1.8 – Конструктивная схема встроенной защиты на основе тканевых экранов

На рисунке 1.9 представлен макет разработанной конфигурации. Силовой каркас макета состоит из 4-х стальных шпилек с закрепленными на них с двух сторон квадратными рамками для фиксации разнесенных тканевых экранов и разделителей из проставок ППУ. На расстоянии 150 мм от тыльной поверхности макета на шпильках закреплена прямоугольная пластина – свидетель из сплава АМг-6 толщиной 16 мм. Пакеты тканевых экранов с разделителями из ППУ фиксируются без закрепления краев ткани между плоскими рамками. Внешний размер каждой рамки 400×400 мм, внутренний размер 300×300 мм.



Рисунок 1.9 – Макет встроенной защиты для испытаний на пробой

Состав пакета, содержащего слои различного назначения, в том числе слои встроенной защиты представлен в таблице 1.

Таблица 1 – Состав макета многослойной трансформируемой защиты

№	Элемент	Материал	Толщина, мм
1	Лицевой пакет ЭВТИ	ЭВТИ	11
2	Первый защитный экран	Ткань, 15 слоев	4,5
3	Разделитель	Материал ППУ–ТС–35	100
4	Второй защитный экран	Ткань, 8 слоев	2,4
5	Разделитель	Материал ППУ–ТС–35	100
6	Третий защитный экран	Ткань, 5 слоев	1,5
7	Разделитель	Материал ППУ–ТС–35	100
8	Четвертый защитный экран	Ткань, 4 слоя	1,2
9	Силовая оболочка	Ткань, 1 слой; Лента СВМ; 1 слой; Ткань, 1 слой	1,2
10	Гибкая гермооболочка трансформируемого модуля	Материал гермооболочки	1,6

1.2 Осколочно-метеороидная обстановка. Характеристики воздействия ударов частиц на космические аппараты

Начиная с даты запуска первого искусственного спутника Земли 4 октября 1957 года, в мире выполнено более 5000 запусков космических

аппаратов. Негативным результатом космической деятельности является засорение околоземного пространства космическим мусором: фрагментами отработавших спутников, верхних ступеней ракет и разгонных блоков, осколками, образовавшимися от столкновений орбитальных объектов, выбросами твердотопливных двигателей. Крупные фрагменты (размером более 10 см) космического мусора наблюдаемы наземными радиолокационными системами России и США и каталогизированы. Защита орбитальных станций, например, МКС, от соударений с крупными осколками осуществляется путем уклонения (корректировки орбиты). Мелкая (ненаблюдаемая наземными средствами контроля космического пространства) фракция космического мусора также представляет опасность для МКС и других орбитальных объектов, так как энергия этих частиц достаточна для пробивания жизненно важных гермоотсеков и других элементов конструкций КЛА.

Существующие модели осколочно-метеороидной среды включают аналитическое или табличное задание потоков осколков космического мусора (ОКМ) и микрометеоритов (МКМ) по размерам или массам и плотности вероятности распределения частиц по скоростям. Разбиение направлений прилёта частиц по достаточно узким коридорам «угроз» позволяет определять направления и скорости соударения по элементам поверхности КА с учётом ориентации и орбитальной скорости.

С начала 90-х годов NASA использует инженерную модель орбитальных осколочных потоков ORDEM 96 (Orbital Debris Engineering Model, доступную в Интернете [48–50]), которая постоянно совершенствовалась и уточнялась по мере накопления экспериментальных данных. Источниками этих данных служили каталоги американской службы SSN (US Space Surveillance Network, входящей в North American Air Defense Command - NORAD), а также результаты мониторинга ближнего космоса оптическими и радиолокационными средствами, которым доступны объекты размером более 10 см, находящиеся на низких орбитах LEO ($H_L = 200\text{--}2000$ км) и объекты размером более 70 см на синхронных орбитах

GEO (Geosynchronous Earth Orbit, $H_G = 35786$ км). Весомый вклад внесли также исследования повреждений от ударов частиц возвращаемых из космоса на Землю элементов конструкций МКС (панели радиаторов, панели LDEF (Long Duration Exposure Facility, в период 1984–1990 гг.).

Стандартная модель ORDEM 2000 с предполагаемым использованием до 2030 г. для высот 200–2000 км даёт данные по потокам ОКМ размером более 10 мкм с подразделением на диапазоны: (10–100) мкм, (0,1–1,0) мм, (0,1–1,0) см, (1,0–10,0) см, (0,1–1,0) м. Разрабатываемая с 1995 г. усовершенствованная модель ORDEM 2008/2010 с предполагаемым использованием до 2035 г. будет давать дополнительную информацию по ОКМ более 10 мкм для высот (200–600) км, более 1 мм – для высот (600–2000) км, более 10 мм – для высот (200–33 000) км, а для высот (33–39) тыс. км – по ОКМ размером более 10 см. При этом осколки будут классифицированы по плотностям: – менее 2 г/см^3 , в диапазоне $(2–6) \text{ г/см}^3$ и свыше 6 г/см^3 .

Разработанная ESA модель MASTER 2001 (Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference) [49, 51, 52] основана на анализе источников МКМ и моделей фрагментации и порождения ОКМ размеров более 1 мкм с учётом некоторых экспериментальных данных. Она даёт трёхмерное описание параметров частиц в диапазоне орбит (6564–45164) км. Модель Роскосмоса SPDA 2000 (Space Debris Prediction and Analysis) даёт пространственное распределение плотности и скоростей частиц размеров более 1 мм до геостационарных орбит.

Сравнение распределений потоков по размерам ОКМ на орбите МКС по названным моделям обнаруживает удовлетворительное совпадение для частиц практически важного миллиметрового размера (~3 мм). Для больших осколков потоки по ORDEM несколько ниже, а для меньших осколков – выше на порядок. Детальное сравнение различных моделей осколочно-метеоритной обстановки проводилось в 2003 году. в рамках Международного координационного комитета 12-ти космических агентств IADC, основанного

в 1993 году. Проблема космического мусора обсуждалась научно-техническим подкомитетом STS комитета ООН по мирному использованию космического пространства (UN COPUOUS); согласованы данные по распределению потоков ОКМ и микрометеоритов для разных высот и прогноз, изменения потока осколков размера 3 мм на орбите МКС до 2016 года (рисунок 1.10).

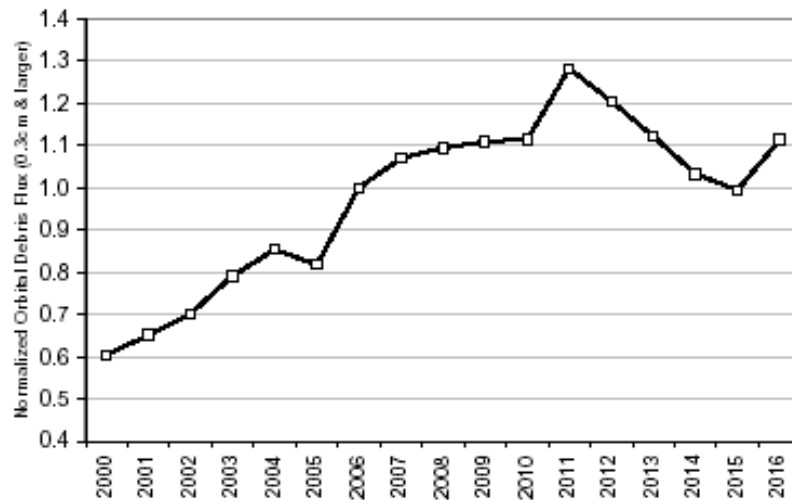


Рисунок 1.10 – Изменение до 2016 года потока частиц размера 3 мм на орбите МКС

Расчеты по осколочно-метеороидной модели ORDEM 2000 выявляют сравнимый, но несколько больший уровень осколочной опасности по сравнению с метеороидной. Основную опасность для долговременных орбитальных станций и космических аппаратов представляют ОКМ массой до 1 г и размером до 10 мм. По имеющимся данным осколочно-метеороидная среда состоит преимущественно из алюминиевых частиц, диапазон скоростей которых находится в пределах (1–16) км/с [34]. Исходя из этих оценок, формируются методики оценки рисков для космических аппаратов, создаются технические средства защиты и методы наземной отработки прочности КЛА.

1.3 Физические принципы защиты космических аппаратов

Для защиты космических аппаратов долговременного использования применяют экраны защитные конструкции (ЭЗК), в основе которых лежит схема экрана Уиппла [21]. Принцип действия экрана состоит в разрушении

частицы и превращении её в облако вторичных осколков за счет последовательной нагрузки - разгрузки при пробое разнесенных экранов.

Получили распространение многоэкранные защитные конструкции. При высокоскоростном соударении лицевой экран разрушает частицу, превращая ее вместе с продуктами собственного разрушения в облако вторичных осколков, разлетающееся по мере движения. Промежуточные экраны при торможении осколков частицы и лицевого экрана “размазывают” импульс облака вторичных осколков на большую поверхность и предохраняют защищаемую стенку КА от теплового удара высокотемпературного облака продуктов разрушения.

На рисунках 1.11 и 1.12 представлены основные стадии соударения частицы с экраном Уиппла в эксперименте и расчете [49].

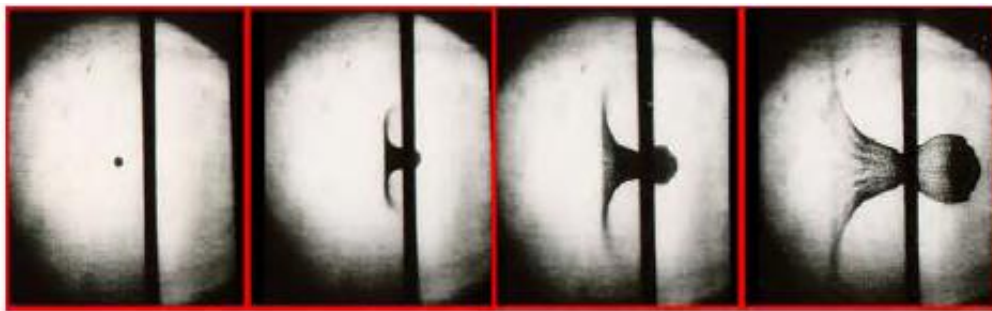


Рисунок 1.11 – Фоторегистрация соударения частицы размером 0,32 см с пластиной на скорости 6,8 км/с; интервал – 1 микросекунда между кадрами

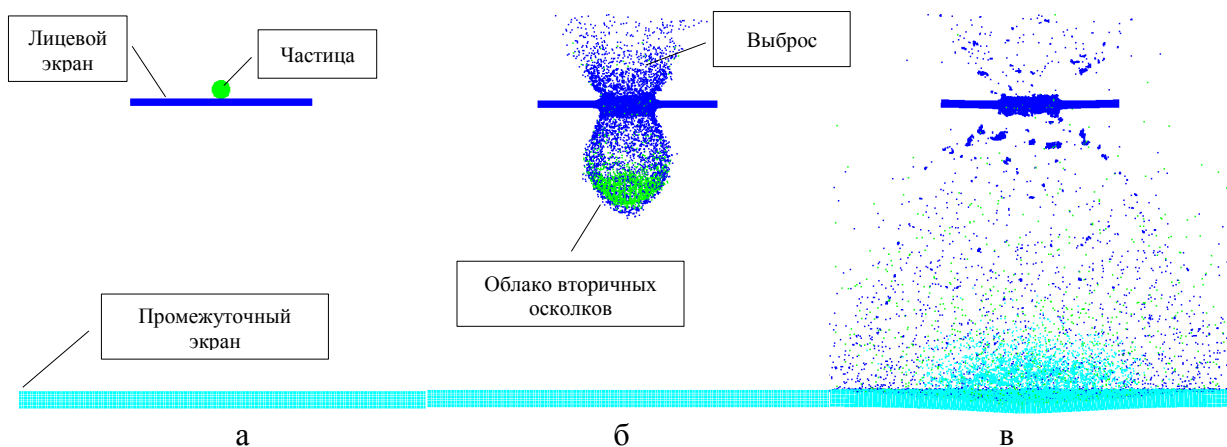


Рисунок 1.12 – Взаимодействие высокоскоростной частицы и ЭЗК:
а – состав экранной защиты; б – образование облака вторичных осколков;
в – распределение импульса облака вторичных осколков по промежуточному экрану

На рисунке 1.13 представлена картина соударения алюминиевой частицей диаметром 5 мм с тканевым пакетом из четырёх слоёв ткани Kevlar

с погонной массой = $0,182 \text{ г/см}^2$ [53] в диапазоне скоростей (6,2–6,4) км/с. Зубцы на фронте облака соответствуют осколкам дробления частицы с наибольшими скоростями пролёта. Наибольший поперечный размер облака за кевларовым экраном характеризует лучший разлёт частиц облака.

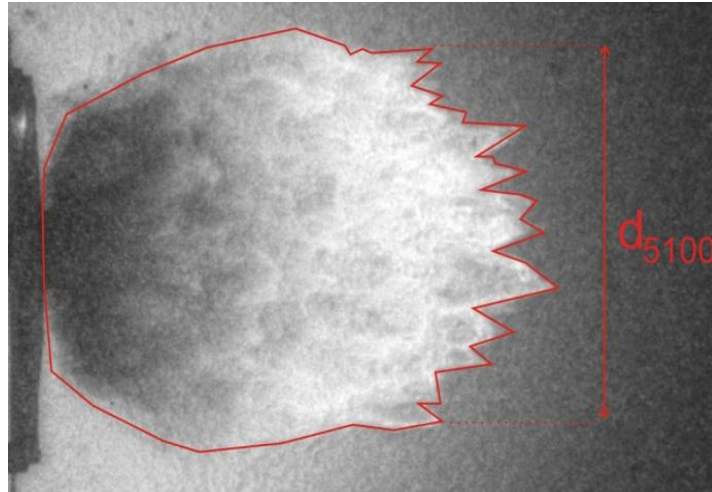


Рисунок 1.13 - Облако осколков за экраном B-MLI+Kevlar при ударе со скоростью 6,3 км/с алюминиевой частицы диаметром 5 мм

Основной характеристикой ударной прочности ЭЗК при высокоскоростном воздействии осколков космического мусора и микрометеороидов является баллистическая предельная зависимость (БПЗ): зависимость минимального диаметра условно сферической частицы, пробивающей конструкцию, от скорости удара (и, как от параметра – от угла соударения). На рисунке 1.14 показаны баллистические предельные зависимости для 10 зоны гермоотсека служебного модуля Российского сегмента Международной космической станции [54].

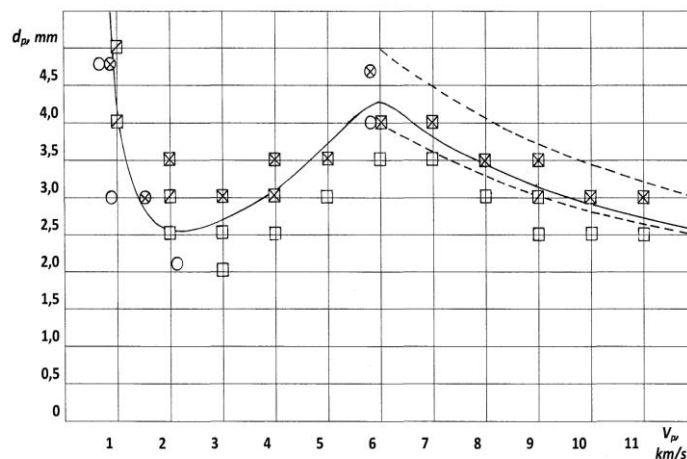


Рисунок 1.14 – БПЗ 10 зоны гермоотсека СМ РС МКС:
 — — инженерная методика ЦНИИмаш; -- – тренды NASA;
 □ – расчет (ANSYS/AUTODYN); j – экспериментальные данные

1.4 Требования к конструкции многослойной трансформируемой гибкой оболочки надувного модуля

Основные требования к конструкции многослойной трансформируемой гибкой оболочки надувного модуля следующие:

- должны использоваться гибкие эластичные материалы для обеспечения возможности компактного складывания многослойной трансформируемой оболочки под обтекателем ракетносителя;

- многослойная эластичная оболочка надувного модуля должна обладать достаточной герметичностью (с желательными свойствами “самозалечивания”) для сохранения рабочего давления в герметичном замкнутом объёме;

- эластичная оболочка модуля должна выдерживать без значительных деформаций и растрескиваний напряжения при длительном воздействии внутреннего давления (минимальное “старение”);

- оболочка должна обладать стойкостью к длительному воздействию внутренней атмосферы модуля с влажностью до 98 % при нормальной температуре;

- должны быть минимальны массовые затраты на защитную конструкцию при вероятном воздействии техногенных частиц и микрометеороидов допустимого максимального размера;

- необходимо использование огнестойких материалов, неспособных воспламеняться в зоне пробоины при прохождении через них высокотемпературных продуктов соударения, а затем при истечении воздуха из гермооболочки;

- в структуре стенки оболочки предпочтительно применение газо - и влагонепроницаемых материалов, стойких в условиях космоса к орбитальному термоциклированию в температурном диапазоне $-150...+150^{\circ}$ С, к воздействию радиации, а во внешних слоях также к воздействиям ультрафиолетового излучения и атомарного кислорода;

- материалы стенки оболочки должны иметь низкую теплопроводность для обеспечения требуемых температурных условий в обитаемом объёме;

.- материалы стенки оболочки должны обладать микробиологической стойкостью, негорючестью и не выделять токсичных продуктов в атмосферу модуля;

- структура гермооболочки должна быть ремонтно-пригодной (допускать наложение на пробоину пластыря, замену или восстановление необходимых элементов структуры стенки гермооболочки).

Помимо этих, в основном конструкционных и технологических требований, важными являются специфические требования обеспечения на должном функциональном уровне защиты эластичной гермооболочки трансформируемого модуля от высокоскоростных ударов орбитальных частиц при помощи гибких тканевых экранов.

Конструкция встроенной защиты КА должна обеспечивать отсутствие повреждений внутренней надувной герметичной оболочки сферическими алюминиевыми частицами диаметром 10 мм при скоростях удара 7 км/с и углах встречи от 0° до 45°. Эти требования соответствуют Спецификации РС МКС SSP41163 по защите жестких отсеков международной космической станции [34]. Тканевые материалы, используемые в конструкции защиты, должны обладать эффективными дробящими свойствами, обеспечивающими фрагментацию высокоскоростной частицы и торможение осколков разрушенной частицы (вплоть до полной задержки мелкой фракции) за счёт частичного поглощения энергии удара при пробое слоёв ткани.

При применении тканевых экранов для ударной защиты необходимо учитывать следующие особенности:

- зависимость структуры тканевого экрана от типа пряжи слоёв и набора слоёв в пакет требуемой массы на единицу поверхности;

- сравнимость масштаба тканевой структуры с миллиметровым масштабом частиц - ударников, воздействие на которые зависит, тем самым, от места удара, обуславливая естественный разброс результатов;

- ориентационные эффекты, обусловленные анизотропией тканей из высокомодульных волокон по утку и основе;

- эффективность тканевых экранов ниже алюминиевых с той же погонной массой.

Эффективность различных экранов определяется уровнями их фрагментирующего воздействия на высокоскоростную частицу и способностью к торможению фрагментов разрушенной частицы (вплоть до полной задержки мелкой фракции) за счёт частичного поглощения энергии удара при пробое тканевых слоёв.

Испытания трансформируемых модулей космических аппаратов на высокоскоростное ударное воздействие механических частиц является необходимым этапом прочностной отработки. При этом основной технической проблемой является ускорение компактной частицы заданной массы до необходимой скорости. Для этой цели созданы и используются установки, работающие на различных физических принципах.

1.5 Обзор методов наземной экспериментальной отработки воздействия высокоскоростной осколочно-метеороидной среды

На рисунке 1.15 представлены диапазоны параметров высокоскоростных устройств, применяемых для исследований воздействия осколочно-метеороидной среды на элементы космических аппаратов.

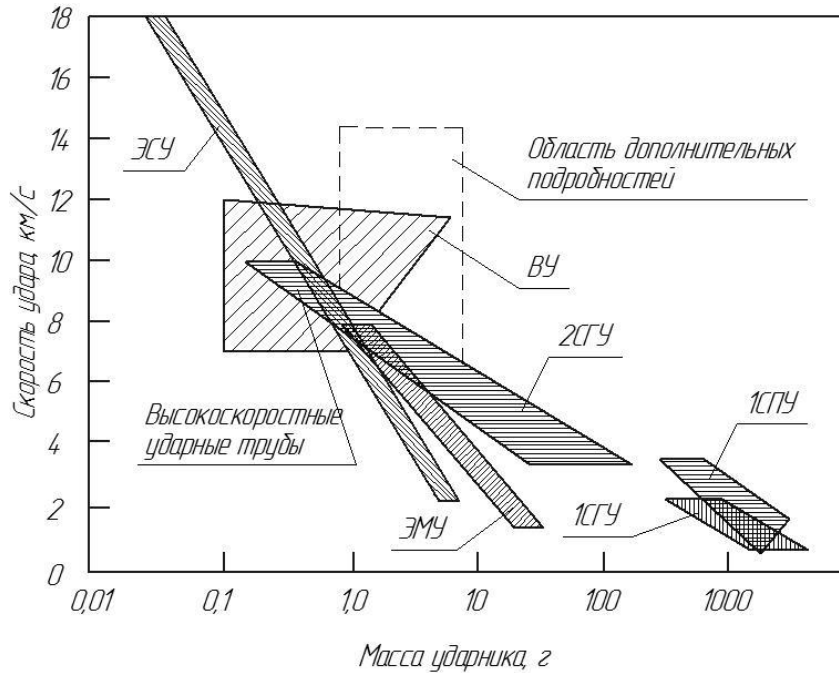


Рисунок 1.15 – Режимы, реализуемые различными типами ускорителей механических ударников: 1СГУ – одноступенчатые газовые устройства; 2СГУ – двухступенчатые газовые устройства; 1СПУ – одноступенчатые пороховые устройства; 2СПУ – двухступенчатые пороховые устройства; ВУ – взрывные устройства; ЭСУ – электростатические устройства; ЭМУ – электромагнитные устройства; ЭТУ – электротермические устройства

В низкоскоростном диапазоне ($V < 3$ км/с) используются в основном одноступенчатые газовые и пороховые устройства, например, пороховая баллистическая установка (ПБУ). Такая установка позволяет ускорить частицу массой (0,1–5,0) г до скоростей (0,1–2,0) км/с [41]. Для достижения скоростей (2,0–4,0) км/с используется двухступенчатая пороховая установка, где в качестве первой ступени используется одноступенчатая ПБУ, а в качестве второй – отсекабель поддонов, который дополнительно ускоряет частицу-ударник [41]. В среднескоростном диапазоне (3,0–7,0) км/с – 2СГУ – двухступенчатые легкогазовые установки (ЛГУ), позволяющие ускорять ударники заданной формы массой (0,1–10,0) г до скоростей (3,0–7,5) км/с [55–60]. Достоинством этих установок является стабильность рабочих режимов; к недостаткам необходимо отнести высокую трудоемкость экспериментов и их высокую стоимость.

Электростатические устройства (ЭСУ) [61–64] способны разгонять микрочастицы с массами (10^{-10} – 10^{-16}) г до скорости 18 км/с. Температура в

точке удара частицы достигает (10^3-10^5)К при давлении несколько десятков ГПа.

В электромагнитных установках (ЭМУ) (рельсотронные установки [65–67]) ударник ускоряется силой Лоренца, которая действует в магнитном поле на метаемый элемент (металлический или сгусток плазмы электрического разряда), который замыкает ток в проводящих рельсах (рисунок 1.16).

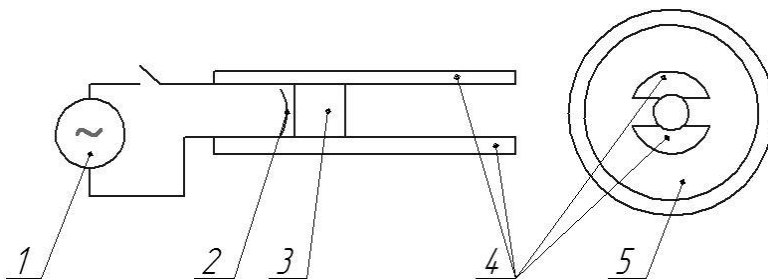


Рисунок 1.16 - Схема рельсотронного ускорителя твердых тел:
1 – источник энергии; 2 – фольга; 3 – ударник; 4 – электроды; 5 – изоляторы

Ускорение ударника происходит за счет ускорения плазмы, которая образуется за счет взрыва металлической фольги при протекании тока в цепи. Теоретически использование электромагнитных ускорителей позволяет получить скорости, значительно превышающие достигнутые другими методами. На практике же проведенные эксперименты указывают на существенное (возможно определяющее) влияние эрозии электродов на разрушение ударника.

При использовании лазерного метода ускорения макротел за счет импульсного испарения материала метаемой частицы [68] для частицы размеров 20 мкм получены скорости до 20 км/с [69]. В работе [70] предлагается схема ускорителя макрочастиц на основе электростатической абляции для контейнера массой ($10^{-2}-1$) г до скорости (100–1000) км/с при линейных размерах экспериментальной установки (100–1000) м. По-видимому, электрофизические методы в обозримом будущем не смогут занять сколь-нибудь существенную нишу в испытательной практике ракетной техники.

Электротермический способ ускорения (ЭТУ) подобен принципу работы легкогазовой пушки (ЛГУ) и отличается от нее исходным состоянием рабочего тела. В ЭТУ это конденсированное

водородосодержащее вещество, превращающееся в газ под действием плазмы, которая образуется при разряде емкостного накопителя ($U \sim 20$ кВ, $I \sim 600$ кА) на источник плазмы (например, углеродную нить). Экспериментально достигнуты скорости до (3,0-4,0) км/с. Теоритические оценки указывают на возможность достижения скоростей метания частицы до 8,0 км/с [71].

В работе [72] рассмотрен метод разгона метаемого тела в стволе пушки с помощью реактивного твердотопливного ракетного двигателя. Теоритически данный метод позволяет достигнуть любой скорости метания, так как разгон тела происходит с почти постоянным ускорением. Но данный метод имеет свои существенные недостатки: большая длина ствола пушки, топливо должно обладать высокой скоростью горения, а также опасность детонации топлива в стволе установки.

В высокоскоростном диапазоне ($V > 7$ км/с) в настоящее время применяются, в основном взрывные метательные устройства кумулятивного типа. Метаемая частица в таких устройствах представляет собой отсеченную головную часть кумулятивной струи, которая по условиям испытаний должна иметь компактную форму, то есть соотношение габаритных размеров не более 2,0–2,5. В отличие от ЛБУ, где ускоряемый ударник имеет заданную форму, в ВМУ ударник формируется в процессе ускорения и основной задачей является создание таких условий его формирования, при котором частица удовлетворяет требованиям компактности. Скорость метаемой частицы при этом не может быть больше удвоенной скорости распространения детонации во взрывчатом веществе [4, 73]. Рассмотрим известные схемы взрывных метательных устройств кумулятивного типа.

Газокумулятивные устройства (ГКУ) позволяют разгонять частицы массой порядка 0,01 г до скоростей 12 км/с. Для метания элемента массой порядка одного грамма до скорости (6,0–8,0) км/с требуемая масса заряда ВВ может достигать 100 кг [74, 75].

Принципиальная схема газокумулятивных устройств приведена на рисунке 1.17.

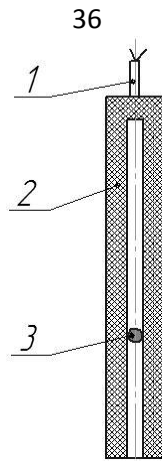


Рисунок 1.17 – Схема газокумулятивного устройства:
1 – детонатор; 2 – трубчатый заряд ВВ; 3 – частица

Схема газовой кумуляции с использованием дополнительного заряда ВВ представлена на рисунке 1.18 [35]. Данная схема позволяет разогнать стальной элемент диаметром 24 мм и массой 20 г до скорости 4,9 км/с при массе основного заряда ВВ 1,65 кг.

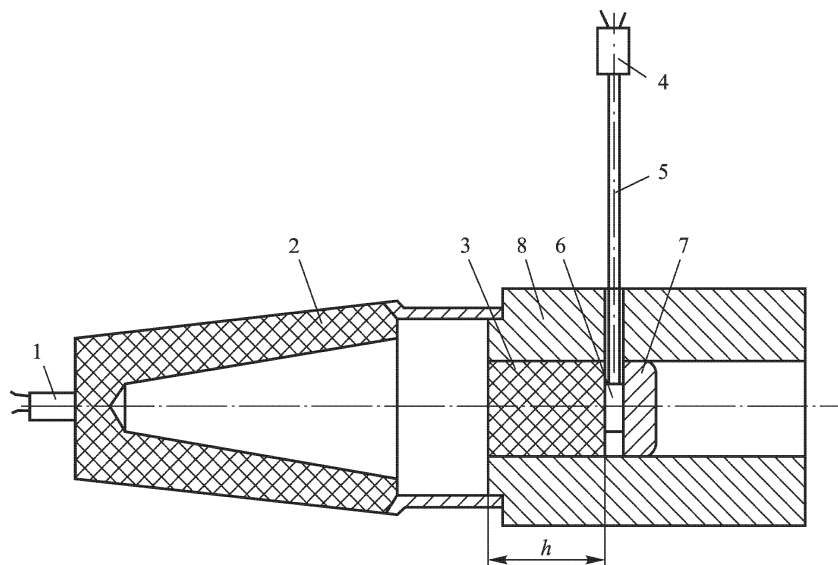


Рисунок 1.18 – Схема метательного устройства, использующего газовую кумуляцию:
1 – детонатор; 2 – заряд ВВ с кумулятивной полостью; 3 – дополнительный заряд ВВ;
4 – детонатор; 5 – детонирующий шнур; 6 – детонирующее устройство; 7 – метаемый элемент; 8 – труба

Использование комбинации ЛБУ+ГКУ позволяет расширить возможности газовой кумуляции (рисунке 1.19) [76]. Сферический метаемый элемент разгоняется с использованием ЛБУ, затем попадает в ГКУ, где дополнительно подгоняется струей газа. Для разгона шарика из стали массой 2,1 г до скорости 8,5 км/с потребовалась масса ВВ 6,9 кг. По расчету можно

получить скорость метания элемента (7,0–11,0) км/с массой (20,0–1,0) г при увеличении заряда ВВ до 32 кг.

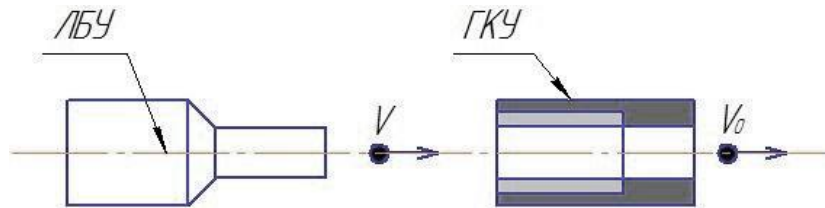


Рисунок 1.19 – Метательное устройство комбинированного типа

Схема двухкаскадного взрывного метательного устройства представлена на рисунке 1.20 [76]. В первом каскаде ударник достигает скорости до 4,5 км/с. При его ударе по заряду ВВ второго каскада в нем возбуждается пересжатая детонационная волна, которая одновременно разгоняет оболочку и формирует компактный элемент. Для железного элемента с массой (0,8–3,0) г получены скорости (6,8–8,0) км/с.

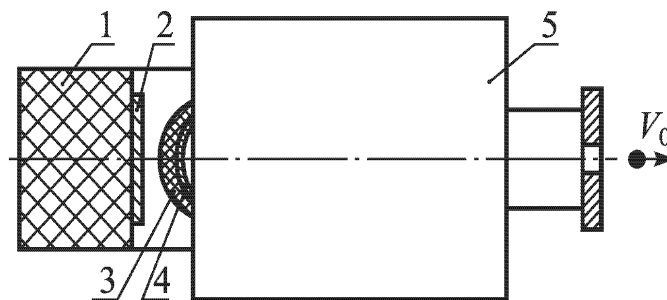


Рисунок 1.20 – Схема двухкаскадного взрывного метательного устройства:
1 – заряд ВВ первого каскада; 2 – металлический ударник; 3 – заряд ВВ второго каскада;
4 – сегментальная сферическая оболочка; 5 – вакуумная камера

На рисунке 1.21 представлена схема компрессора Войтенко [77–79]. Метание тела происходит за счет сжатия газа при помощи взрывчатого вещества. В экспериментах метаемое тело разрушалось под действием осколков, образующихся в результате разрушения стенок камеры; при этом скорости осколков достигали (8–14) км/с.

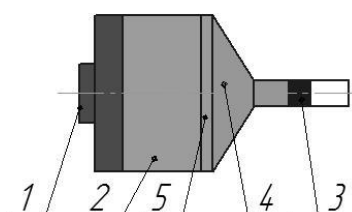


Рисунок 1.21 – компрессор Войтенко:
1 – камера со смесью O_2+H_2 ; 2 – метаемая частица; 3 – ствол; 4 – диафрагма; 5 – заряд ВВ

Принцип разгона, аналогичный компрессору Войтенко используется в пушке Флэгга и Гласса (рисунок 1.22). Детонирующая смесь газа O_2+H_2 инициируется в центре полусферы. По газовой смеси распространяется полусферический фронт детонационной волны, который затем одновременно по всей полусфере инициирует слой ВВ. В процессе детонации заряд ВВ симметрично сжимает газовую смесь. При достижении определенного давления в газовой смеси происходит прорыв мембраны и начинается разгон метаемой частицы. В эксперименте для снаряда весом 0,35 мг достигнута скорость $5,3 \cdot км/с$ [73, 80, 81].

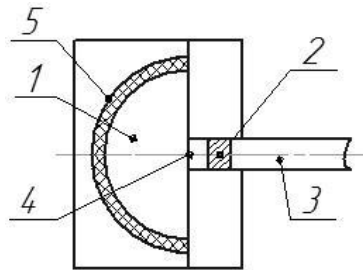


Рисунок 1.22 – Пушка Флэгга и Гласса:
1 – камера со смесью O_2+H_2 , 2 – метаемая частица, 3 – ствол, 4 – диафрагма,
5 – заряд ВВ

На рисунке 1.23 показана схема метательного устройства, основанная на использовании кумулятивного заряда (КЗ) [82]. Из кумулятивной облицовки образуется кумулятивная струя, от которой с помощью дополнительного устройства отсекается элемент. Данная схема позволяет получить удлиненные метательные элементы.

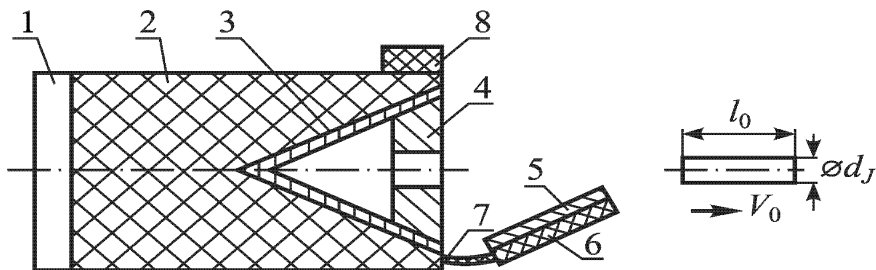


Рисунок 1.23 – Схема высокоскоростного метания с использованием КЗ:
1 – детонационное устройство, 2 – заряд ВВ, 3 – кумулятивная облицовка, 4 – вкладыш,
5 – металлическая пластина, 6 – дополнительный заряд ВВ, 7 – детонирующий шнур

Комбинация баллистической установки (БУ) и кумулятивного заряда (КЗ) представлена на рисунке 1.24 [76]. В отличие от комбинации ЛБУ+ГКУ, в схеме БУ+КЗ, заряд в поддоне выстреливается из БУ, например, крупнокалиберной легкогазовой установки, инициируется при пролете через отверстие в отсекателе с помощью устройства инициирования, расположенного в поддоне, и затем, в результате действия КЗ, формируется метательный элемент. Экспериментально получен стальной элемент массой 8,0 г с суммарной скоростью 5,8 км/с при массе заряда ВВ – 0,9 кг. По расчетам, схема БУ+КЗ позволяет метать массу (3,5–20,0) г со скоростью (9,0–6,0) км/с.

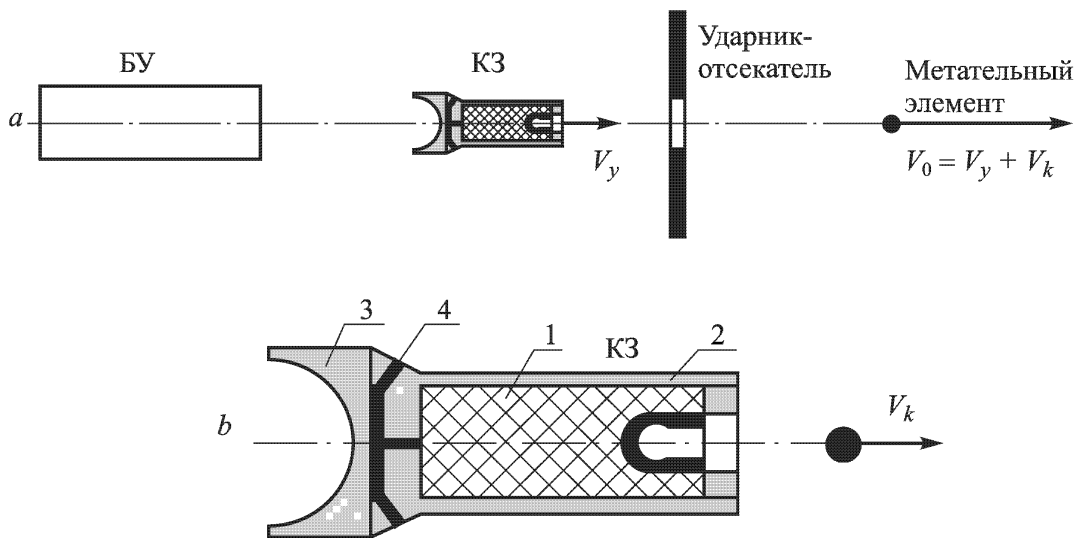


Рисунок 1.24 – Схема двухступенчатой метательной установки:
1 – заряд ВВ; 2 – корпус заряда; 3 – поддон; 4 – устройство инициирования

Схема метательного устройства с использованием цилиндрической кумуляции представлена на рис 1.25 [83]. В экспериментах при массе заряда ВВ около 1,4 кг масса алюминиевого элемента составляла около 1 г, а средняя скорость порядка 11 км/с. Измерения скорости проводились с помощью контактных рамочных датчиков, а массы получаемых в процессе разгона ударников рассчитывались по объему кратера в алюминиевой плите.

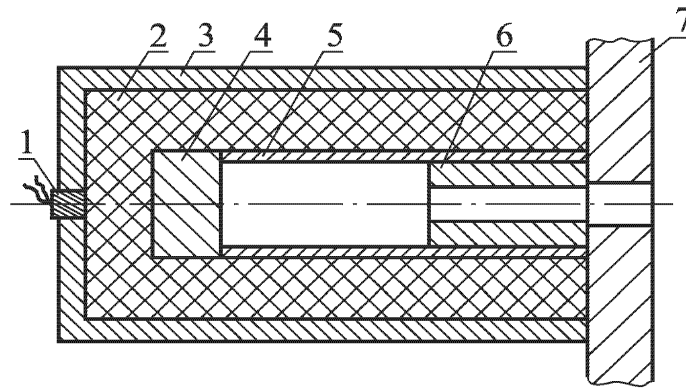


Рисунок 1.25 – Метательное устройство, использующее цилиндрическую кумуляцию:
 1 – детонатор, 2 – заряд ВВ, 3 – стальной корпус, 4 – инертная линза,
 5 – цилиндрическая трубка, 6 – вкладыш. 7 – плита

Полусферическое двухкаскадное устройство представлено на рисунке 1.26 [84–86]. При последовательном срабатывании каждого каскада, при ударе элемента предыдущего каскада в последующем возникает пересжатая детонационная волна, которая разгоняет следующий элемент. На данном устройстве зарегистрированы давления в железном экране до 1,3 ТПа [87, 88], которые соответствуют скорости метаемой железной оболочки второго каскада 15,5 км /с.

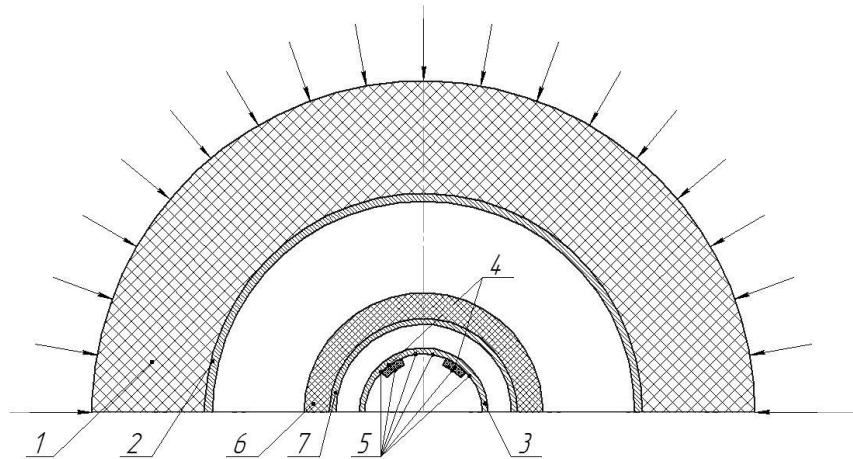


Рисунок 1.26 – Взрывное двухкаскадное полусферическое устройство:
 1 – заряд ВВ; 2 – оболочка; 3 – экран; 4 – исследуемые образцы; 5 – электроконтактные датчики; 6 – заряд ВВ второго каскада; 7 – оболочка второго каскада

Известно использование способа каскадного разгона для тонких молибденовых ударников до скоростей в (12,0–14,0) км/с [89–94].

Трехкаскадная схема высокоскоростного метания металлических элементов представлена на рисунке 1.27 [95]. Метательное устройство состоит из трех каскадов с зарядами ВВ (I, II, III). В трехкаскадной схеме

достигнута скорость 13,8 км/с алюминиевой частицы массой 1,75 г. Недостатком данного способа является высокая сложность технологии проведения испытания.

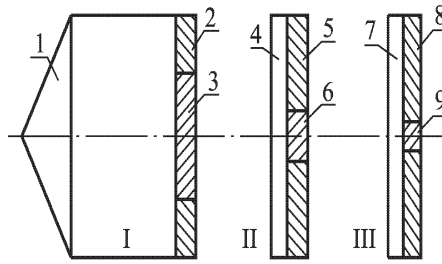


Рисунок 1.27 – Трехкаскадная схема высокоскоростного метания металлических элементов:

1 – заряд ВВ I каскада; 2 – отсекающая пластина I каскада; 3 – метаемый элемент I каскада; 4 – заряд ВВ II каскада; 5 – отсекающая пластина II каскада; 6 – метаемый элемент II каскада; 7 – заряд ВВ III каскада; 8 – отсекающая пластина III каскада; 9 – метаемый элемент III каскада

На рисунке 1.28а показана схема метательного устройства с использованием кумулятивного эффекта [96]. При срабатывании данного устройства на краях кумулятивной полости с радиусом r образуется кумулятивная пелена, из которой при подходе к оси формируется струя с утолщенным метаемым элементом. Экспериментально получен метаемый алюминиевый элемент со скоростью 8,8 км/с, при этом скорость головной струи составила 21,5 км/с.

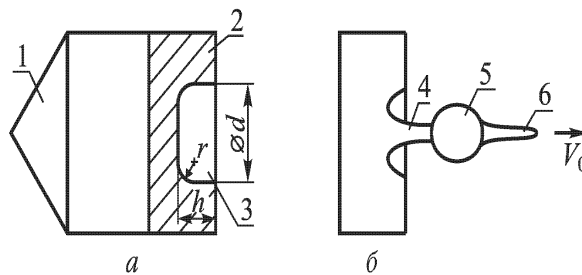


Рисунок 1.28 – Схема взрывного метания, использующая кумулятивный эффект:
1 – заряд ВВ; 2 – плита; 3 – кумулятивная полость; 4 – струя; 5 – утолщенный элемент;
6 – головная струя

Метательное кумулятивное устройство с использованием асимметричного подрыва показано на рисунке 1.29 [82, 97]. Отсечка изогнутой в результате асимметричного подрыва струи происходит с помощью плиты с щелью. Данная схема позволяет получить удлиненные метательные элементы со скоростью (8,0–12,0) км/с.

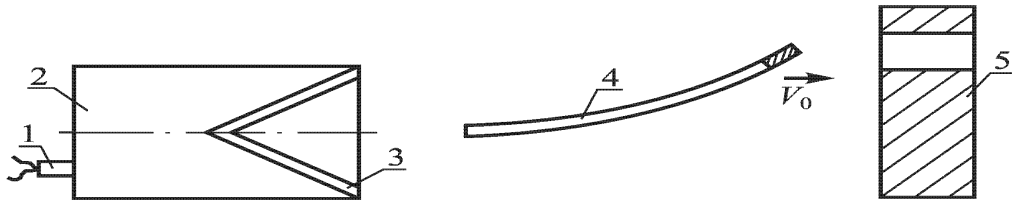


Рисунок 1.29 – Асимметричное кумулятивное метательное устройство:
1 – детонатор; 2 – заряд ВВ; 3 – кумулятивная облицовка; 4 – струя; 5 – плита с щелью

Метательные устройства с использованием кумулятивных зарядов с W-образными облицовками позволяют формировать дальнобойные компактные ударные элементы со скоростью (1,5–5,0) км/с (рисунок 1.30). Подобные ударные элементы по относительной массе и скорости занимают промежуточное положение между безградиентными струями и «ударными ядрами». Формирование компактного элемента из W-образной облицовки представлено на рисунке 1.31 [98].

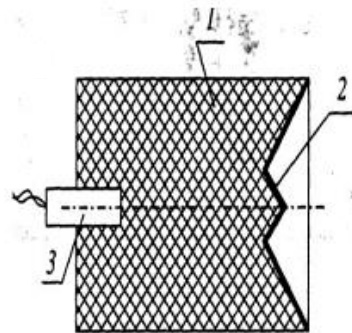


Рисунок 1.30 – Кумулятивный заряд:
1 – заряд взрывчатого вещества; 2 – облицовка кумулятивной выемки; 3 – детонатор

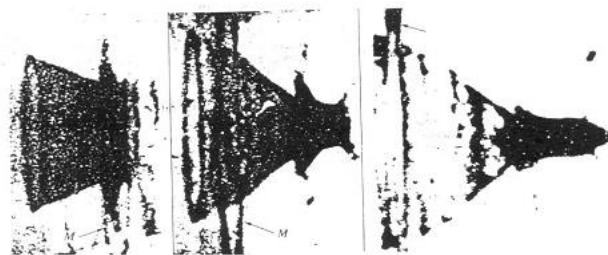


Рисунок 1.31 – Формирование компактного элемента из W-образной облицовки

В кумулятивном устройстве, представленном на рисунке 1.32, для отсечки основной части фрагментированной струи от головного фрагмента струи устанавливается пластиковый экран [99, 100]. Оставшиеся части струи и экрана отбрасывает полукольцевой отсекающий дополнительный заряд ВВ, не допуская их попадания на мишень. Имеются данные о достижении бериллиевым ударником массой 0,08 г скорости 16,5 км/с.

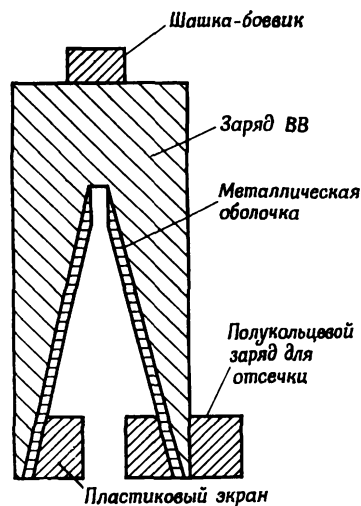


Рисунок 1.32 – Кумулятивное устройство с отсечкой

1.6 Исследования метания компактных частиц с помощью кумулятивных облицовок типа «полусфера-цилиндр»

Для формирования массивных безградиентных струй, используются комбинированные схемы двойной кумуляции: «полусфера-цилиндр», «полусфера-конус», «усеченная сфера-цилиндр», представленные на рисунке 1.33. В комбинированных схемах реализуется следующий механизм образования струи: при подходе детонационной волны из полусферы по механизму выдавливания образуется массивная кумулятивная струя, которая затем дополнительно разгоняется сжимающейся второй частью облицовки. Варьируя длину цилиндрической части облицовки можно добиться почти полного отсутствия градиента скорости головной части струи.

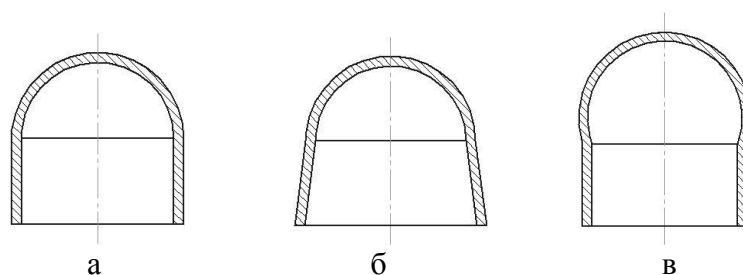


Рисунок 1.33 – Комбинированные кумулятивные облицовки:
 а – облицовка «полусфера-цилиндр»; б – облицовка «полусфера-конус»;
 в – облицовка «усеченная сфера-цилиндр»

Результаты исследования метательных установок с полусфероконическими выемками приведены на рисунке 1.34 [101]. Для алюминиевого формователя с радиусом 7,5 мм и углом конуса $f_0=0^\circ$

получена кумулятивная струя со скоростью головной части в диапазоне (9,1–9,5) км/с.

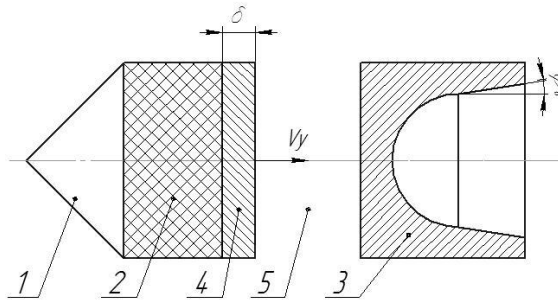


Рисунок 1.34 – Взрывное метательное устройство с полусфероконической выемкой:
1 – плосковолновой генератор; 2 – заряд ВВ; 3 – формователь с полусфероконической выемкой; 4 – ударник; 5 – зазор для разгона ударника

В МГТУ им. Н.Э. Баумана проведены исследования взрывного формирования высокоскоростных компактных элементов с применением компактных кумулятивных облицовок в форме «усеченная сфера-цилиндр» [102]. При численном моделировании на вычислительных комплексах ANSYS Autodyn 12.0 и «Эрудит» (МГТУ им. Н.Э. Баумана) для комбинированных кумулятивных облицовок получены высокоскоростные компактные элементы, летящие со скоростью до (7,0–8,0) км/с.

Численное моделирование образования компактных элементов из алюминиевых облицовок «полусфера-цилиндр» рассмотрено в работе [103]. Показано, что в алюминиевом компактном элементе формируются локальные зоны разрушения головной части элемента.

В работе [104] представлено кумулятивное метательное устройство, использующее волну Маха. На рисунках 1.35–1.36 показаны схема устройства и фотография образца устройства.

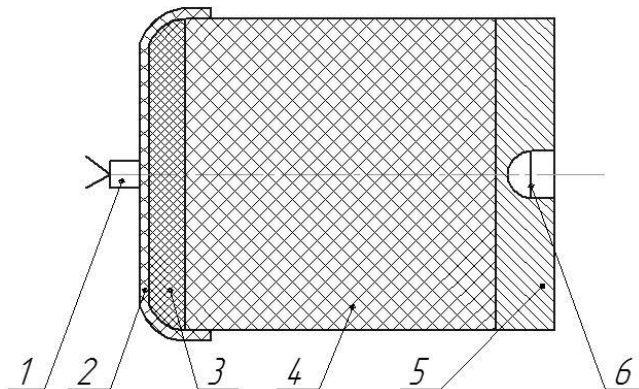


Рисунок 1.35 – Схема взрывного метательного устройства-прототипа:
1 – детонатор; 2 – слой пластического ВВ; 3 – линза из пенопласта; 4 – заряд ВВ;
5 – формователь; 6 – кумулятивная выемка

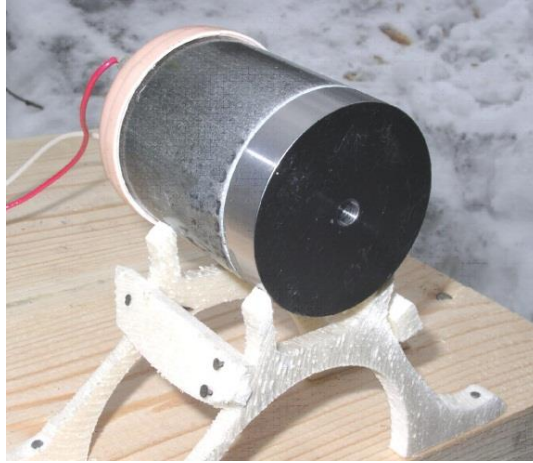


Рисунок 1.36 – Образец кумулятивного метательного устройства

В процессе экспериментальной отработки получены стальные компактные элементы массой 0,25 г со скоростью метания 6,7 км/с (рисунок 1.37). Данное устройство послужило прототипом для исследованного в данной работе взрывного метательного устройства.

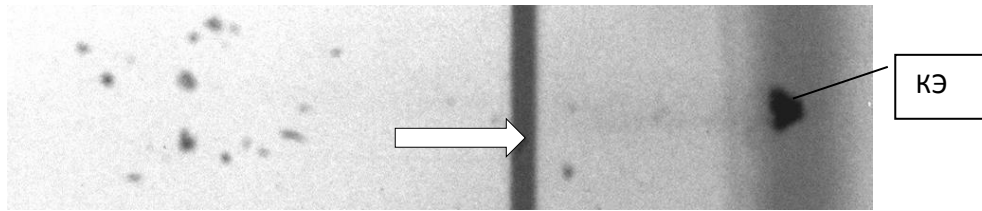


Рисунок 1.37 – Типовая рентгенограмма компактного элемента (КЭ), сформированного кумулятивным метательным устройством, использующим детонационную волну Маха

ГЛАВА 2 МЕТОД РАСЧЕТА ПРОЧНОСТИ КОРПУСОВ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ МОДУЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ УДАРОВ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЧАСТИЦ

В данной главе рассмотрено воздействие высокоскоростных частиц на перспективные конструкции трансформируемых модулей космических аппаратов, в основе которых лежит надувная гермооболочка из мягкого полимерного материала [29–33]. 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. Имеется большое количество исследований взаимодействия многослойных гибких экранов с частицей при пулевых скоростях, подробный анализ литературы приведен в [109].

Проектирование, расчет и экспериментальная отработка встроенной защиты корпусов трансформируемых модулей является мало исследованной проблемой прочности перспективных конструкций космических аппаратов.

Под прочностью трансформируемых модулей при воздействии высокоскоростной частицы надо понимать неразрушение внутренней газодержащей гермооболочки при возможном пробитии 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 воздействия нагрузки не является существенным и можно охарактеризовать нагруженный распределенным удельным импульсом, локализованным в области воздействия облака, которая мала по сравнению с габаритными размерами корпуса модуля

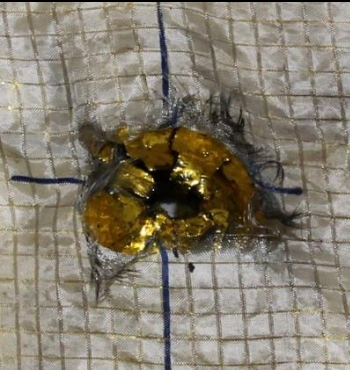



На втором этапе производятся расчеты напряженно-деформированного состояния газодержащей гермооболочки, нагруженной локализованной импульсной нагрузкой, на основании которых делается заключение о прочности гермооболочки. Если прочность при выбранной конструкции не обеспечена, делается вывод о необходимости ее усиления или о введении дополнительных защитных слоев.

2.1 Исходные данные и аппарат расчета взаимодействия частицы с многослойной стенкой корпуса трансформируемого модуля космического аппарата

В низкоскоростном диапазоне критический диаметр ударяющей частицы лежит в интервале 4,5 мм (непробой) - 5,5 мм (пробой). Скорости удара, соответственно, 2703 м/сек и 2581 м/сек. В высокоскоростном диапазоне критический диаметр ударяющей частицы лежит в интервале 10,3 мм (непробой) - 11,5 мм (пробой). Скорости удара, соответственно, 6760 м/сек и 6650 м/сек.

Результаты эксперимента представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Результаты эксперимента по воздействию удару частицы диаметром 10,3 мм при скорости 6,76 км/с на многослойную стенку корпуса трансформируемого модуля с встроенной экранной защитой

Параметры частицы и стенки защиты	Эксперимент	
Скорость	6,76 км/с	
Диаметр частицы	10,3 мм	
Первый защитный экран (ЭВТИ, 15 слоев ткани СВМ) Первый разделитель ППУ	Пробоина; $d_{вх} \sim 20$ мм; $d_{вых} \sim 40$ мм Пробоина $d \sim 50$ мм с разрывами, черный нагар	
Второй защитный экран (8 слоев ткани СВМ) Второй разделитель ППУ	Пробоина: 1 слой $d \sim 55$ мм; (d на свету ~ 25 мм) Пробоина – 70x50 мм с рядом разрывов. Черный нагар	
Третий защитный экран (5 слоев ткани СВМ) Третий разделитель ППУ	Поле малых пробоин на $d \sim 70$ мм. Черный нагар. Пробоина $\sim 50 \times 20$ мм с рядом разрывов	
Четвёртый защитный экран (4 слоя ткани СВМ, 1 слой ткани СВМ, 1 слой лента СВМ, 1 слой ткани СВМ)	Микропробой трех из четырех слоев экрана; на 1-м слое – поле темного нагара $d \sim 150$ мм. Частицы	

Процесс высокоскоростного соударения частицы с многослойной защитой корпуса трансформируемого модуля моделировался SPH-методом

на основе уравнений динамики сплошной среды в лицензионном программном пакете ANSYS/AUTODYN [105, 106]. SPH-метод – бессеточный лагранжев численный метод для расчета процессов ударного взаимодействия, связанных с большими объемными деформациями и сильными формоизменениями среды. Этот метод является наиболее адекватным при исследовании высокоскоростного удара. В низкоскоростной области используются также конечно-элементные модели. Свойства материалов (уравнение состояния и условия прочности и разрушения) выбирались, исходя из известных экспериментальных данных. В таблицах 3 и 4 представлены характеристики материалов стенок (ткани суровой и ткани СВМ), использованной при экспериментальной отработке разрабатываемой трансформируемой гермооболочки. В таблице 5 представлены данные для пенополиуретана (ППУ), применяемого в качестве материала разделителя слоев. Параметры защищаемой стенки представлены в таблице 6. Характеристики алюминиевой частицы-ударника соответствовали сплаву Д-16 (таблица 7).

Таблица 3 – Характеристик материала стенок (ткань суровая [107, 108, 109])

Характеристики	Значения характеристик
Плотность, г/см ³	8,250
Модуль Юнга 11, кПа	$3,200 \cdot 10^6$
Модуль Юнга 22, кПа	$3,520 \cdot 10^6$
Модуль Юнга 33, кПа	$3,520 \cdot 10^6$
Коэффициент Пуассона 12	0,078
Коэффициент Пуассона 23	0,063
Коэффициент Пуассона 31	0,312
Параметр С1, м/с	1407,350
Параметр S1	1,282
Температура, К	300
Удельная теплота Дж/(кг*К)	1420
Модуль сдвига, кПа	$1,000 \cdot 10^6$
Растягивающая деформация разрушения 11	0,010
Растягивающая деформация разрушения 22	0,080
Растягивающая деформация разрушения 33	0,080
Остаточная касательная прочность частицы	0,200
Температура разложения, К	700

Таблица 4 – Характеристик материала стенок (ткань СВМ) [110]

Характеристики	Значения характеристик
Уравнение состояния	Ударная адиабата
Плотность, г/см ³	0,725
Параметр A1, кПа	8,210 10 ⁶
Параметр A2, кПа	7,036 10 ⁷
Коэф. увеличения	0,250
Энергия сублимации, Дж/кг	8,230 x10 ⁶
Температура, К	293
Модуль сдвига, кПа	3,000 10 ⁷
Предел текучести, кПа	8,000 10 ⁵
Модуль упругости при растяжении, кПа	130 x10 ⁶
Прочность при растяжении, кПа	4 x10 ⁶
Удлинение при разрыве, %	3,5

Таблица 5 – Характеристик ППУ [107]

Характеристики	Значения характеристик
Плотность, г/см ³	0,035
Параметр C1, м/с	120,600
Параметр S1	1,067

Таблица 6 – Характеристик материала газодержащей гермооболочки [111]

Характеристики	Значения характеристик
Поверхностная масса, г/м ²	200
Толщина слоя, мм	0,5
Разрывная нагрузка полочки (50x200) мм в продольном направлении, Н, не менее	1500
Удлинение при разрыве, %	30 - 35
Водонепроницаемость, мм вод. ст., не менее	800 - 1000
Модуль упругости, ГПа	2,5
Коэффициент Пуассона	0,14

Таблица 7 - Характеристики сплава Д-16 [107]

Характеристика	Значение характеристики
Материал	Д-16
Плотность, г/см ³	2,785
Скорость звука, км/с	5,423
Параметр S	1,261

2.2 Методика расчета прочности защищаемой стенки газодержащей гермооболочки трансформируемого модуля

В данном разделе приводятся результаты разработки методики расчета прочности защищаемой стенки гермооболочки трансформируемого модуля.

Защищаемую стенку необходимо рассматривать совместно с четвертым экраном и газодержащей оболочкой в связи с плотным прилеганием друг к другу. Четвертый экран и силовая оболочка состоят из материала СВМ, свойства которого представлены в таблице 4.

Четвертый экран, силовая оболочка и гибкая гермооболочка приводится к эквивалентной однослойной оболочке. Принимается допущение об изотропии эквивалентной оболочке. Пусть h_1 и h_2 – толщины четвертого экрана с силовой оболочкой и гибкой гермооболочки, E_1 и E_2 – модули упругости четвертого экрана с силовой оболочкой и гибкой гермооболочки. Учитывая, что тканевые слои оболочки практически не обладают изгибной жесткостью, достаточно определить эквивалентные характеристики, определяющие работу на растяжение. Модуль упругости и толщина приведенной оболочки равны

$$E = \frac{E_1 h_1 + E_2 h_2}{h_1 + h_2},$$

$$h = h_1 + h_2$$

Макетированный образец трансформируемого модуля РКК «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.

Рассматривается воздействие импульса на оболочку, состоящую из защитного и газодержащего слоев. Импульс локализован внутри круговой области радиуса b , малой по сравнению с характерным радиусом оболочки R . Поэтому в области нагружения, где локализируются деформации, можно пренебречь ее кривизной. Пренебрегая изгибной жесткостью, допустимо рассматривать оболочку в интересующей нас области как мембрану,

растянутую штатным внутренним давлением (рисунок 2.1). Если главные кривизны оболочки близки, что имеет место на практике, можно рассматривать ее как сферическую и определить растягивающие напряжения в выбранной для расчета свободно лежащей мембране как $\sigma_0 = pR/2h$.

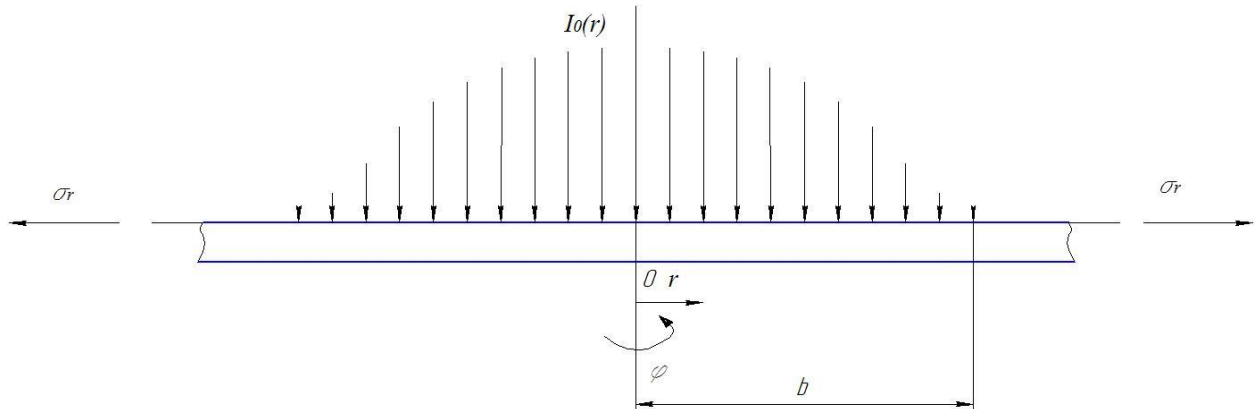


Рисунок 2.1 – Мембрана под действием распределенного импульса

Уравнения движения гибкой мембраны имеют вид [112]:

$$\Phi'w' = \rho \int_0^r r \ddot{w} dr \quad \left(\frac{1}{r} (r\Phi')' \right)' = -\frac{E}{2r} w'^2 \quad (2.1)$$

Здесь Φ - функция напряжений, введенная таким образом, что:

$$\sigma_r = \frac{1}{r} \Phi', \quad \sigma_\varphi = \Phi'' \quad (2.2)$$

Штрихом обозначены производные по радиальной координате.

Кинетическая и потенциальная энергии мембраны равны:

$$T = \pi \rho h \int_0^a \dot{w}^2 r dr, \quad U = \frac{\pi h}{E} \int_0^a (\sigma_\varphi^2 + \sigma_r^2 - 2\nu \sigma_r \sigma_\varphi) r dr \quad (2.3)$$

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

$$I(r) = I_0 \left(1 - \frac{r^2}{b^2} \right)^\beta, \quad w(r,t) = q(t) \left(1 - \frac{r^2}{a^2} \right)^\alpha \quad (2.4)$$

Параметры α, β могут уточняться путем сравнения с численными результатами.

В соответствии с выбранной аппроксимацией прогиба правая часть второго уравнения (2.1) принимает вид:

$$F_0(x) = -E \frac{q^2}{a^3} f_0(x), \quad f_0(x) = 2x\alpha^2(1-x^2)^{2(\alpha-1)}, \quad x = r/a$$

Подставляя это выражение во второе уравнение (2.1) и интегрируя его с учетом условия ограниченности в центре и условия на контуре $\sigma_r = \sigma_0$, найдем напряжения:

$$\sigma_r = \sigma_0 + E \frac{q^2}{a^2} \psi_r(x), \quad \sigma_\varphi = \sigma_0 + E \frac{q^2}{a^2} \psi_\varphi(x) \quad (2.5)$$

Здесь и далее обозначено:

$$\psi_r(x) = f_2(1) - \frac{f_2(x)}{x^2}, \quad \psi_\varphi(x) = f_2(1) + \frac{f_2(x)}{x^2} - f_1(x),$$

$$f_1(x) = \int_0^x f_0(x) dx, \quad f_2(x) = \int_0^x x f_1(x) dx, \quad f_3(x) = \int_0^x (1-x^2)^{2\alpha} dx,$$

Подставляя найденные напряжения в выражение потенциальной энергии, выразим ее через прогиб мембраны в полюсе q :

$$U(q) = \frac{\pi a^2 h}{E} (A_0 + A_2 q^2 + A_4 q^4)$$

$$A_0 = 3\sigma_0^2, \quad A_2 = \frac{3\sigma_0 E}{a^2} f_4, \quad A_4 = \frac{E^2}{a^4} f_5 \quad (2.6)$$

$$f_4 = \int_0^1 (\psi_1 + \psi_2) x dx, \quad f_5 = \int_0^1 (\psi_1^2 + \psi_1 \psi_2 + \psi_2^2) x dx,$$

Кинетическая энергия, выраженная через скорость \dot{q} , равна

$$T = \pi a^2 h \rho f_3(1) \dot{q}^2 \quad (2.7)$$

Уравнение движения мембраны в форме Лагранжа второго рода имеет вид:

$$\ddot{q} + k_1 q + k_3 q^3 = 0 \quad (2.8)$$

$$k_1 = 3 \frac{\sigma_0}{\rho a^2} \frac{f_4}{f_3(1)}, \quad k_3 = 2 \frac{E}{\rho a^4} \frac{f_5}{f_3(1)}$$

Из условия сохранения импульса определим начальную скорость мембраны:

$$V = \frac{I_0}{\rho h} \frac{\int_0^1 \left(1 - x^2 \frac{a^2}{b^2}\right)^\beta x dx}{\int_0^1 (1 - x^2)^\alpha x dx}$$

Уравнение (2.8) имеет интеграл энергии

$$\dot{q}^2 + k_1 q^2 + \frac{k_3}{2} q^4 = V^2 \quad (2.9)$$

При достижении максимального прогиба скорость равна нулю, откуда можно определить максимальный прогиб мембраны:

$$q_{\max} = \sqrt{\frac{\sqrt{k_1^2 + 2k_3 V^2} - k_1}{k_3}} \quad (2.10)$$

после чего по (2.5) определяются максимальные напряжения.

Деформации в пластине определяются по формулам:

$$\varepsilon_r = \frac{\sigma_r(x) - \mu \sigma_\varphi(x)}{E}, \quad \varepsilon_\varphi = \frac{\sigma_\varphi(x) - \mu \sigma_r(x)}{E} \quad (2.13)$$

Коэффициент запаса для рассмотренного вида нагрузок равен:

$$k = \frac{\sigma_\varepsilon}{\sigma_{r \max}} \quad (2.14)$$

2.3 Расчёт воздействия ударов частиц по гибкому тканевому экрану

Для разработки гибкой защиты трансформируемого модуля, прежде всего исследовались тканевые материалы, предназначенные для экранов. Проведены эксперименты по определению характеристик ударной прочности материалов, предназначенных для встроенной экранной защиты. На их основе проведено постиспытательное численное моделирование высокоскоростного ударного взаимодействия частицы с тканевым экраном для верификации численной модели.

2.3.1 Экран из ткани СВМ (10 слоёв ткани)

Проведена экспериментальная отработка фрагмента защиты, состоящего из 10 слоев ткани СВМ арт. 86130-02, на воздействие удара частицы. В эксперименте зафиксирован пробой фрагмента защиты при ударе алюминиевой частицы диаметром 4,5 мм со скоростью 2,685 км/с. Скорость частицы после пробоя составила 1,41 км/с. Диаметр кратера на алюминиевой мишени-свидетеле составил 9,8 мм, глубина кратера – 2,2 мм. На рисунках 2.2–2.3 представлены экспериментальный макет до испытания и элементы экрана после испытания.



Рисунок 2.3 – Макет до испытаний



Рисунок 2.3 – Элементы пакета после испытаний

Для этого варианта испытаний проведено численное моделирование. Расчет проводился в трехмерной постановке с учетом симметрии относительно оси удара (рисунок 2.4). Экран из ткани СВМ в расчёте моделировался преградой со сторонами 40х40 мм, состоящей из 10 слоев тканного материала с толщиной слоев 0,32 мм, с межслоевыми зазорами 0,68 мм при размере счетной ячейки 0,16 мм. В расчёте использовались характеристики материала, приведенные в таблице 4. Результаты численных расчётов представлены на рисунке 2.5.

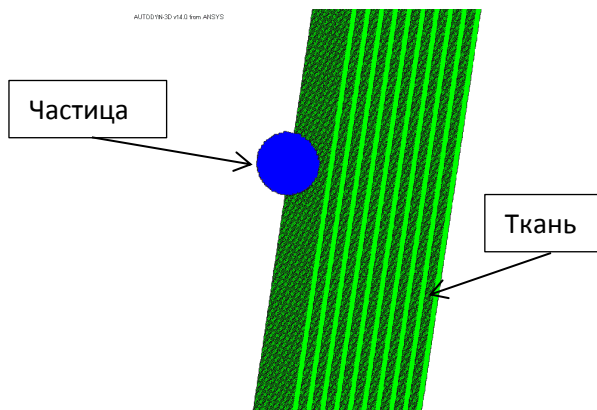


Рисунок 2.4 – Схема расчета

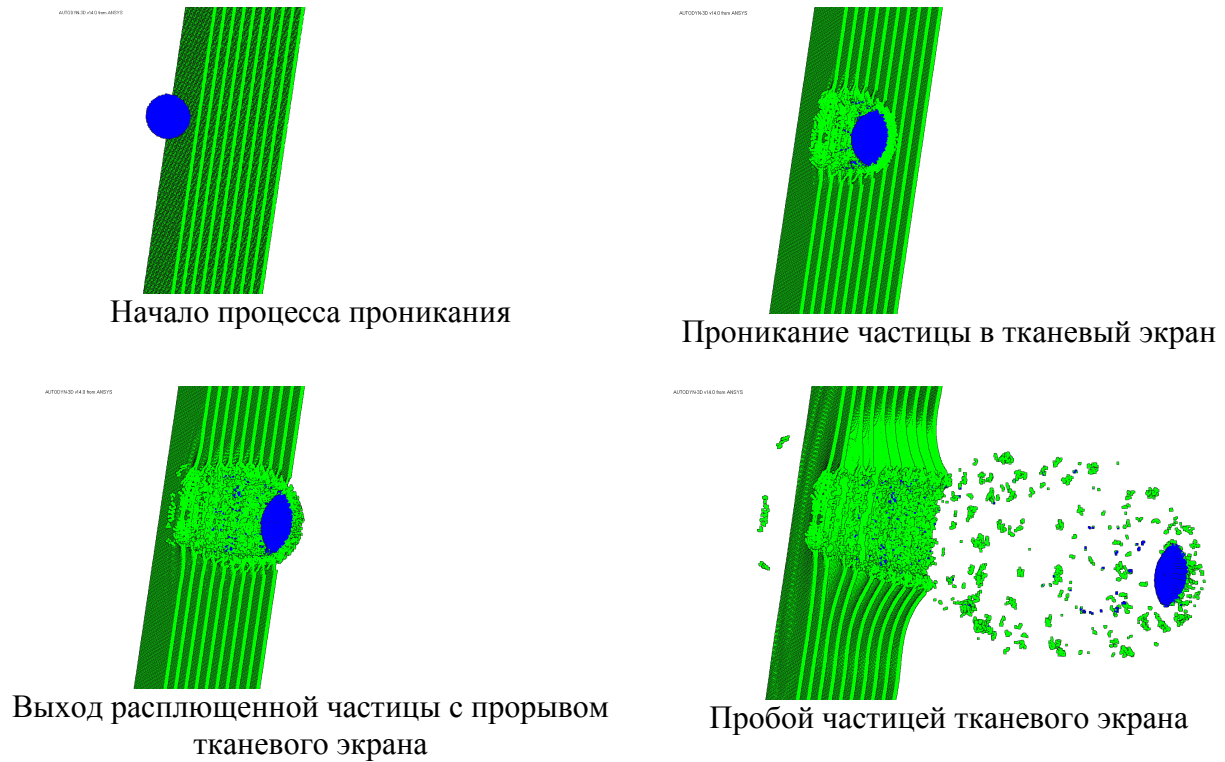


Рисунок 2.5 – Стадии процесса соударения частицы с тканевым экраном

На рисунках видны мелкие осколки алюминия, сдираемые с кромки расплющивающейся алюминиевой частицы в процессе её прохождения через слой ткани с жёсткими арамидными волокнами. Эти осколки частично остаются на тканевых стенках пробитого в экране конического канала, а большая их часть пролетает за экран вслед за расплющенной частицей, создавая на алюминиевой мишени-свидетеле мелкие кратеры и выщербинки в окрестности основных кратеров.

Коническая форма пробойны в экране из ткани связан с высокой скоростью распространения волн растяжения по волокнам (для арамидных волокон – 9,4 км/с). При скоростях удара меньше скорости волны тангенциальные возмущения распространяются дальше по сравнению с перемещением частицы, что приводит к расширению канала в направлении пробоя. Этому способствует также затормаживание частицы в процессе проникания. При больших скоростях удара угол конусности должен уменьшаться.

Сопоставление результатов численных расчётов скорости частицы после пробоя экрана (1,73 км/с) с экспериментальными данными (1,76 км/с)

свидетельствует о достаточно точном их соответствии (в пределах 2 %). Кроме того, близко совпадают размеры конической пробоины в ткани СВМ (8,0–13,0) мм в расчёте и (9,0–14,0) мм в эксперименте. Корреляция данных численных расчётных и экспериментальных данных свидетельствует об адекватности численной модели.

2.3.2 Экран из ткани суровой (16 слоёв ткани)

Проведена экспериментальная отработка фрагмента защиты, состоящего из 16 слоев ткани суровой, на воздействие удара частицы. Всего проведено 3 испытания по удару компактной частицей на фрагмент многослойной оболочки. Диаметр частицы 14,5 мм, масса частицы 5,3 г. Результаты эксперимента представлены в таблице 8.

Таблица 8 – Результаты экспериментов

№ эксперимента	Скорость частицы до пробития фрагмента защиты, м/с	Скорость частицы после пробития фрагмента защиты, м/с
1	1010	930
2	794	704
3	669	560

При экспериментальной отработке проводилась видеосъемка высокоскоростной камерой Phantom V711. Обработка видеозаписи с высокоскоростной камеры представлена на рисунке 2.6.

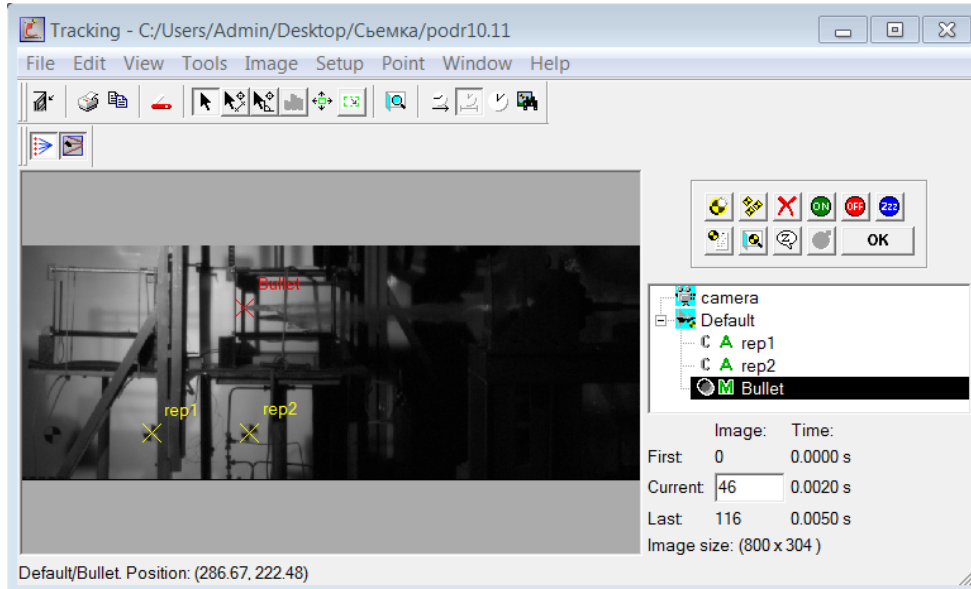


Рисунок 2.6 – Программа обработки видеозаписи

На рисунке 2.7 представлены повреждения фрагментов тканевого экрана в эксперименте № 1.



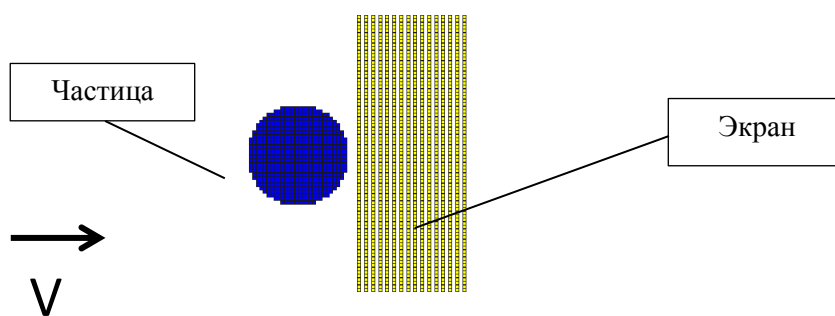
Рисунок 2.7 – Повреждения фрагментов тканевого экрана в эксперименте № 1

По результатам экспериментальной отработки проведена верификация методики в программном комплексе ANSYS/AUTODYN с использованием

трех подходов: метода SPH, конечно-элементной модели (метод Лагранжа), конечно-элементной модели (метод Лагранжа) с искусственной эрозией (слияние сильно деформированных ячеек). Расчет проводился в трехмерной постановке. Используются характеристики экрана, приведенные в таблице 3.

Метод SPH

При расчете с использованием метода SPH тканевый экран состоял из 16 отдельных слоев толщиной 0,5 мм с зазорами между ними 0,5 мм. Размер частицы SPH составил 0,5 мм. Схема расчета представлена на рисунке 2.8.



Результаты расчётов процесса пробоя представлены на рисунке 2.12.

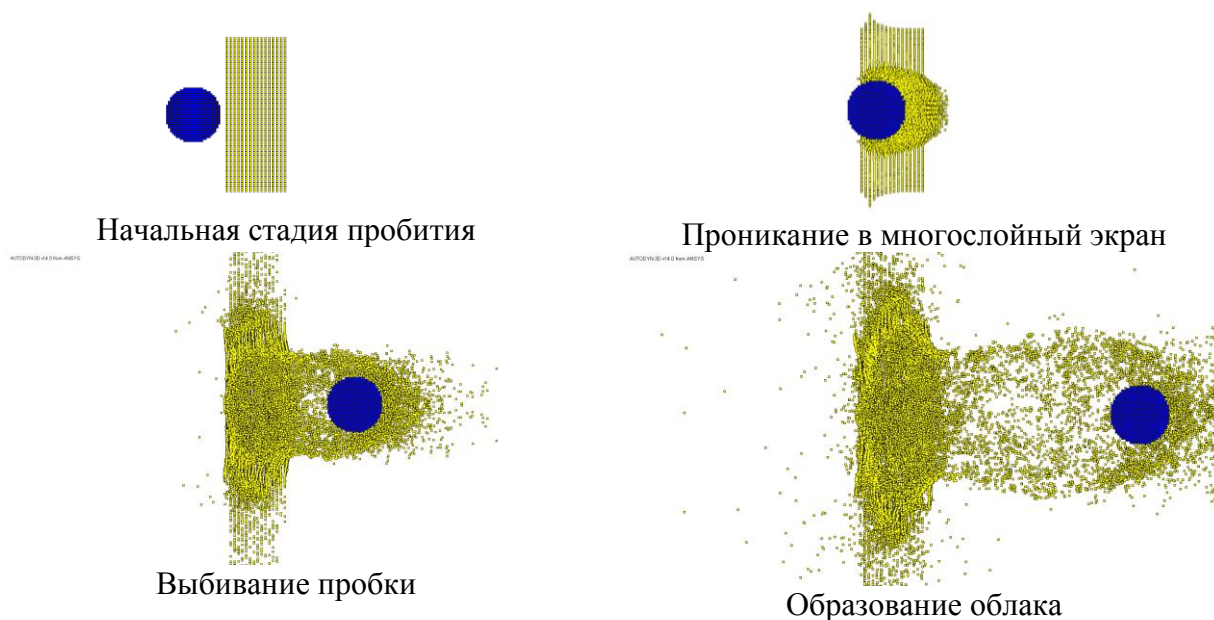


Рисунок 2.9 – Стадии процесса

Конечно-элементная модель

При расчете с использованием конечно-элементной модели тканевый экран моделировался однородным слоем толщиной 4 мм. Размер элемента сетки составляет 0,5 мм. Схема расчета представлена на рисунке 2.10.

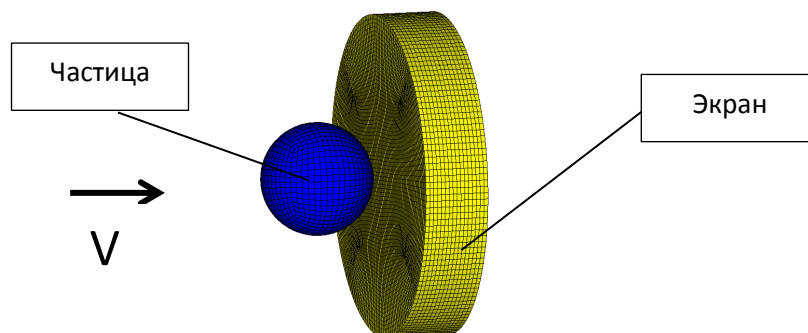


Рисунок 2.10 – Схема расчета

Результаты расчётов представлены на рисунке 2.11.

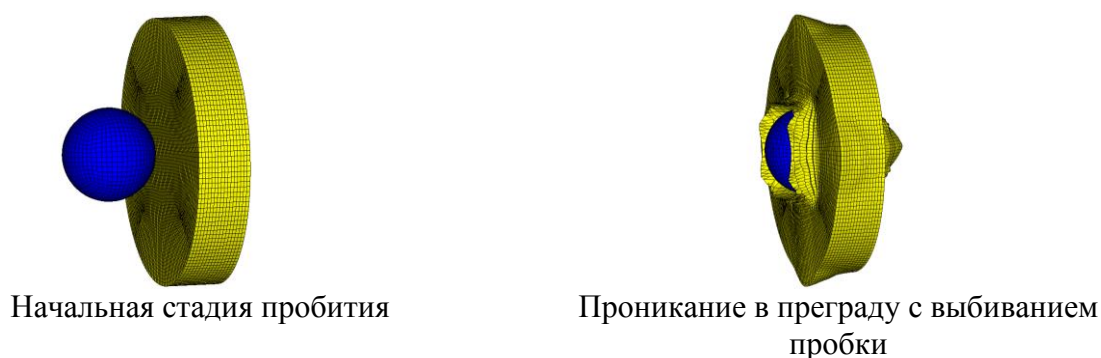


Рисунок 2.11 – Стадии процесса

Конечно-элементная модель с применением искусственной эрозии

Схема расчета аналогична. Искусственная эрозия для ткани основана на геометрической деформации, ячейка сливается с соседней при условии деформации ячейки на 20%. Результаты расчётов наглядно представлены на рисунке 2.12.



Рисунок 2.12 – Стадии процесса

В таблице 9 представлено сравнение результатов расчета и эксперимента для трех используемых численных моделей.

Таблица 9 – Сравнение расчета и эксперимента с использованием метода SPH, конечно-элементной модели и конечно-элементной модели с эрозией

Параметры	Значения		
	Метод SPH		
Метод			
№ эксперимента	1	2	3
Скорость после пробоя (эксперимент), м/с	930	704	560
Скорость после пробоя (расчет), м/с	838	645	536
Погрешность	9,8%	8,3%	4,2%
Средняя погрешность метода	7,5%		
Метод	Конечно-элементная модель		
Скорость после пробоя (эксперимент), м/с	930	704	560
Скорость после пробоя (расчет), м/с	876	682	567
Погрешность	5,8%	3,1%	1,3%
Средняя погрешность метода	2,6%		
Метод	Конечно-элементная модель с эрозией		
Скорость после пробоя (эксперимент), м/с	930	704	560
Скорость после пробоя (расчет), м/с	950	750	632
Погрешность	2,2%	6,5%	12,6%
Средняя погрешность метода	7,2%		

Погрешность расчета и эксперимента при всех рассмотренных методах не превышает 10%, что может считаться удовлетворительным при практическом использовании. Наименьшую погрешность (2,6 %) имеет метод расчета с использованием конечно-элементной модели (метод Лагранжа).

Использованная расчетная модель материала преграды и методы расчета в программном комплексе ANSYS/AUTODYN позволяют с достаточно высокой точностью моделировать процесс пробоя, прогнозировать условия удара, обеспечивающие непробой фрагмента при испытаниях на баллистических установках, сократить количество необходимых экспериментов и получить хорошее соответствие качественной и количественной картины процесса пробоя элементов экранной защиты. Методики можно использовать для предиспытательных расчетов при

экспериментальной отработке встроенной защиты трансформируемого модуля на воздействие метеороидной среды.

2.4 Расчёт воздействия ударов частиц по многослойной стенке трансформируемого модуля

В данном разделе приводятся результаты расчета многослойной стенки трансформируемого модуля со встроенной экранной защитой и дано сравнение экспериментальных и расчётных результатов.

Предыспытательное расчетное моделирование, проведенное для условий соударения, соответствующих требованиям [34] (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 в двумерной и трехмерной постановках. Расчетные характеристики ткани СВМ приведены в таблице 4. Свойства ППУ приведены в таблице 5.

2.4.1 Постиспытательное численное моделирование в двумерной постановке

Расчет производился с использованием лицензионного программного комплекса ANSYS/AUTODYN комбинированным методом, реализующим методы SPH и ALE [113]. Для материалов ткани и частицы использовался метод SPH, для материала пенополиуретана (ППУ) – метод ALE. Постановка задачи двумерная, осесимметричная. Размер ячейки – 0,5 мм (всего в расчетную схему закладывалось 12356 ячеек).

На рисунке 2.13 показана расчетная схема четырехэкранный защиты. Структура и состав преграды приведены в таблице 1.

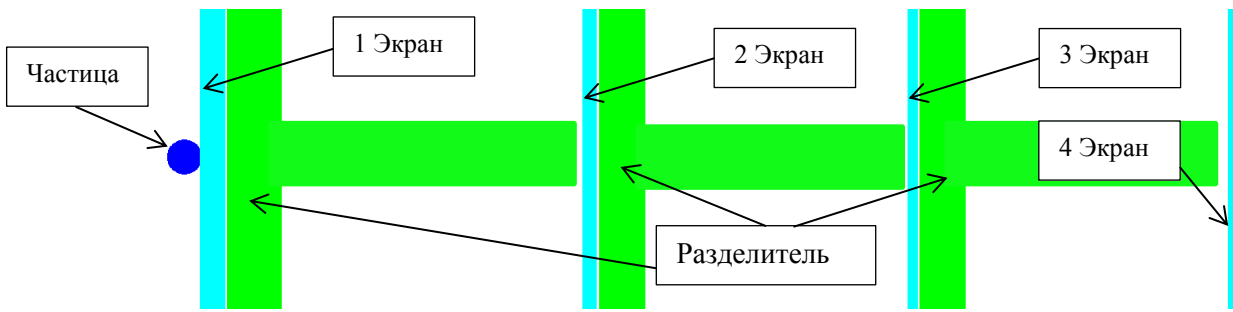


Рисунок 2.13 – Расчетная схема

На рисунке 2.14 показаны последовательные стадии процесса пробивания многослойной преграды. Синим цветом обозначена частица, голубым – слои ткани. Для наглядности в изображениях картины протекания процесса присутствует только материал ткани и материала ударника.

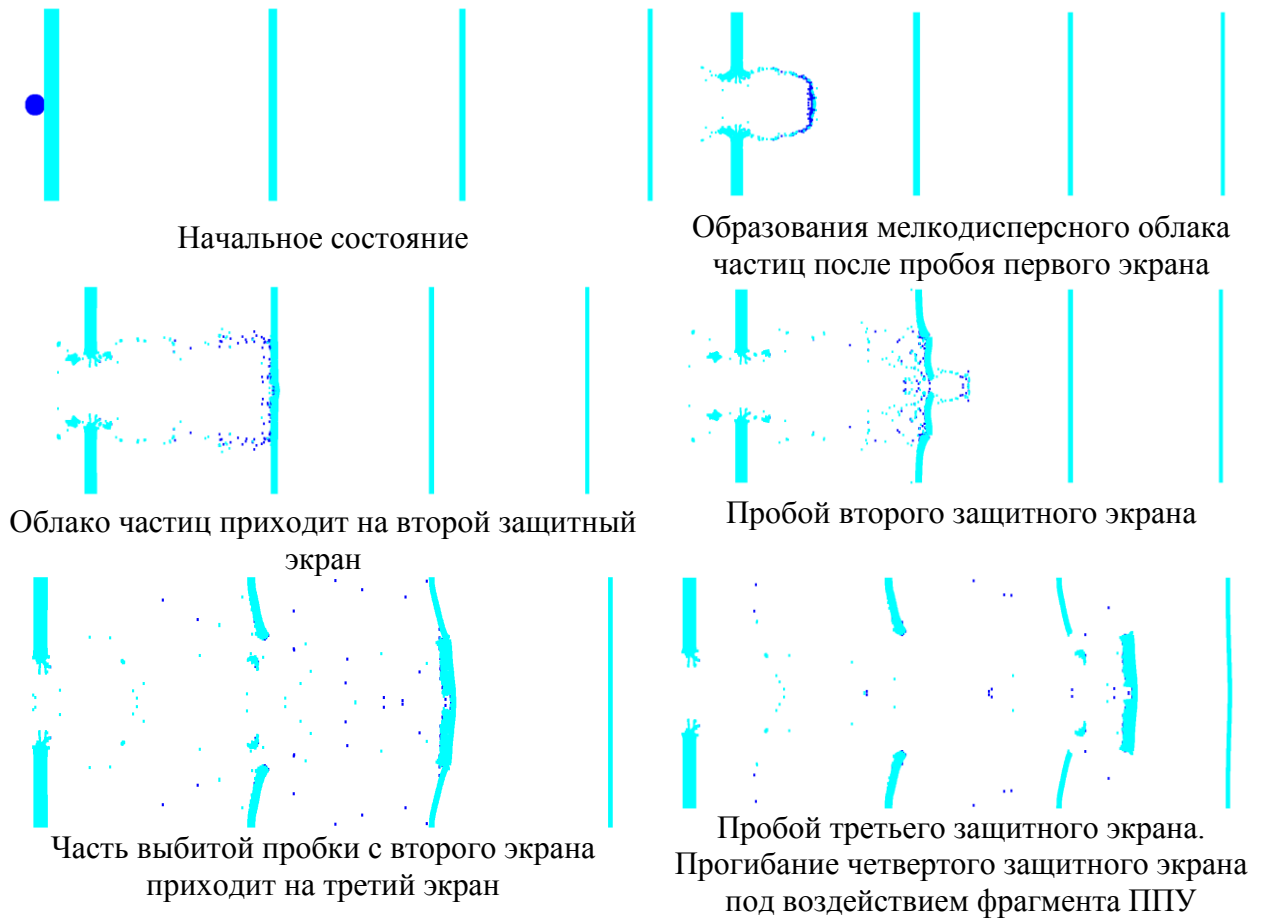


Рисунок 2.14 – Стадии пробоя экранной защиты.

2.4.2 Постиспытательное численное моделирование в трехмерной постановке

Расчет производился в трехмерной постановке с использованием лицензионного программного комплекса ANSYS/AUTODYN с использованием метода SPH. Размер ячейки – 0,5 мм (всего в расчетную схему закладывалось около 400000 ячеек). Особенностью данного расчета является последовательное добавление SPH-частиц в расчетную область по мере распространения в ней возмущений для ускорения счета. На рисунке 2.15 представлена расчетная схема в исходной конфигурации.

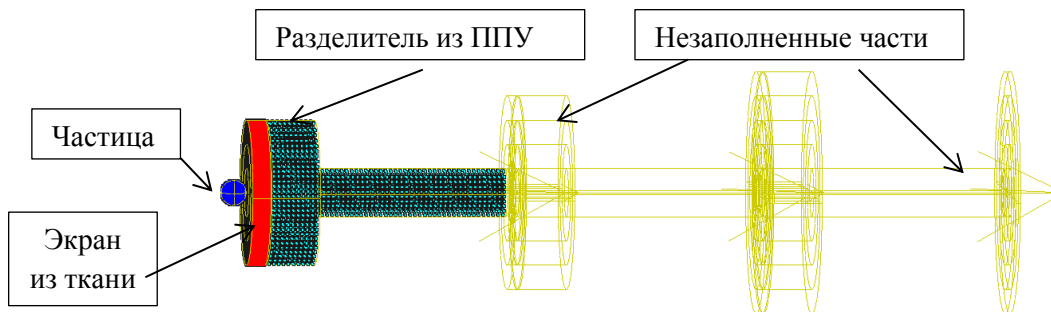


Рисунок 2.15 – Схема расчета

На графике (рисунок 2.16) показано изменение кинетической энергии материала частицы при ударном воздействии на преграду, а на рисунке 2.17 – стадии протекания процесса.

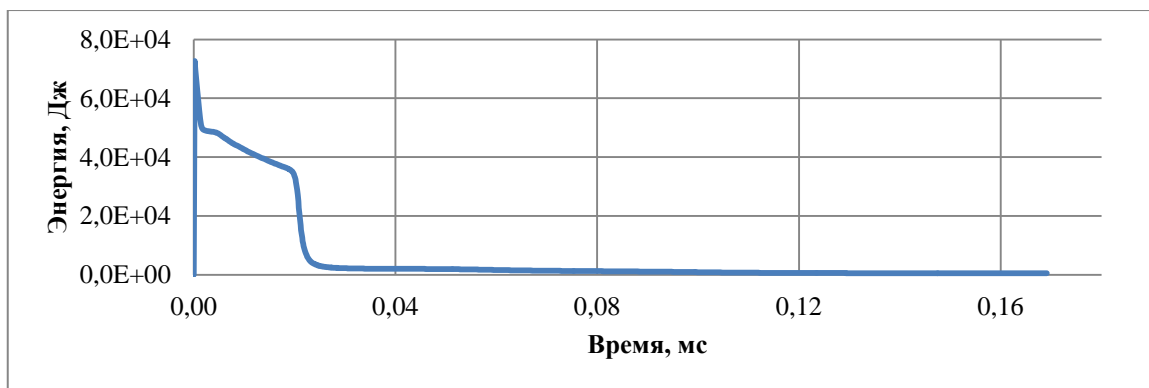
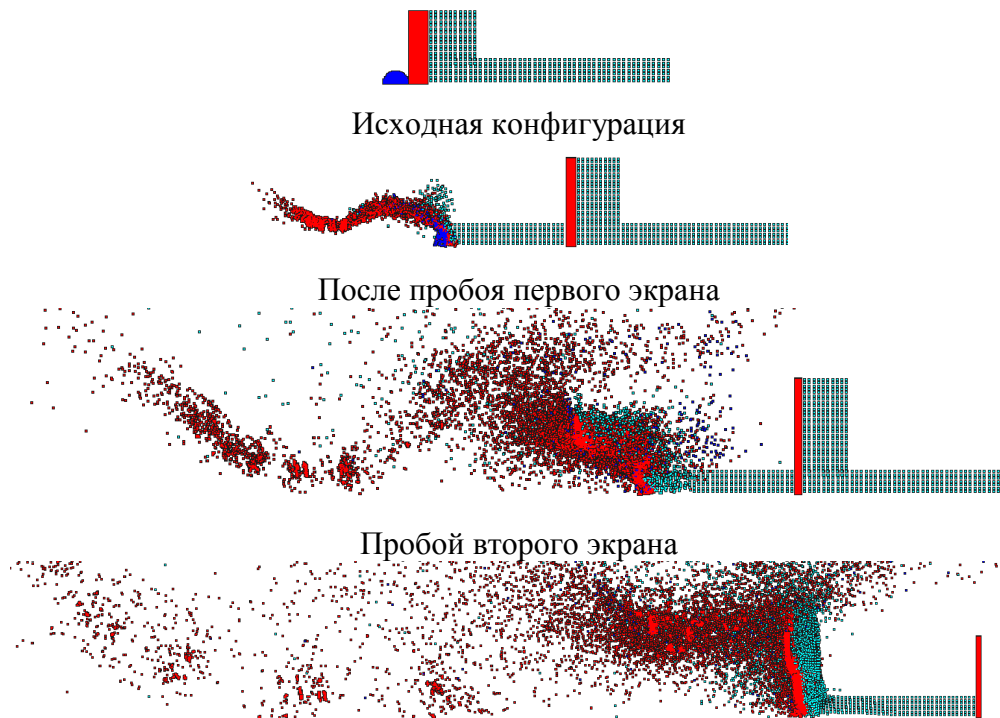


Рисунок 2.16 – Изменение кинетической энергии частицы при пробивании преграды



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

Рисунок 2.17 – Стадии процесса воздействия частицы на конструкцию экранной защиты

Результаты расчёта и сравнение с данными эксперимента представлены в таблице 10. Результаты моделирования процессов в двумерной и трехмерной постановке качественно согласуются: в обоих случаях наблюдается непробой четвертой стенки, совмещенной с гермооболочкой. Однако трехмерный расчет с использованием метода SPH показывает более реальную картину, особенно в разрушении разлета ППУ.

Таблица 10 – Сравнение результатов эксперимента и расчета воздействия ударов частиц на многослойную стенку трансформируемого модуля с встроенной экранной защитой

Параметры частицы и стенки защиты	Эксперимент	Расчет 2D (метод SPH+ALE)	Расчет 3D (метод SPH)
Скорость	6,76 км/с	6,76 км/с	6,76 км/с
Диаметр частицы	10,3 мм	10,3 мм	10,3 мм
Первый защитный экран (ЭВТИ, 15 слоев ткани) Первый разделитель ППУ	Пробоина; двх, ~ 20 мм; двых, ~ 40 мм Пробоина d ~ 50 мм с разрывами, черный нагар	Пробоина d 33,2 мм	Пробоина d 20,2 мм
Второй защитный экран (8 слоев ткани) Второй разделитель ППУ	Пробоина: 1 слой d ~ 55 мм; (d на свету ~ 25 мм) Пробоина – 70x50 мм с рядом разрывов. Черный нагар	Пробоина d 52,2 мм с разрывом	Пробоина d 54,6 мм
Третий защитный экран (5 слоев ткани) Третий разделитель ППУ	Поле малых пробоин на d ~ 70 мм. Черный нагар. Пробоина ~ 50x20 мм с рядом разрывов	Пробоина d 50,8 мм с разрывом	Пробоина d 61,0 мм
Четвёртый защитный экран (4 слоя ткани, 1 слой ткани, 1 слой лента СВМ, 1 слой ткани)	Микропробой трех из четырёх слоев экрана; на 1-м слое – поле темного нагара d ~ 150 мм. Частицы	Непробой. Небольшой прогиб от ППУ.	Не пробой.

Принятые расчетные схемы и методы расчета в программном комплексе ANSYS/AUTODYN позволяют с достаточно высокой точностью моделировать процесс пробоя. Согласование расчета с экспериментом происходит везде, кроме третьего защитного экрана; возможно, это связано с недостаточно точными прочностными свойствами ППУ.

Расчетное предвыпытательное моделирование позволяет прогнозировать условия удара, обеспечивающие непробой фрагмента и при испытаниях на баллистических установках сократить количество необходимых экспериментов. Это имеет большое практическое значение ввиду высокой трудоемкости и стоимости экспериментов на легкогазовых установках.

2.5 Исследование энергетических характеристик облака продуктов разрушения частиц на встроенной защите трансформируемого модуля

Действие многослойной встроенной защиты основано на постепенном ослаблении воздействия частицы и облака продуктов ее разрушения на стенку гермооболочки по мере пробивания многослойной защиты. Поэтому степень уменьшения кинетической энергии облака по мере развития процесса является показательной характеристикой встроенной защиты. Очевидно, что чем быстрее падает энергия облака, тем эффективнее защита. Проведено исследование энергетических характеристик облака для поиска рациональной конструкции макета трансформируемой защиты и разработке рекомендаций по выбору расстояний между экранами и оптимальных толщин лицевого и промежуточных экранов. Исследование производилось с использованием бессточного метода SPH в лицензионном программном комплексе ANSYS/AUTODYN.

Рассматривается типовая конфигурация многослойной встроенной экранной защиты. Рассматривался удар частицы из Д-16 диаметром 10 мм со скоростью 7000 м/с. Преграда представляла собой многослойный пакет из четырех слоёв кевлара, разнесённых на одинаковое расстояние пенополиуретановыми слоями. Расчёты проводились для упрощённой схемы макета стенки модуля без разделителей из ППУ. Параметры защиты представлены в таблице 11.

Таблица 11 – Схема многослойной тканевой экранной защиты без ППУ

Экраны и разделители	Число однотипных слоев	Толщина материала слоя, мм	Толщина группы однотипных слоев, мм	Поверхностная плотность слоя, кг/м ²	Поверхностная плотность группы слоев, кг/м ²
Экран 1	33	0,3	9,9	0,2	6,6
Экран 2	25	0,3	7,5	0,2	5,0
Экран 3	22	0,3	6,6	0,2	4,4
Экран 4	6	0,3	1,8	0,2	1,2

Рассматривалась следующая конструкция (рисунок 2.18): сферический ударник диаметром 10 мм из сплава Д-16 (таблица 7) и система разнесенных экранов из кевларовой ткани (таблица 4). В процессе расчетов изменялось либо расстояние между экранами, либо толщина экранов.

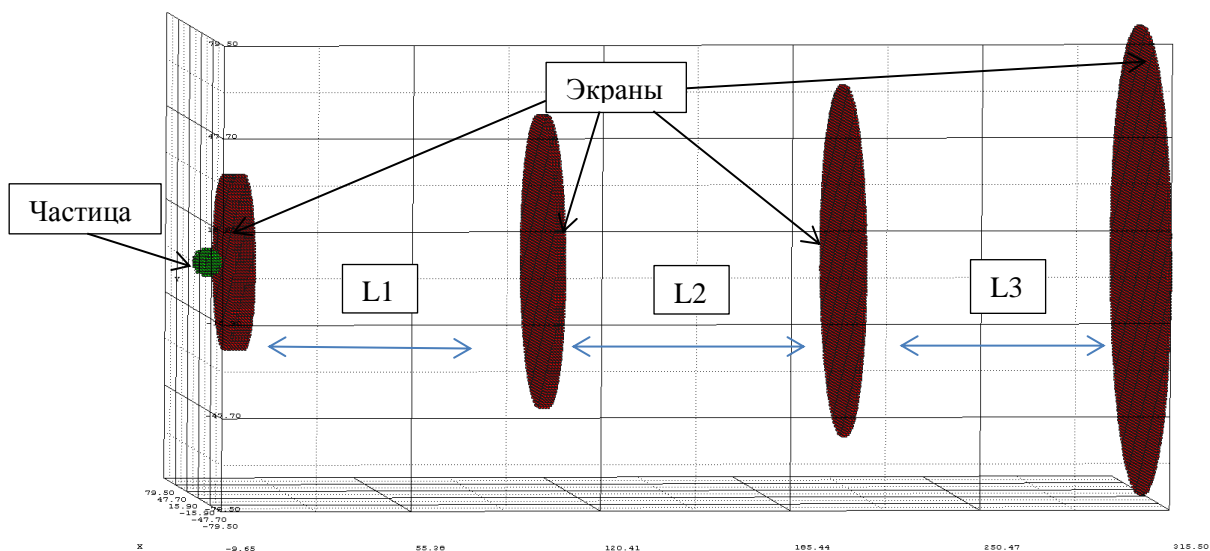


Рисунок 2.18 – Схема расчета

Размер SPH-частицы для ударника и стенок составляет 0,5 мм. Таким образом, при заданных геометрических размерах ударник и стенки содержат 400–900 тысяч частиц.

2.5.1 Влияние расстояния между экранами на энергетические характеристики облака

Базовая схема расчета представлена на рисунке 2.19. Наружные стенки конструкции фиксированы, а положение внутренних изменяется от варианта к варианту.

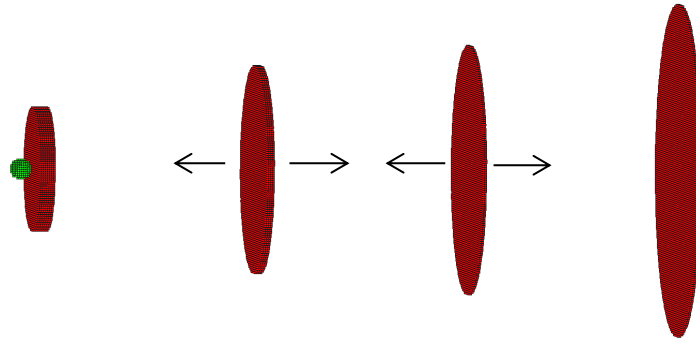


Рисунок 2.19 – Базовая схема расчета

Расчеты проведены для 9 вариантов положения подвижных стенок на основе базовой модели. В таблице 12 указаны расстояния $L1$ и $L3$ по оси X для первой и второй подвижных стенок, а также схематичные изображения конструкций защиты при данных координатах.

Таблица 12 – Варианты конструкции экранной защиты

$L1$, мм	$L3$, мм		
	150	100	50
50	1 	2 	3
	4 	5 	6
	7 	8 	9

На рисунке 2.20 приведены растровые изображения стадий пробития рассмотренной конструкции.

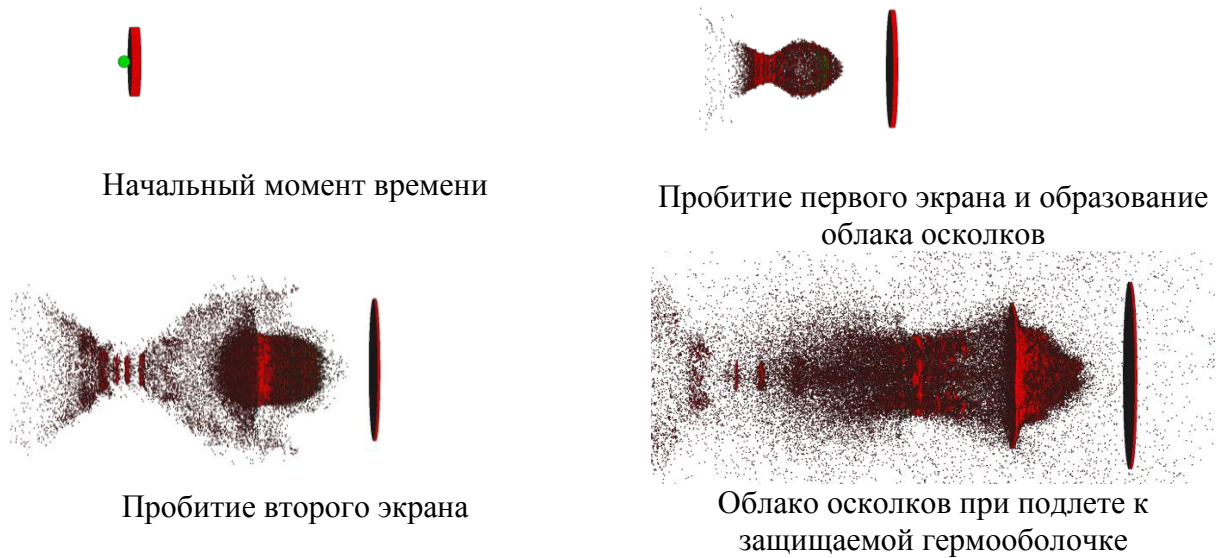


Рисунок 2.20 – Бомбардировка ударником базовой конструкции экранной защиты

График зависимости суммарной кинетической энергии облака частиц ударника от времени приведен на рисунке 2.21. Линиям разных цветов соответствуют различные варианты компоновки экранной защиты (таблица 12).

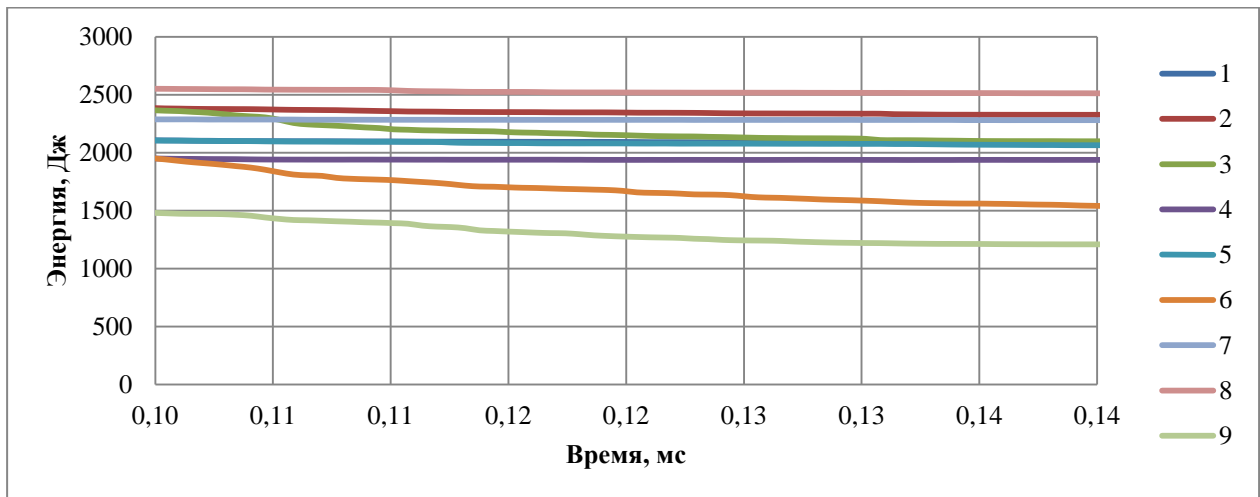


Рисунок 2.21 – График изменения суммарной кинетической энергии облака частиц ударника от времени

Видно, что в течение некоторого начального времени кинетическая энергия ударника резко падает. Как правило, это связано с его соударением с экранами. На рисунке 2.22 представлена диаграмма суммарной кинетической энергии облака частиц ударника на подлете к защищаемой гермооболочке при различных вариантах расположения защитных слоев.

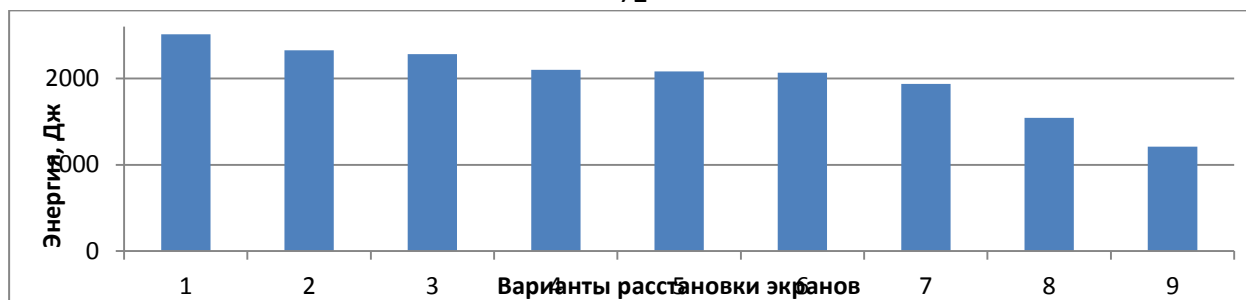


Рисунок 2.22 – Диаграмма суммарной кинетической энергии облака частиц ударника при подлете к защищаемой гермооболочке

Анализируя диаграмму энергии, можно сделать вывод, что наиболее эффективной является конструкция экранной защиты № 9, так как при такой компоновке кинетическая энергия облака, достигающего защищаемой стенки, по сравнению с базовой схемой на 41,5 % меньше. Это показывает, что эквидистантные схемы расстановки экранов не оптимальны, тогда как выявленная схема расстановки экранов из № 9 почти вдвое снижает энергию воздействия на защищаемую стенку.

2.5.2 Влияние толщин слоев защиты на энергетические характеристики облака

Рассматривалась система равномерно разнесенных экранов с изменяемым количеством слоев ткани в экранах при постоянной суммарной массе на единицу поверхности (32 слоя ткани). Экран 4 из 4-х слоев ткани не учитывался в расчете, так он непосредственно примыкает к гермооболочке. Для выбора наилучшего распределения массы по слоям рассмотрены 10 вариантов распределения слоев ткани по экранам многослойной защиты (таблица 13).

Таблица 13 – Варианты конструкций защиты при изменении количества слоев ткани в экранах 1, 2 и 3

Схема	Количество слоев ткани в 1 экране	Количество слоев ткани в 2 экране	Количество слоев ткани в 3 экране
1	16	8	4
2	16	4	8
3	20	4	4
4	12	8	8
5	12	4	12
6	12	12	4
7	8	12	8
8	8	8	12
9	8	4	16
10	8	16	4

Приведены растровые изображения для схем № 3 и № 7 (рисунки 2.23 и 2.24 соответственно). В схеме № 3 реализовалось самая высокая энергия облака на подлете к защищаемой стенке, а в схеме № 7 – самая низкая из рассмотренных вариантов.

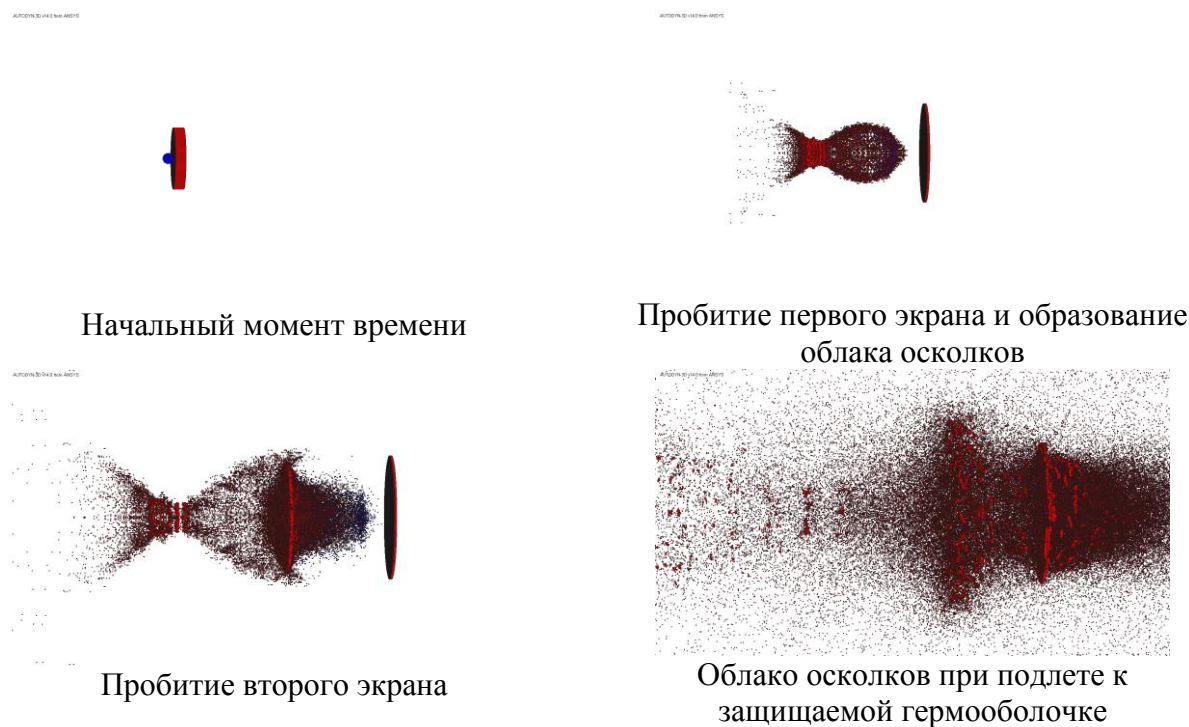


Рисунок 2.23 – Бомбардировка ударником конструкции экранной защиты для схемы № 3

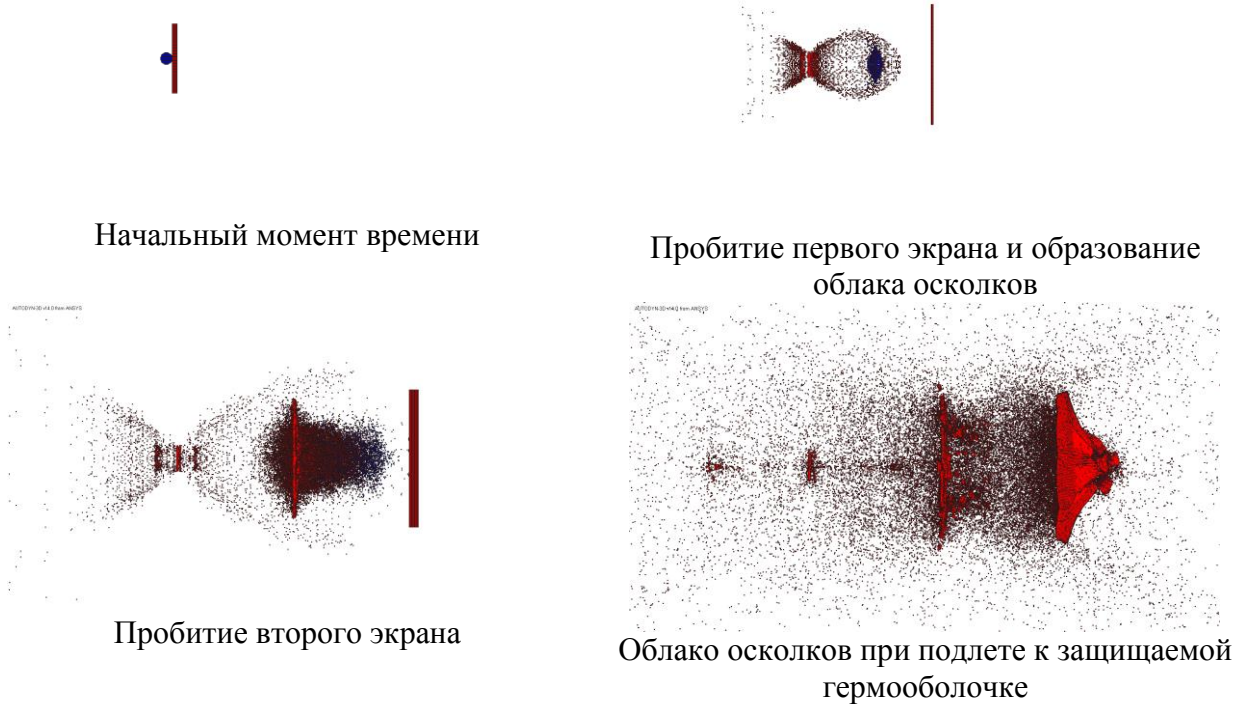


Рисунок 2.24 – Бомбардировка ударником конструкции экранной защиты для схемы № 9

Построен график зависимости суммарной кинетической энергии облака частиц ударника от времени, изображенный на рисунке 2.25. Линиям разных цветов соответствуют различные варианты компоновки экранной защиты (таблица 13).

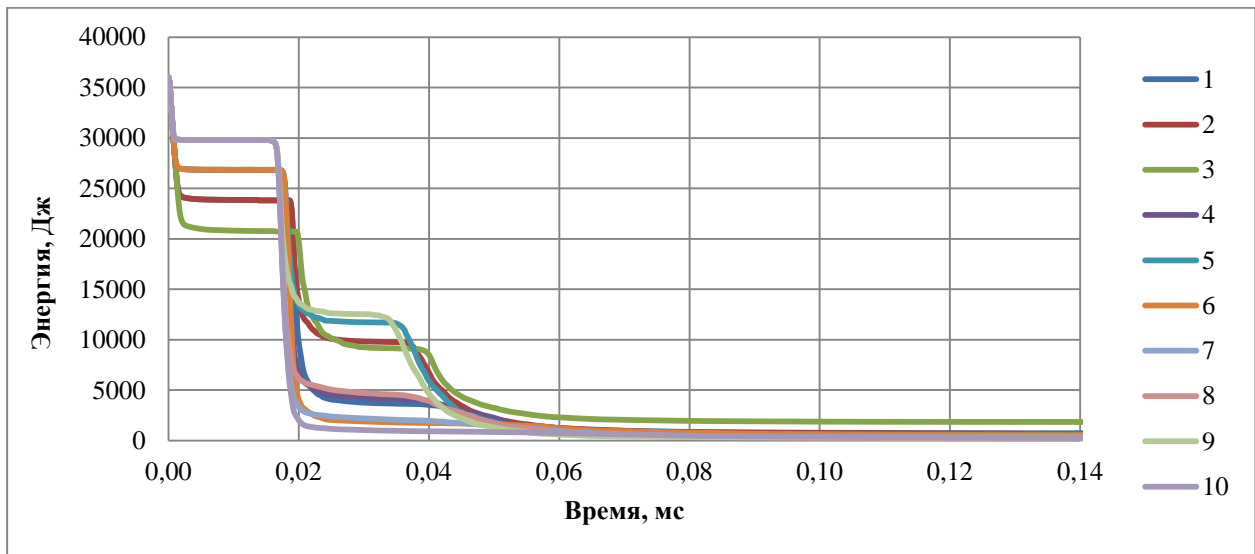


Рисунок 2.25 – График изменения суммарной кинетической энергии облака частиц ударника от времени

На рисунке 2.26 представлена диаграмма суммарной кинетической энергии облака частиц ударника на подлете к защищаемой гермооболочке при различных вариантах расположения защитных слоев.

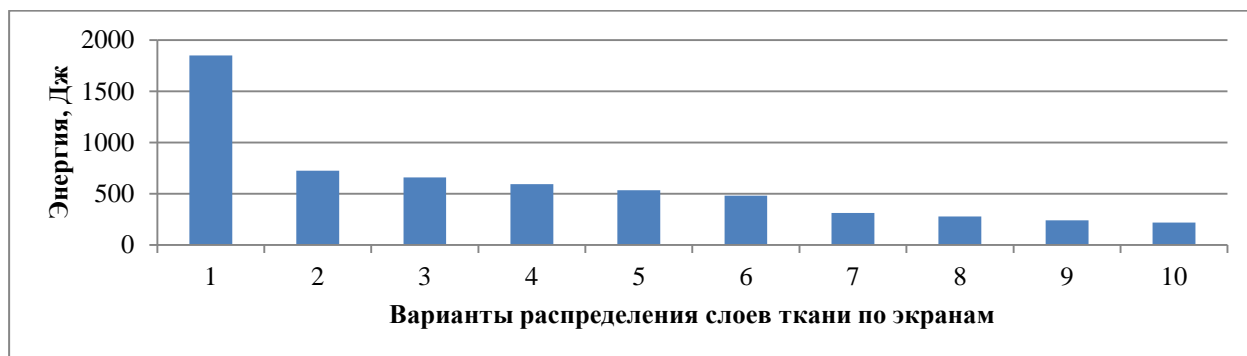


Рисунок 2.26 – Диаграмма суммарной кинетической энергии облака частиц ударника при подлете к защищаемой стенке

Анализируя диаграмму (рисунок 2.26), можно сделать вывод, что базовая схема (расчетный случай № 3) оказывается одной из самых неэффективных. Наиболее эффективной является схема конструкции экранной защиты № 7 со следующим распределением слоев ткани (таблица 13): 1 экран – 8 слоев, 2 экран – 12 слоев, 3 экран – 8 слоев, скорость частицы на 88,2% ниже, чем у базовой схемы.

2.5.3 Рекомендации по выбору структуры слоев встроенной противоударной защиты для гермооболочек перспективных трансформируемых модулей орбитальных станций

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

2. 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.

2.6 Результаты расчета прочности защищаемой стенки газодержащей гермооболочки трансформируемого модуля

В данном разделе приводятся результаты расчета прочности защищаемой стенки газодержащей гермооболочки трансформируемого модуля.

Примем допущение, что радиус b распределения импульса равен радиусу прогиба мембраны a .

Исходные данные:

- импульс, приведенный к площади $I_0=590 \text{ Па}\cdot\text{с}$;
- радиус прогиба мембраны $a=0,075 \text{ м}$;
- радиус распределения импульса $b=0,075 \text{ м}$;
- толщина эквивалентной однослойной оболочки $h=5 \text{ мм}$;
- эквивалентный модуль упругости $E=7,9\cdot 10^{10} \text{ Па}$;
- радиус модуля $R=2,5 \text{ м}$;
- давление в модуле $P=10^5 \text{ Па}$.

Подставив исходные данные в (2.5), получим напряжения в мембране (рисунок 2.27). Заметим, что окружные напряжения в периферийной части нагруженной области являются сжимающими. Это означает, что в этой области возможно сморщивание мембраны вследствие местной потери устойчивости. Этот эффект был отмечен и исследован В.И. Феодосьевым.

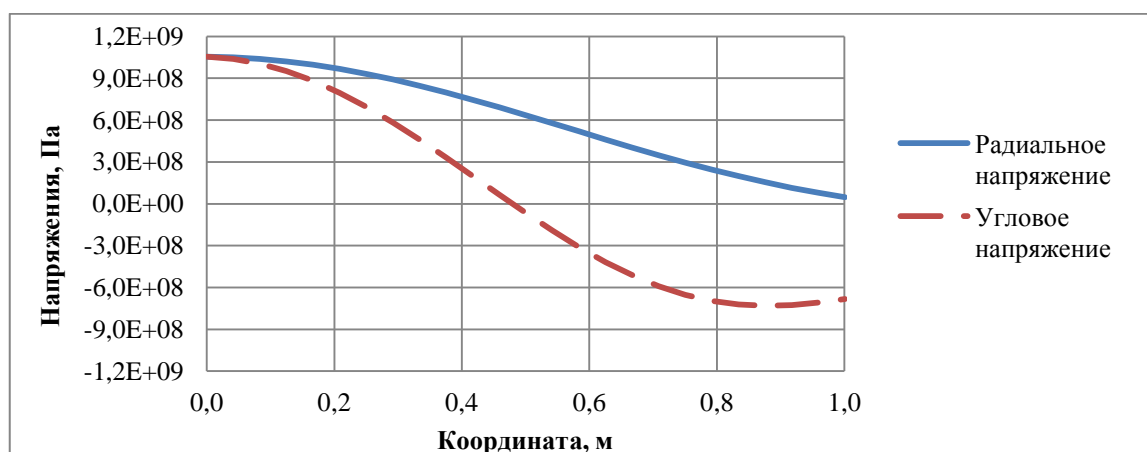


Рисунок 2.27 – Напряжения в мембране

Деформации в мембране представлены на рисунке 2.28.

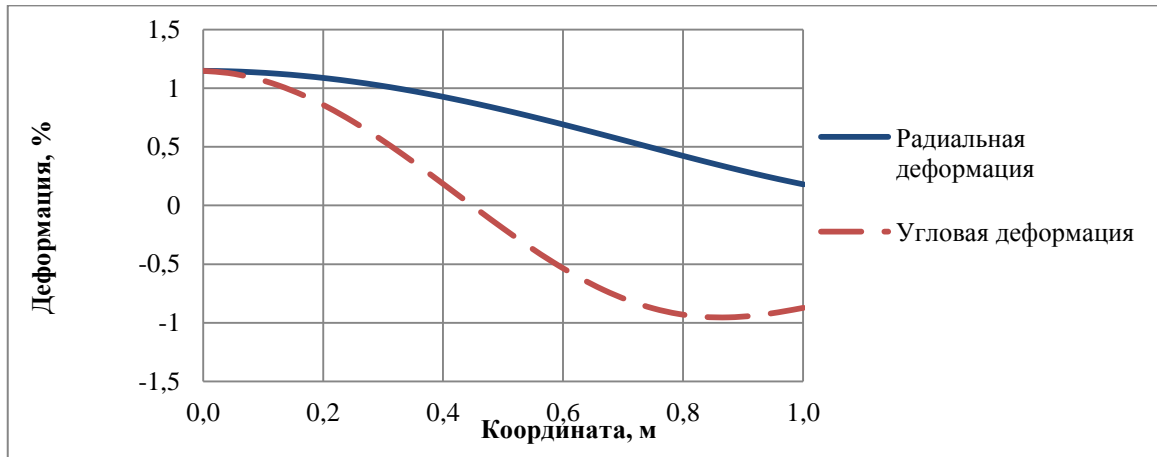
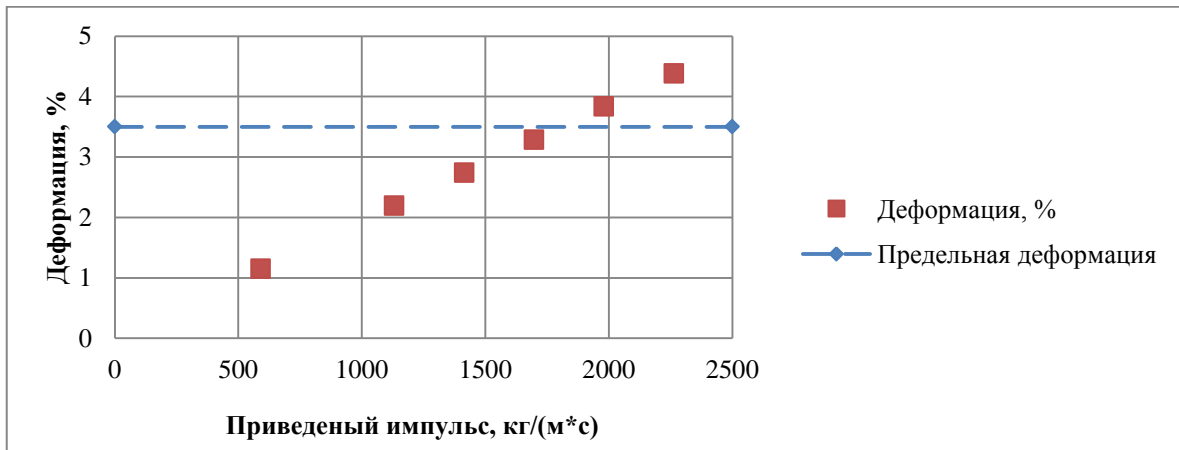


Рисунок 2.28 – Деформации в мембране

Получим график максимальной деформации в мембране от начального приведенного импульса и сравним с предельной деформацией для арамидных волокон ткани СВМ (рисунок 2.29).

Рисунок 2.29 – Максимальная деформация в мембране от начального приведенного импульса $\varepsilon_{\max}(I_0)$

Предел прочности для арамидных волокон ткани СВМ составляет 4 ГПа (таблица 4), соответственно коэффициент запаса для рассмотренного вида нагрузок (2.14) равен 3,79.

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.

ГЛАВА 3 МЕТОД ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЧНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЗРЫВНОГО МЕТАТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА

В данной главе представлены результаты разработки метода экспериментального исследования прочности с использованием взрывного метательного устройства (ВМУ) для отработки прочности защитных экранов космических аппаратов. Исследовано влияние конструктивных параметров устройства на скорость и характер метаемого элемента. Учитывая технологические условия производства устройства, выбраны те конструктивные параметры, которые могут варьироваться в процессе серийного производства устройства в практически необходимом количестве. Исследовано влияние следующих конструктивных параметров: материал формователя, тип ВВ, способ инициирования (точечный, кольцевой), диаметр кольца инициирования, диаметр кумулятивной выемки в формователе, длина цилиндрической части кумулятивной выемки, габаритные размеры устройства, толщина формователя, толщина прокладки между зарядом ВВ и формователем. Представлены результаты расчетов вариантов отсечки низкоскоростной части струи [41, 42, 46].

Изложены результаты разработки инженерной методики расчета конструктивных параметров ВМУ, построенной на основе обработки систематических численных расчетов с использованием регрессионных моделей [43].

3.1 Постановка задачи и методика численного моделирования ВМУ

ВМУ (рисунок 3.1) представляет собой заряд взрывчатого вещества (ВВ), заключенный в стальном корпусе с биметаллическим формователем, имеющим кумулятивную выемку «полусфера-цилиндр». Инициирование происходит двумя способами: точечная детонация в центре и кольцевая детонация по внешней поверхности заряда. Ввиду сложности процесса формирования из кумулятивной струи компактной частицы, поиск

рациональной схемы ВМУ проводился в сочетании экспериментального исследования с численным моделированием процесса. Процесс моделировался на основе уравнений динамики сплошной среды с использованием программного комплекса ANSYS/AUTODYN [114, 105]. Свойства материалов (уравнение состояния и условия прочности и разрушения) подбирались, исходя из экспериментально известных данных [115]. Расчеты проводились в двумерной постановке, используя комбинацию эйлеровой и лагранжевой схемы. В эйлеровой области шириной 50 мм и длиной 80 мм задается взрывчатое вещество и материал формователя с выемкой «полусфера-цилиндр», в лагранжевой области – элементы устройства. Толщина корпуса (сталь) – 1,5 мм, длина – 50 мм. Эйлерова область состоит из 450 000 ячеек с размером ячейки 0,1x0,1 мм. Лагранжева область состоит из 7 500 ячеек с размером ячейки 0,1x0,1 мм.

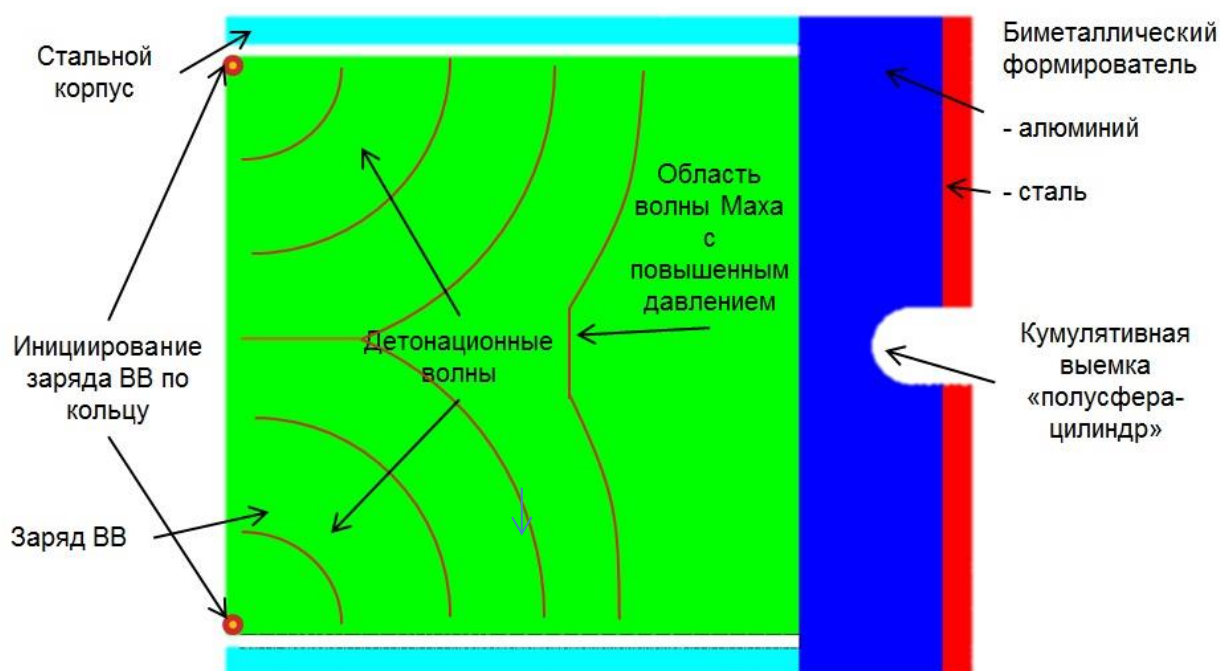


Рисунок 3.1 – Схема расчета ВМУ в Ansys Autodyn

Физическая модель металлических элементов устройства основывается на уравнении состояния

$$p = p_H + \Gamma p(e - e_H), \text{ где}$$

$$p_H = \frac{p_0 c_0^2 \mu (1 + \mu)}{[1 - (s - 1)\mu]^2};$$

$$e_H = \frac{1}{2} \frac{p_H}{p_0} \left(\frac{\mu}{1 + \mu} \right).$$

Коэффициенты определяются из экспериментальной ударной адиабаты в форме $U = c_0 + s \cdot u_p$.

Для описания пластического течения используется модель Стейнберга-Гуиана, учитывающая изменение модуля сдвига и предела текучести в процессе деформирования:

$$G = G_0 \left\{ 1 + \left(\frac{dG/dP}{G_0} \right) \frac{P}{\left(\frac{V_0}{V} \right)^{1/3}} + \left(\frac{dG/dP}{G_0} \right) (T - 300) \right\};$$

$$\sigma_Y = \sigma_{Y0} \left\{ 1 + \left(\frac{d\sigma_Y/dP}{G_0} \right) \frac{P}{\left(\frac{V_0}{V} \right)^{1/3}} + \left(\frac{d\sigma_Y/dP}{G_0} \right) (T - 300) \right\} (1 + \beta \varepsilon_e^{pl})$$

при условии, что, $\sigma_{Y0} (1 + \beta \varepsilon_e^{pl}) \leq \sigma_{YMAX}$.

Для взрывчатого вещества уравнение состояния представляется в форме Джонсона - Вилкинсона - Ли

$$p = A \left(1 - \frac{\omega}{R_1 V} \right) \exp(-R_1 V) + B \left(1 - \frac{\omega}{R_2 V} \right) \exp(-R_2 V) + \frac{\omega E}{V},$$

где A , B , R_1 , R_2 , ω – параметры модели, V – относительный объем, E – удельная внутренняя энергия.

На рисунке 3.2 представлены результаты оценки уязвимости расчетной схемы к размеру ячейки. В качестве критического параметра, характеризующего точность вычислений, выбрана скорость головной части струи.

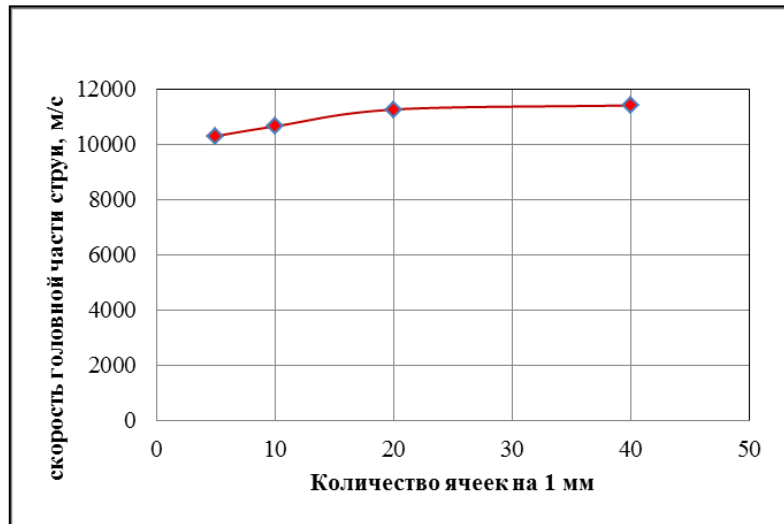


Рисунок 3.2 – Уязвимость расчетной схемы ВМУ к размеру ячейки

На основе результатов численного моделирования выбрана конструктивная схема и конструктивные параметры ВМУ для экспериментальной отработки

3.2 Исследование влияния конструктивных параметров ВМУ на скорость и характер метаемого элемента

Ниже последовательно изложены результаты исследования влияния конструктивных параметров ВМУ на характеристики метаемого элемента.

3.2.1 Влияние материала формователя с кумулятивной выемкой

Основной задачей дальнейших расчетов является выяснение условий, при которых кумулятивная струя имеет головную часть, все поперечные сечения которой имеют близкие значения продольной скорости (безградиентный участок). Наличие такого участка означает, что головная часть струи движется как единое целое, что обеспечивает ее сохранение в виде “капли”, которая и является той компактной частицей, которую требуется получить с помощью устройства. Вторая задача – нахождение способа отсечки от компактной части струи длинного “хвоста”, который мешает проведению испытаний конструкций, которые должны проводиться на воздействие компактных частиц.

Для подбора материала формователя производились расчеты для различных сплавов алюминия: АД-1, АМг-6, Д-16. Используемые в расчетах характеристики материалов приведены в таблицах 7 и 14.

Таблица 14 - Характеристики сплавов АМг-6 и АД-1 [107, 116]

Характеристика	Значение характеристики	
	АМг-6	АД-1
Материал	АМг-6	АД-1
Уравнение состояния	Ударная адиабата	Ударная адиабата
Плотность, г/см ³	2,640	2,710
Скорость звука, км/с	5,492	5,776
Параметр S	1,225	1,211
Модель прочности Штейнберга - Гуинана		
Модуль сдвига, кПа	$2,760 \cdot 10^7$	$2,710 \cdot 10^7$
Давление текучести, кПа	$2,900 \cdot 10^5$	$4,000 \cdot 10^4$
Максимальный предел текучести, кПа	$6,800 \cdot 10^5$	$4,800 \cdot 10^5$
Константа прочности	125	400
Показатель прочности	0,100	0,270
Производная dG/dP	1,800	1,767
Производная dG/dT, кПа/К	$-1,700 \cdot 10^4$	$-1,669 \cdot 10^4$
Производная dY/dP	$1,891 \cdot 10^{-2}$	$2,608 \cdot 10^{-3}$
Температура плавления, К	1220	1220

Безградиентный участок наиболее выражен при формователях из сплавов АД-1, АМг-6 (рисунок 3.3). При формователе из АД-1 скорость выше, однако, при АМг-6 лидирующий участок струи имеет форму, более приближенную к сферической (рисунок 3.4).

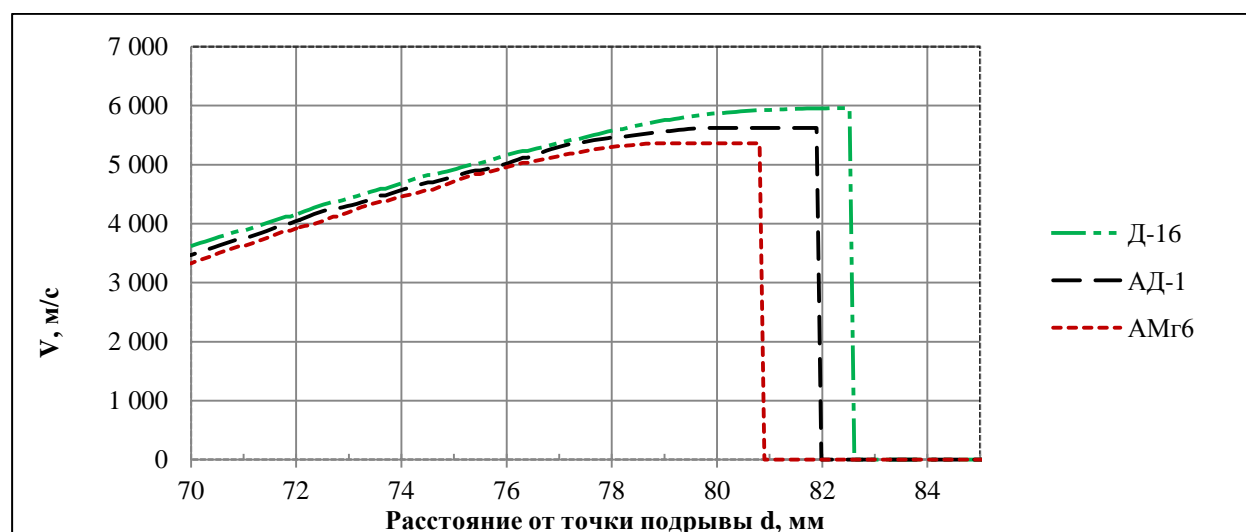


Рисунок 3.3 – Влияние материала формователя с выемкой на конечную скорость метания и образование безградиентного участка

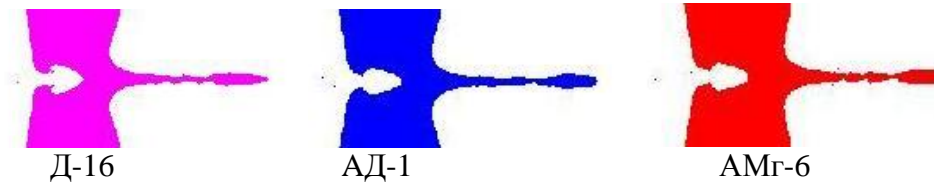


Рисунок 3.4 – Формирование головной части струи – частицы при использовании различных алюминиевых сплавов

3.2.2 Влияние типа ВВ

Рассматривались следующие взрывчатые материалы: EL 506-С, TNT, PBX 9404-03, НМХ, С4. Из графика распределения скоростей (рисунок 3.5) видно, что наибольшую скорость метания дают высокоплотные взрывчатые материалы НМХ и PBX 9404-03. Данные расчеты сделаны при оценке точечной схемы инициирования. Видно, что при использовании точечной схемы инициирования и взрывчатых материалов типа PBX 9404-03 достигается скорость метания компактного элемента порядка 7 км/с. Если использовать эффект маховского отражения волн, реализующегося при кольцевом инициировании заряда ВВ (подраздел 3.2.3), скорость метания элемента может предположительно достигнуть (8,5–9,0) км/с.

В таблице 15 приведены свойства взрывчатых материалов [117, 118].

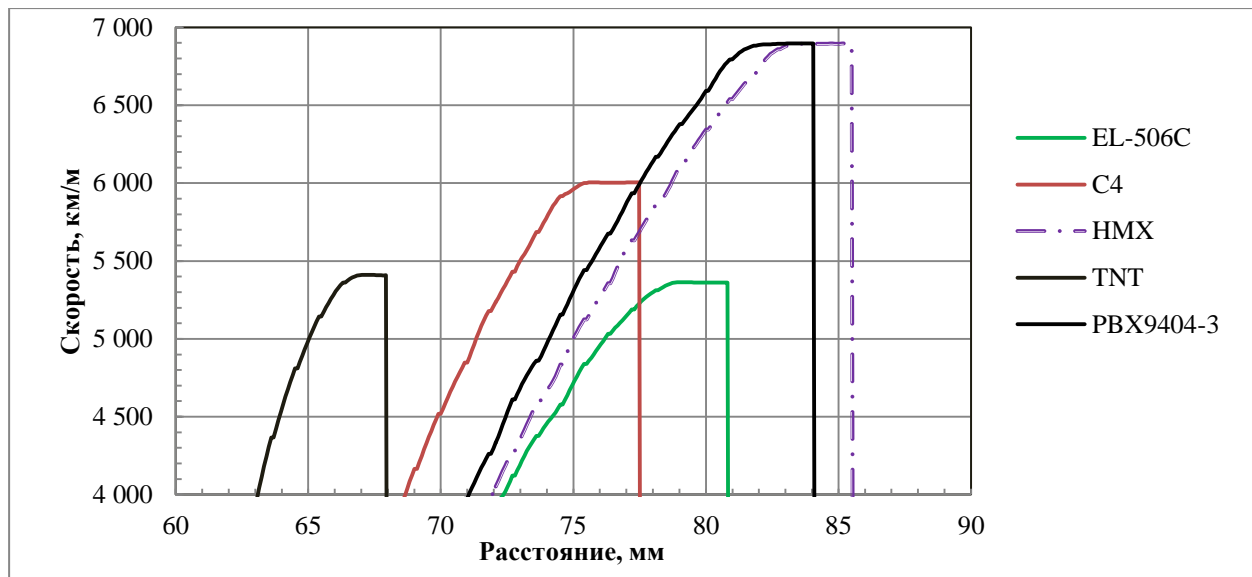


Рисунок 3.5 – Влияние типа ВВ на конечную скорость метания и образование безградиентного участка

Таблица 15 – Характеристики взрывчатых материалов: EL 506-С, TNT, PBX 9404-03, НМХ, С4

Характеристика	Значение характеристики				
	EL 506-C	C4	HMX	PBX 9404-03	TNT
Тип ВВ	EL 506-C	C4	HMX	PBX 9404-03	TNT
Уравнение состояния	JWL	JWL	JWL	JWL	JWL
Плотность, г/см ³	1,480	1,600	1,890	1,840	1,630
Параметр А, кПа	$3,490 \cdot 10^8$	$6,100 \cdot 10^8$	$7,780 \cdot 10^8$	$8,520 \cdot 10^8$	$3,740 \cdot 10^8$
Параметр В, кПа	$4,520 \cdot 10^6$	$1,300 \cdot 10^7$	$7,070 \cdot 10^6$	$1,800 \cdot 10^7$	$3,750 \cdot 10^6$
Параметр R1	4,100	4,500	4,200	4,600	4,150
Параметр R2	1,200	1,400	1,000	1,300	0,090
Параметр W	0,300	0,250	0,300	0,380	0,350
Скорость детонации Чепмена-Жуге, м/с	7000	8193	9110	8800	6930
Удельная энергия Чепмена-Жуге, кДж/м ³	$6,200 \cdot 10^6$	$9,000 \cdot 10^6$	$1,050 \cdot 10^7$	$1,020 \cdot 10^7$	$6,020 \cdot 10^6$
Давление Чепмена-Жуге, кПа	$1,950 \cdot 10^7$	$2,800 \cdot 10^7$	$4,200 \cdot 10^7$	$3,700 \cdot 10^7$	$2,100 \cdot 10^7$

3.2.3 Влияние способа инициирования заряда

Технология изготовления ВМУ позволяет применять два способа подрыва: в точке и по кольцу. В связи с этим произведена оценка влияния способа подрыва на параметры метаемой частицы. Для оценки влияния диаметра кольца инициирования на параметры метания проведено пять расчетов с диаметром инициирования подрыва соответственно: 0, 10, 20, 40, 47 мм (рисунок 3.6). Диаметры 0 мм и 47 мм соответствуют условиям эксперимента с точечным и кольцевым инициированием.

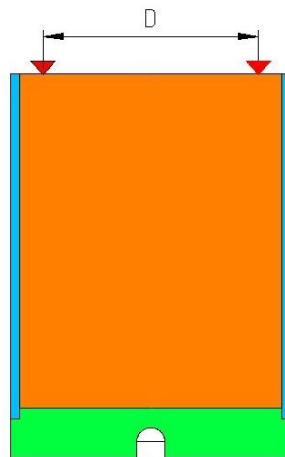


Рисунок 3.6 – Схема исследования влияния диаметра кольца подрыва на конечную скорость метания и образование безградиентного участка

Из графика (рисунок 3.7) видно, что при увлечении диаметра кольца инициирования от 0 (точечное инициирование) до 47 мм скорость метания возрастает с 3,7 км/с до 5,3 км/с. Увеличение скорости метания связано с

образованием маховского отражения детонационных волн. Чем больше расстояние между начальными точками образования ударных волн, тем больше давление в точке маховского отражения и, соответственно, больше конечная скорость метания струи. Так как диаметр плоскости ударной волны (мостика Маха), подходящей к формирователю с выемкой, (при маховском отражении – 47 мм и без него – 0 мм) перекрывает диаметр кумулятивной выемки, длина безградиентного участка остается неизменной. Также из графика видно, что при диаметре 20 и 40 мм длина безградиентного участка выше. При данном варианте инициировании больше материала выемки участвует в образовании компактного ударника, но с меньшей скоростью – (4,0–4,5) км/с. Это показывает, что изменением диаметра кольца можно достаточно точно управлять конечными параметрами метания компактного элемента. Результаты свидетельствуют также о наличии слабо выраженного оптимума по диаметру кольца подрыва заряда, что может быть использовано на практике.

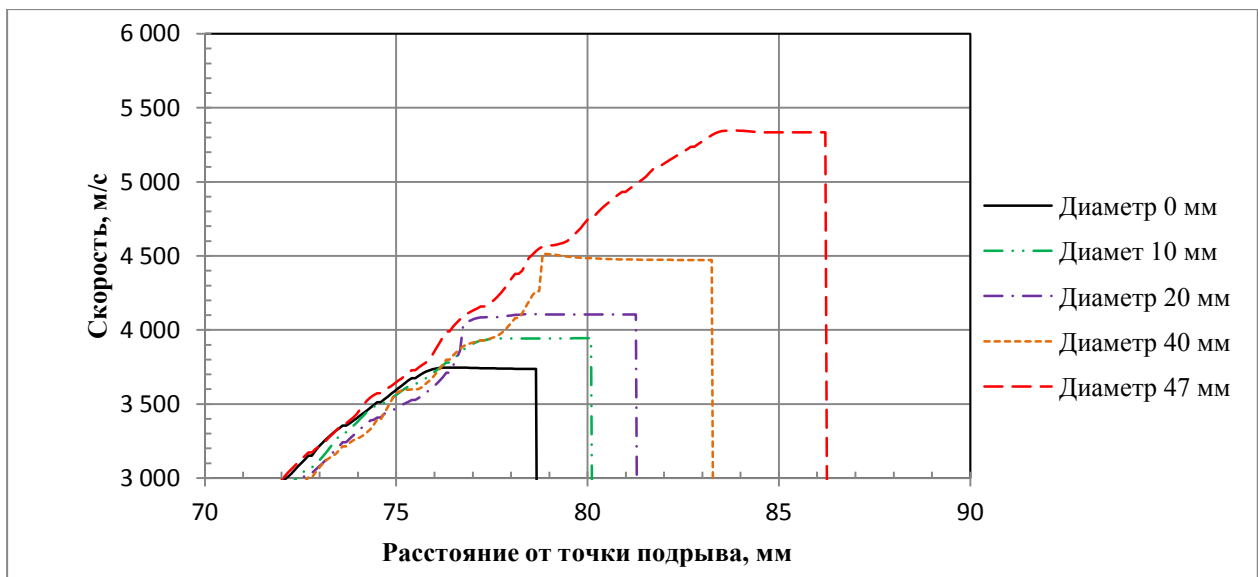


Рисунок 3.7 – Влияние диаметра кольца подрыва на конечную скорость метания и образование безградиентного участка

В программном комплексе ANSYS/AUTODYN проведено четыре расчета: действие заряда ВВ с кольцевым инициированием (режим нерегулярного отражения ударных волн и образования волны Маха) и с

точечным инициированием для двух вариантов уравнения состояния ВВ, которые заложены в комплексе ANSYS /AUTODYN:

- уравнение состояния JWL – описывает состояние и поведение продуктов детонации;
- уравнение состояния Lee-Tarver – описывает два состояния взрывчатых веществ (детонированные и не детонированные) [115].

Расчеты проводились в двумерной постановке. В области шириной 50 мм и длиной 150 мм задавалось взрывчатое вещество. Область состоит из 750 000 ячеек с размером ячейки 0,1 x 0,1 мм. На оси области в направлении действия ударной волны определены 150 реперных точек (датчиков) с шагом 1 мм для измерения давления на фронте ударной волны. На границах области поставлены условия бесконечного вытекания вещества (рисунок 3.8).



Рисунок 3.8 – Расчетная схема при исследовании способа инициирования

Максимальное значение давления в каждом датчике представляет собой давление во фронте ударной волны.

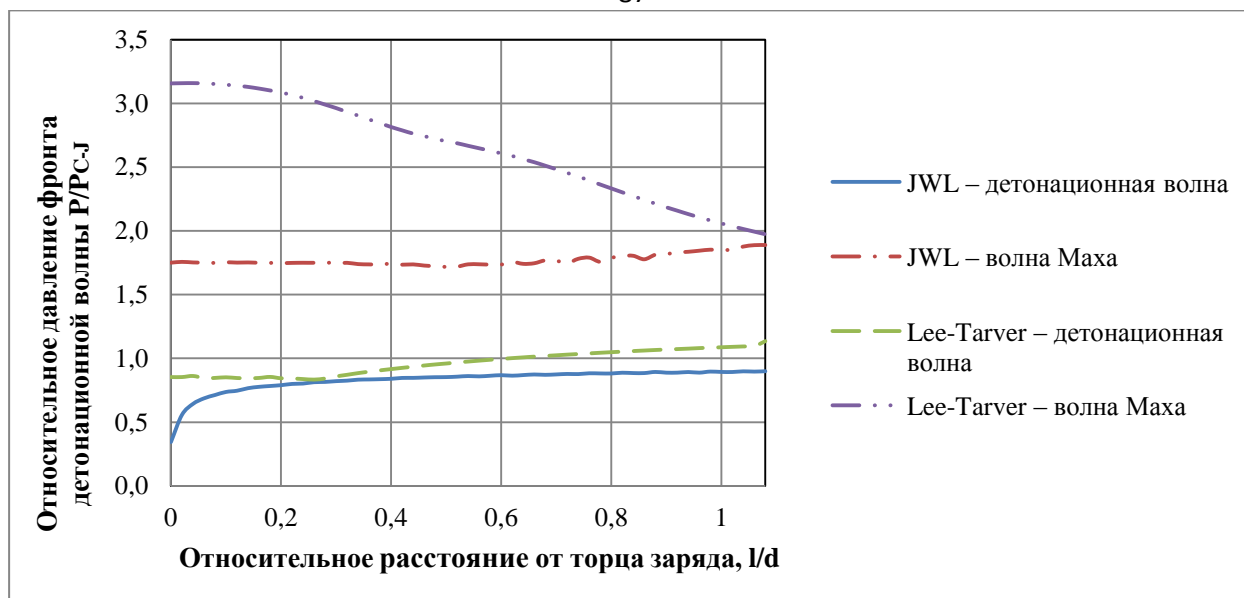


Рисунок 3.9 – Профиль ударной волны в заряде при различной постановке задачи

В случае точечного инициирования при выбранном соотношении длины и диаметра заряда реализуется режим образования детонационной волны. При детонации заряда ВВ давление в фронте волны на определенном расстоянии от точки подрыва достигает некоторого насыщения. В расчете (рисунок 3.9) это расстояние составляет 0,4 диаметра заряда. Возможно, это связано с эффектом активной массы заряда, то есть той части массы, которая передает энергию взрыва в нужном направлении [4]. При использовании уравнения состояния JWL и уравнения состояния Lee-Tarver для ВВ характер повышения давления во фронте детонационной волны по мере её продвижения по заряду примерно одинаков и стремится к давлению Чепмена-Жуге стационарной детонации.

При кольцевом инициировании при том же соотношении длины и диаметра заряда реализуется режим нерегулярного взаимодействия ударных волн с образованием волны Маха с повышенным давлением во фронте детонационной волны. На графике (рисунок 3.9) видно, что давление в начале заряда различается, но на расстоянии, равном диаметру заряда ВВ, оба графика сходятся к значению равному удвоенному давлению в точке Чепмена-Жуге.

На рисунках 3.10 и 3.11 показаны стадии процесса образования волны Маха в ВВ, полученные на основе уравнений состояния JWL и Lee-Tarver.

При использовании уравнения состояния Lee- Tarver (рисунок 3.11) видно образование полочки Маха на оси заряда по мере продвижения ударной волны, при этом при использовании уравнения состояния JWL (рисунок 3.10) подобная полочка отсутствует.

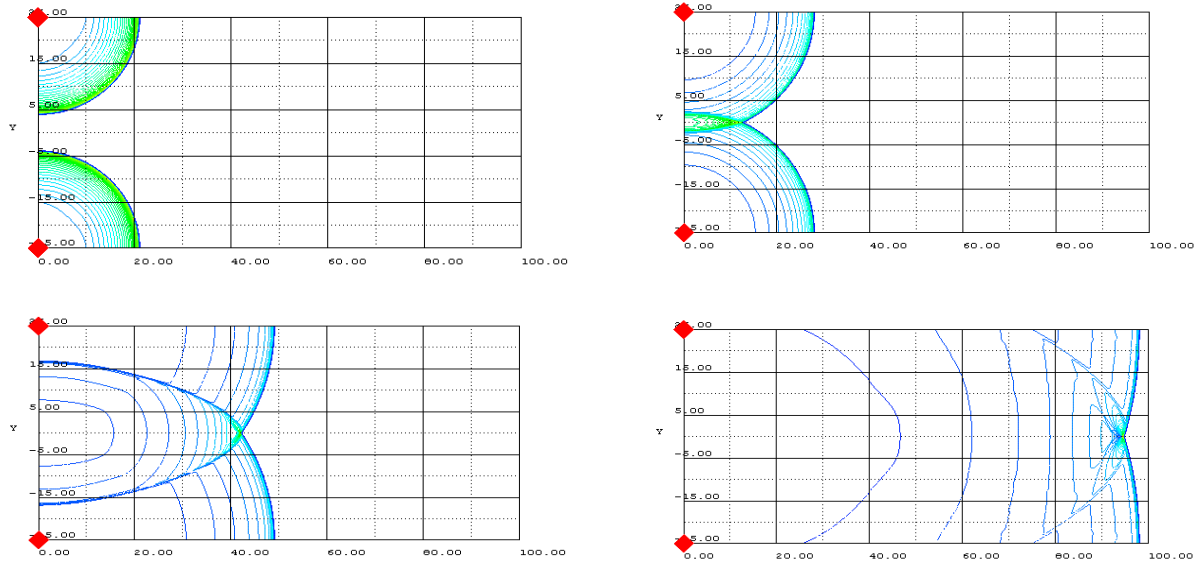


Рисунок 3.10 – Стадии продвижения отражённой ударной волны Маха по заряду ВВ с уравнением состояния JWL

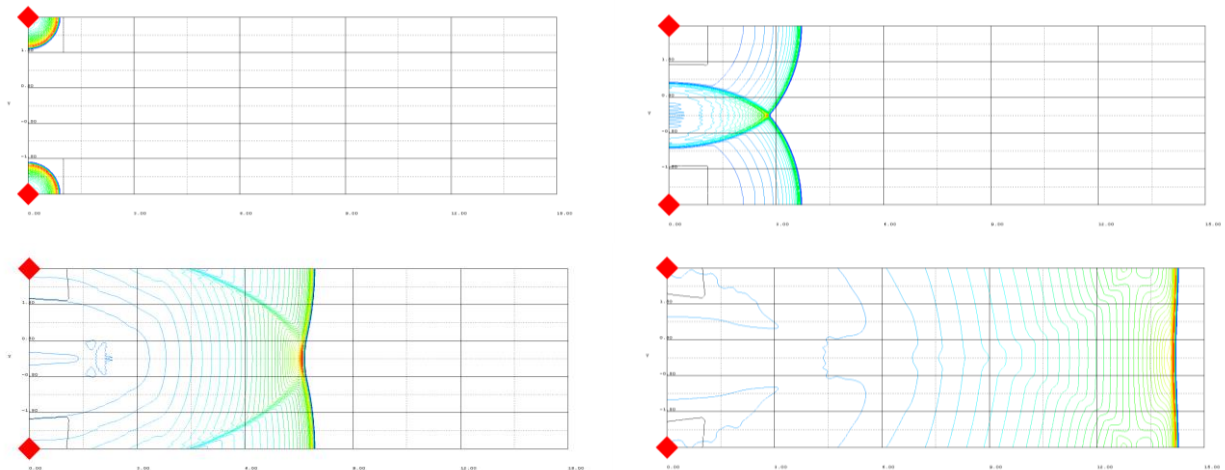


Рисунок 3.11 – Стадии продвижения отражённой ударной волны Маха по заряду ВВ с уравнением состояния Lee-Tarver

Использование уравнение состояния Lee-Tarver предпочтительно при моделировании образования волны Маха. Однако, учитывая совпадение давлений во фронте ударной волны на расстоянии от точки инициирования, равном диаметру заряда, можно применять уравнения состояния JWL, так

как в исследуемом устройстве применяются именно такие размеры зарядов ВВ. Полученные данные расчетов показывают, что расчеты на основе комплекса ANSYS/AUTODYN правильно отражают особенности процесса нерегулярного отражения ударных волн и образование волны Маха.

3.2.4 Влияние габаритов ВМУ

Для оценки масштабного фактора проведены расчеты с варьированием габаритных размеров зарядов ВВ (DxL): 25x30 мм, 50x60 мм, 75x90 мм, 100x120 мм, 200x240 мм, 400x480 мм. Основным результатом состоит в том, что при изменении масштаба практически не изменяется скорость метания компактного элемента, а его размеры изменяются соответственно размерам заряда (таблица 16). Отсюда следует практически важный вывод: данная схема взрывного метательного устройства хорошо поддается масштабированию.

Таблица 16 – Изменение параметров компактного элемента (КЭ) для различных габаритных размеров ВМУ

Параметр КЭ	Значение параметра					
	25x30	50x60	75x90	100x120	200x240	400x480
Габариты заряда, Диаметр X Длина (мм)	25x30	50x60	75x90	100x120	200x240	400x480
Скорость, км/с	5,42	5,38	5,43	5,40	5,43	5,43
Диаметр, мм	0,70	1,50	2,10	2,80	5,60	11,20
Длина, мм	1,55	2,12	5,33	6,60	12,40	25,60

При последующей экспериментальной отработке ВМУ для заряда из низкоплотного ВВ использовались размеры 50x60 мм и для заряда из высокоплотного ВВ – 44x40 мм.

3.2.6 Влияние длины цилиндрической части кумулятивной выемки «полусфера-цилиндр»

Для оценки влияния длины облицовки проведена серия расчетов с варьированием длины цилиндрической части выемки «полусфера-цилиндр»: 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6 мм. Из графика на рисунке 3.12 видно, что длина цилиндрической части выемки влияет и на величину конечной скорости

метания, и на образование безградиентного участка струи. Расчеты показали, что при отсутствии цилиндрической части выемки возникает положительный градиент осевой скорости, растягивающий струю, причём в головной части он меньше, а в остальной части струи – больше. При увеличении длины цилиндрической части до 3 мм головная часть струи становится практически безградиентной, тогда как в остальной струе растягивающий градиент сохраняется почти на том же уровне. Дальнейшее увеличение цилиндрического участка выемки приводит к появлению в головной части струи отрицательного (сжимающего струю) градиента скорости, при котором задние частицы «поджимают» передние и головная часть расширяется. Это приводит к увеличению массы компактной головной части струи, однако при этом существует опасность ее разрушения. При дальнейшей отработке ВМУ использовалась выемка с цилиндрической частью длиной, равной её радиусу.

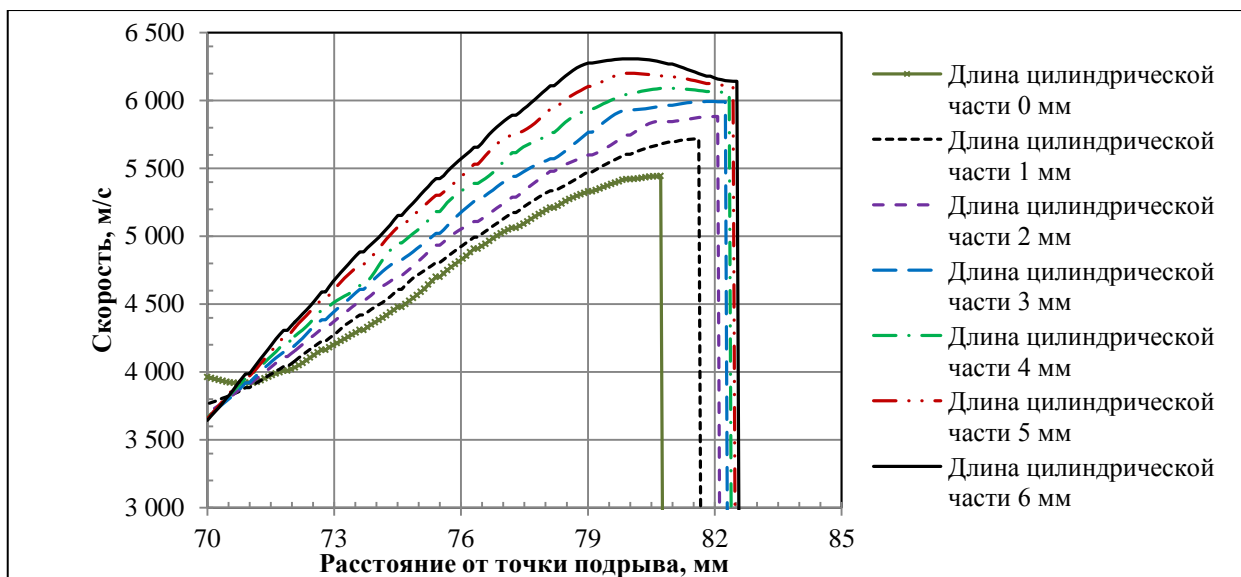


Рисунок 3.12 – Влияние длины цилиндрической части выемки на конечную скорость метания и образование безградиентного участка

3.2.7 Влияние диаметра выемки полусфера-цилиндр

Для оценки влияния диаметра выемки на параметры метаемой частицы проведено 5 расчетов с варьируемым диаметром выемки: 4, 5, 6, 7, 8 мм (рисунок 3.13). Видно, что при увеличении диаметра снижается скорость лидирующего элемента. При диаметре выемки 4 мм головная часть струи распалась на 2 части. Также при уменьшении диаметра выемки увеличивается растягивающий градиент скорости. Существенное значение

имеет соотношение диаметра выемки и размера «полочки» ударной волны Маха. Если диаметр выемки равен или больше диаметра «полочки», процесс струеобразования становится нестабильным, поэтому для увеличения надежности работы схемы при экспериментальной отработке использовалась выемка диаметром 6 мм.

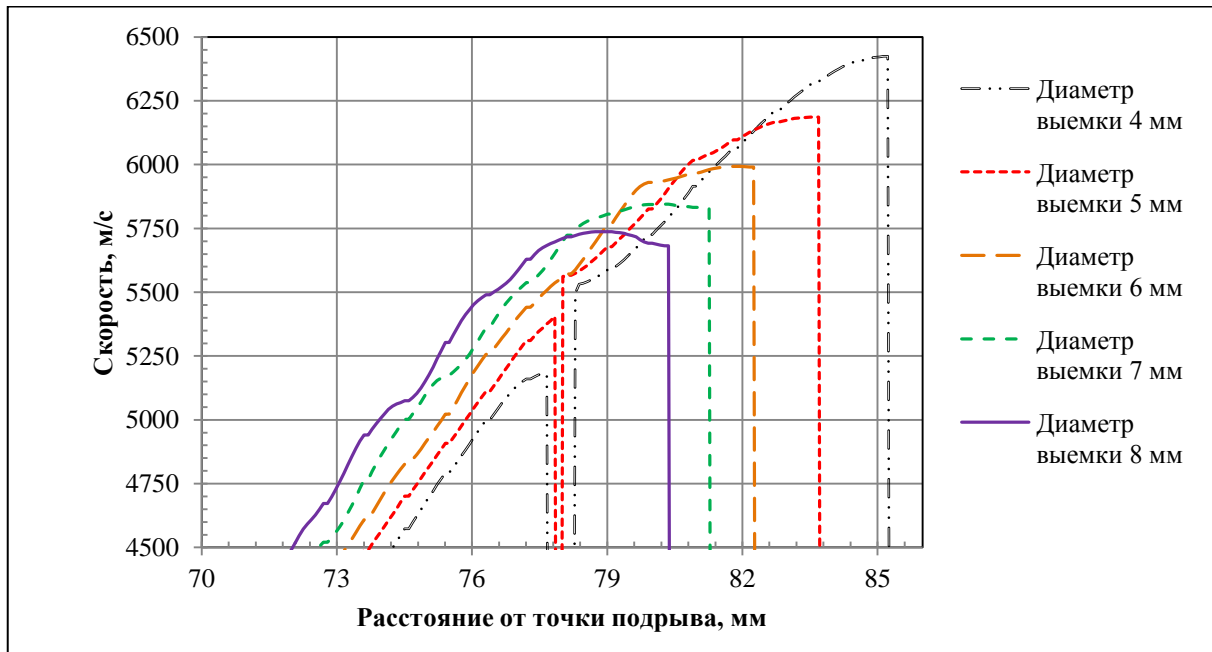


Рисунок 3.13 – Влияние диаметра выемки на конечную скорость метания и образование безградиентного участка

3.2.8 Влияния толщины формирователя с выемкой

Для оценки влияния толщины формирователя с выемкой на параметры метания проведено пять расчетов с толщинами, соответственно: 8, 9, 10, 11, 12 мм (рисунок 3.15).

При распространении в материале формирователя ударная волна теряет свою интенсивность. Очевидно, что чем меньше расстояние от плоскости формирователя, соприкасающейся с зарядом, до выемки, тем выше давление, воздействующее на нее и, соответственно, выше скорость формируемого элемента. Однако при уменьшении толщины происходит разрушение формируемого элемента прорвавшимися продуктами взрыва, что показал расчет при толщине плиты 8 мм (рисунок 3.14). При толщине 9 мм разрушения не произошло и образовалась струя с безградиентной головной частью. При экспериментальной отработке использовалась толщина формирователя с выемкой 10 мм.

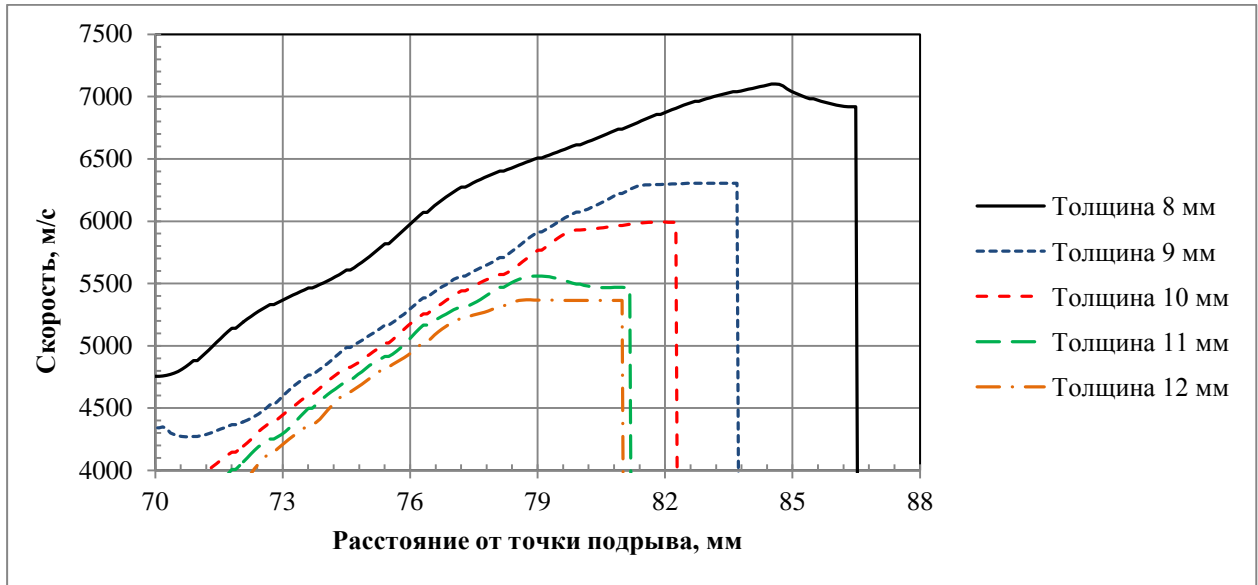


Рисунок 3.14 – Влияние толщины формователя с выемкой на конечную скорость метания и образование безградиентного участка

3.2.9 Влияние толщины стенки корпуса заряда

При оценке влияния толщины стенки стального корпуса на параметры метания проведено 7 расчетов с толщинами стенки корпуса, соответственно: 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 10 мм (рисунок 3.15).

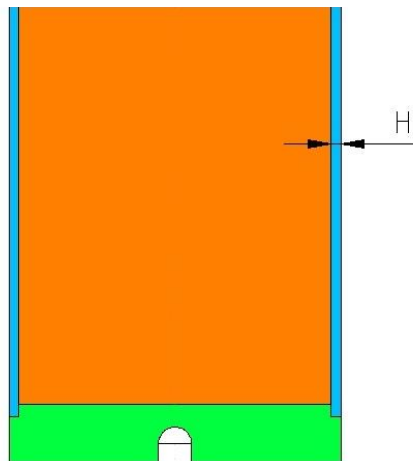


Рисунок 3.15 – Схема исследования изменения толщины стенки корпуса на конечную скорость метания и образование безградиентного участка

На рисунке 3.16 показаны графики влияния толщины стенки корпуса на конечную скорость метания и образование безградиентного участка.

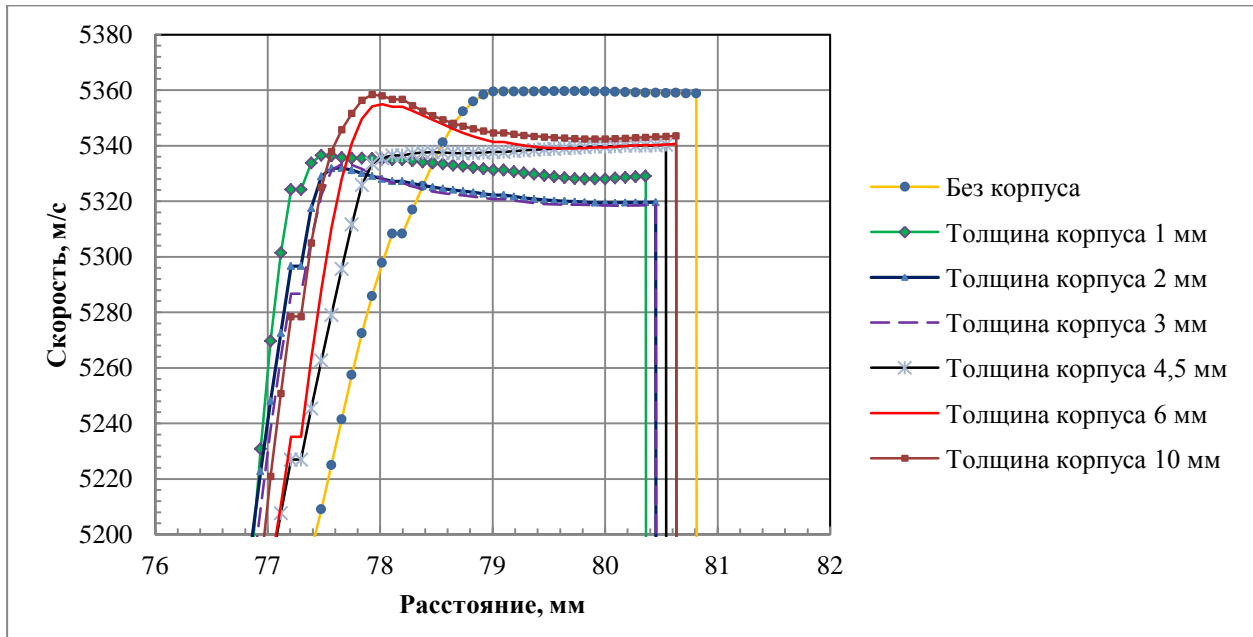


Рисунок 3.16 – Влияние толщины стенки корпуса на конечную скорость метания и образование безградиентного участка

Из графиков на рисунке 3.16 видно, что толщина стенки корпуса не оказывает существенного влияния на величину скорости, но влияет на величину градиента осевой скорости, причем градиент становится отрицательным, то есть струя сжимается в продольном направлении. В случае, если отрицательный градиент будет слишком высок, появляется возможность разрушения конечного участка струи еще до момента подлета к преграде. Для экспериментальной отработки был рекомендован корпус с толщиной стенки 1,5 мм.

3.2.10 Влияние низкоплотной прокладки между основным зарядом и формирователем

Исследовался конструктивный вариант ВМУ, когда между зарядом ВВ и формирователем располагалась прокладка из полимера (рисунок 3.17). При оценке влияния прокладки из оргстекла и полиэтилена на параметры метания проведено четыре расчета с толщинами прокладки: 4, 6, 8, 10 мм. Иницирование детонации производилось по кольцу.

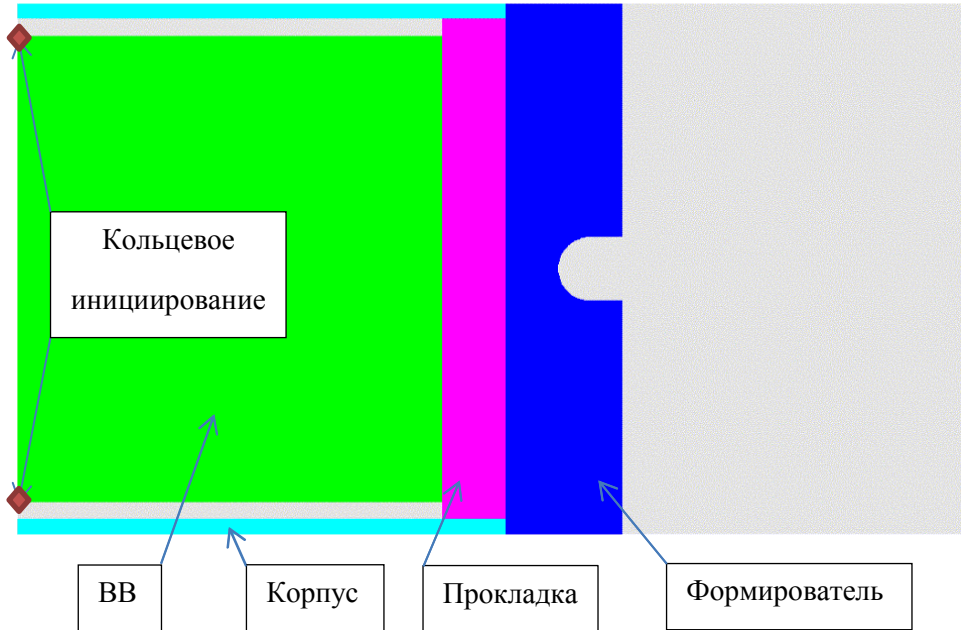


Рисунок 3.17 – Расчетная схема

По результатам расчетов получены зависимости, представленные на рисунках 3.18 – 3.21:

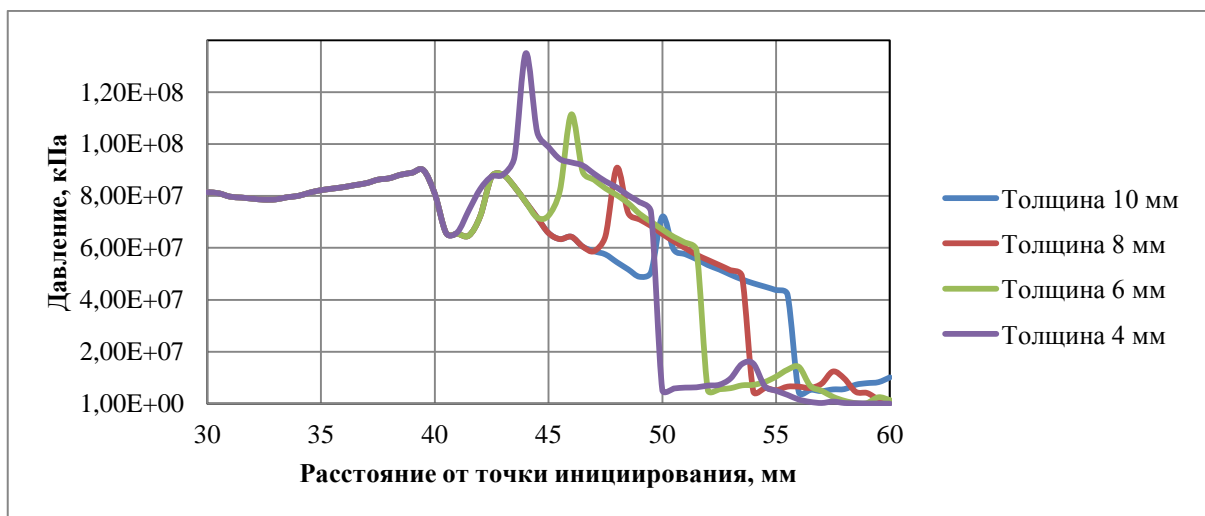


Рисунок 3.18 – Влияние толщины прокладки из оргстекла на параметры ударной волны

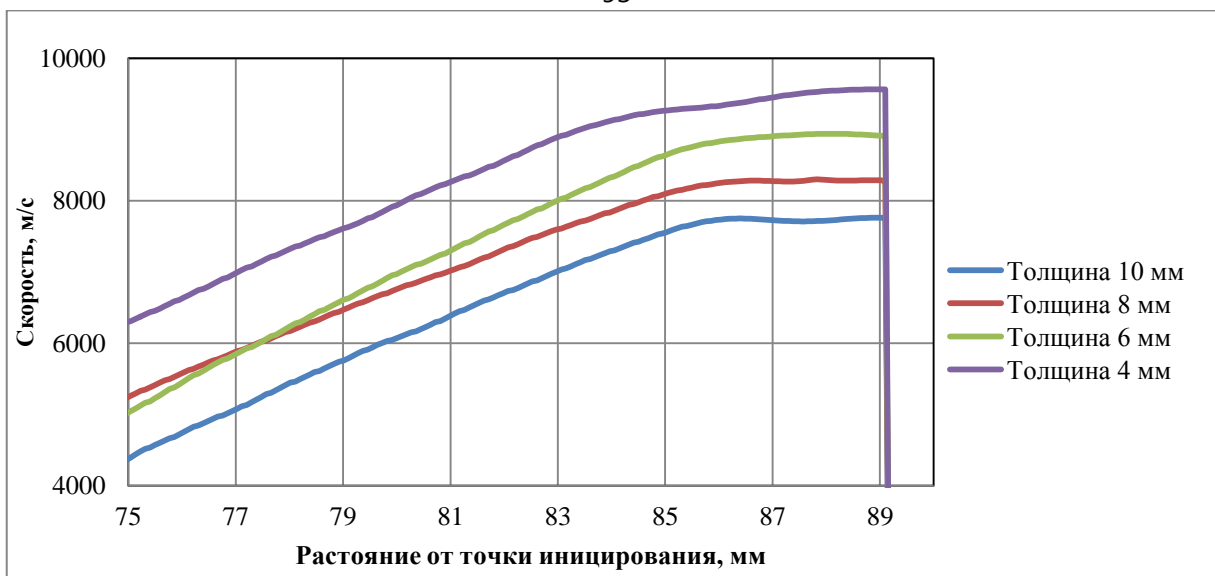


Рисунок 3.19 – Влияние толщины прокладки из оргстекла на скорость частицы

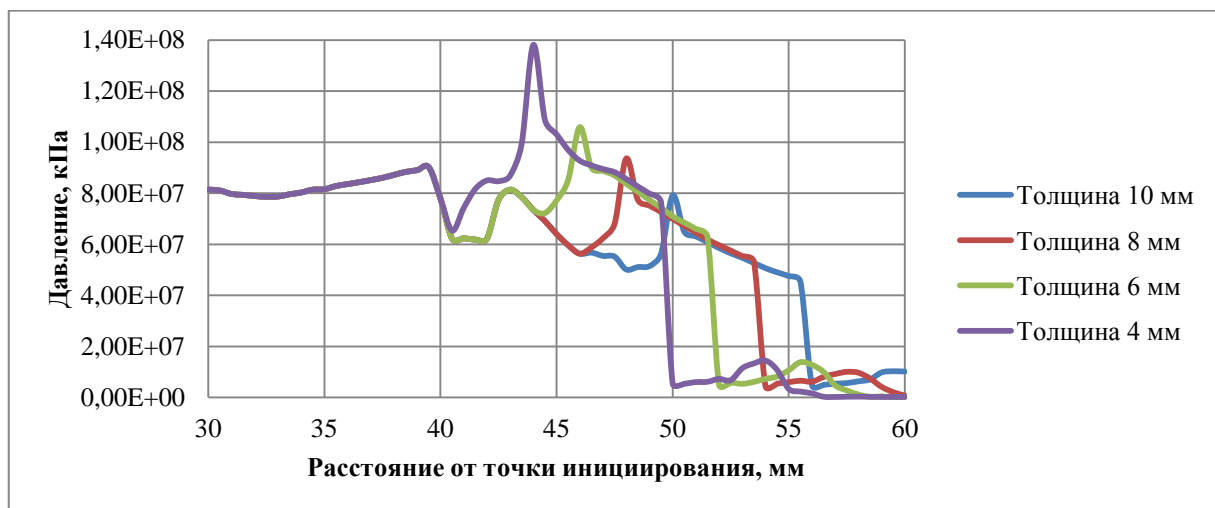


Рисунок 3.20 – Влияние толщины прокладки из полиэтилена на параметры ударной волны

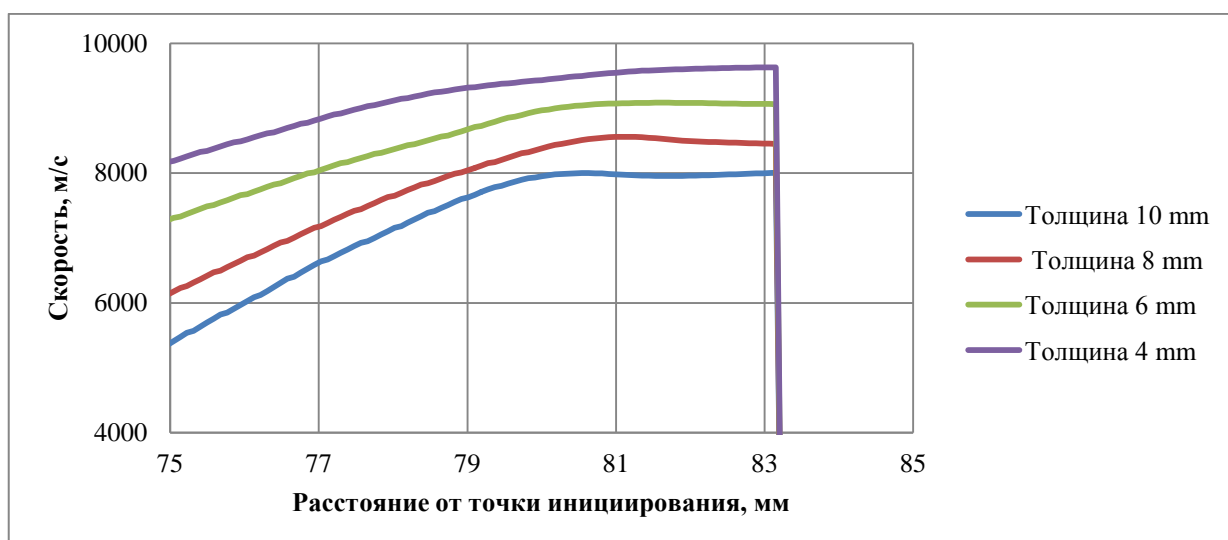


Рисунок 3.21 – Влияние толщины прокладки из полиэтилена на скорость частицы

При использовании прокладки из оргстекла и полиэтилена (рисунки 3.18 и 3.20) ударная волна вначале проходит границу среды ВВ – прокладка

(плотности оргстекла и полиэтилена ниже плотности ВВ), затем границу раздела прокладка – металл (плотность металла выше плотностей оргстекла и полиэтилена). Изменяя толщину пластины, можно влиять на конечную скорость метания частицы, что расширяет возможности ВМУ: можно варьировать скорость головной части струи-частицы, начиная от самой большой (без прокладки при кольцевой схеме иницирования). Расчеты показали, что при увеличении толщины прокладки на 1 мм скорость метания частицы уменьшается примерно на 500 м/с.

3.3 Расчет отсечки низкоскоростной части струи

Важной задачей при разработке кумулятивного ВМУ является обеспечение отсечки низкоскоростной части струи. Рассмотрены следующие варианты отсечки низкоскоростной части струи:

- 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.

3.3.1 Отсечка с помощью несимметричного выхода ударной волны на поверхность формирователя

При наличии несимметричного глухого отверстия на поверхности формирователя с выемкой (рисунок 3.22) ударная волна выходит неравномерно. При этом струя с компактным элементом изгибается и если поставить на её пути плиту с отверстием, можно задержать низкоскоростную часть струи (рисунок 3.23). Но данная схема, как показали расчеты, чувствительна к точности изготовления устройства. Также при использовании алюминия в качестве материала формирователя с выемкой, струи сильно растягиваются и низкоскоростная часть с трудом отделяется от высокоскоростного компактного элемента.

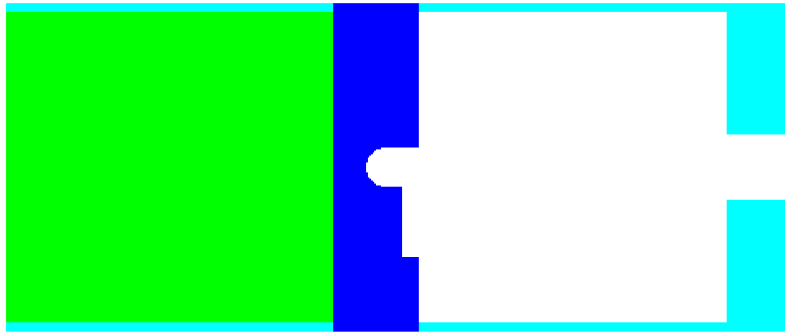


Рисунок 3.22 – Схема конструкции заряда с механизмом отсечки



Рисунок 3.23 – Срабатывание механизма отсечки при действии заряда

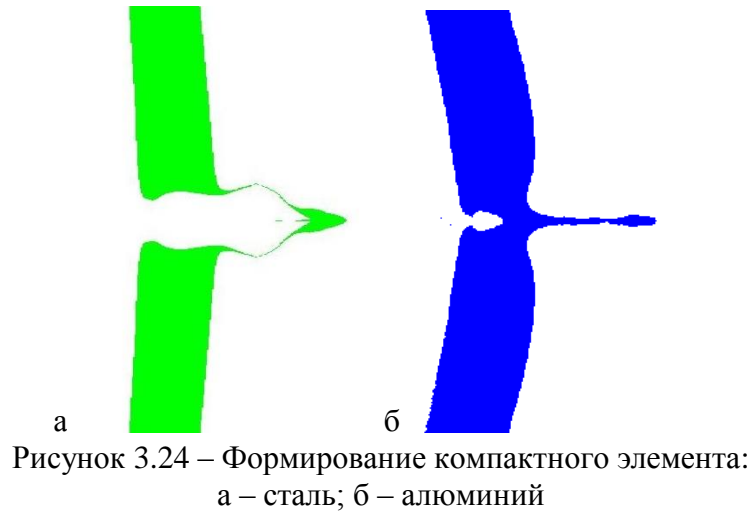
Данная схема отсечки хорошо подходит для метания стальных компактных элементов при использовании высокоточных зарядов ВВ, имеющих стабильные параметры срабатывания.

3.3.2 Отсечка с помощью биметаллического формирователя

Формирование кумулятивной струи из выемки «полусфера-цилиндр» происходит следующим образом. Из полусферы образуется изначальная компактная струя, а цилиндрическая часть выемки доразгоняет струю. Если цилиндр слишком мал, то безградиентный участок струи не образуется, если же цилиндр слишком длинный, то на конце струи образуется отрицательный градиент скорости, который может разрушить компактный элемент.

При использовании стальных формирователей с выемкой «полусфера-цилиндр» стабильно формируется компактный элемент (рисунок 3.24 а), 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 3.24 б).



Заменяя в качестве материала цилиндрической части выемки алюминий на сталь (рисунок 3.25), мы не влияем на образование самого компактного элемента. Метаться будет все тот же алюминиевый компактный элемент, но при этом стальная пластина несколько удерживает остальную часть струи. Это дает возможность замедлить «ненужную» часть струи настолько, она до конечной преграды не долетает.



Рисунок 3.25 – Схема формователя со стальной пластиной

При численном моделировании процесса (рисунки 3.25 и 3.26) видно, что формируется крупный компактный элемент и за ним следует небольшое дисперсгированный след из материала формователя. Этот материал можно затормозить, поместив перед преградой тонкую металлическую пластину. Компактный элемент её пробьет, а пыль, которая летит за ним, останется на пластине.

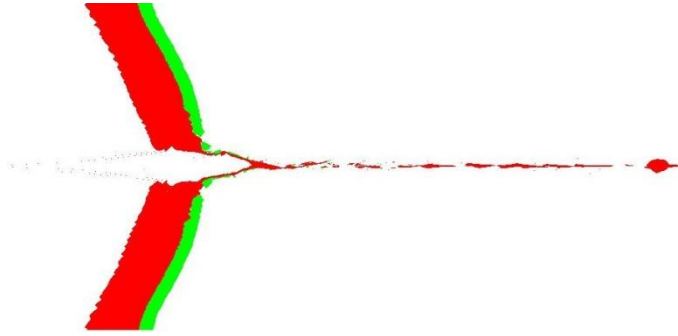


Рисунок 3.26 – Метание компактного элемента с биметаллическим формирователем

Из графика скоростей (рисунок 3.27) видно, что произошло увеличение скорости метания. Это объясняется тем, что увеличилась цилиндрическая часть выемки, а также возможно большей разностью импедансов алюминия и стали.

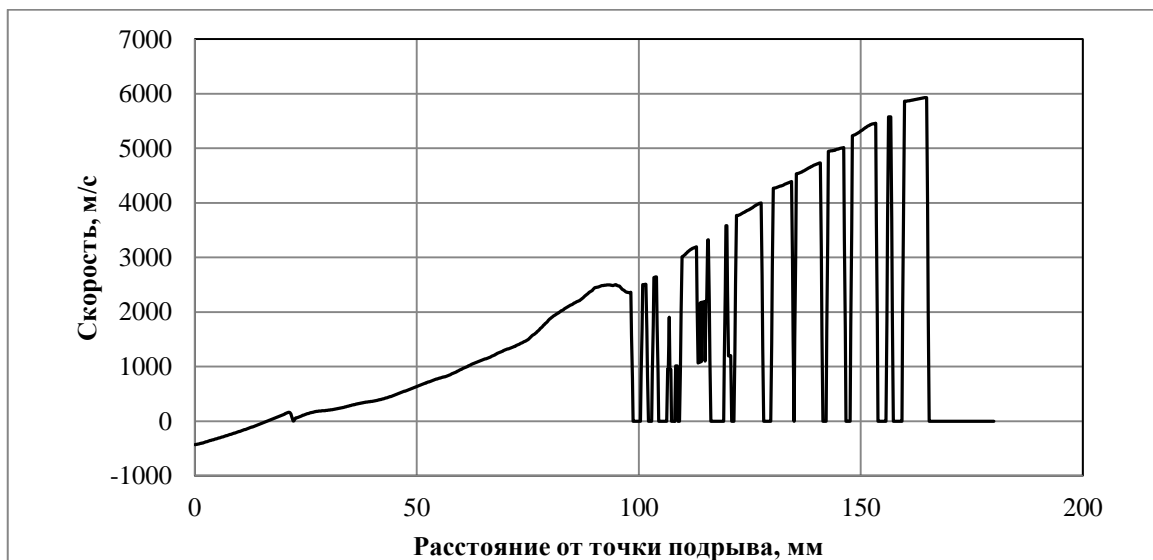


Рисунок 3.27 – Распределение скорости метания при наличии стальной пластины

Данная схема отсечки проста в изготовлении и дает эффективные результаты, увеличивая при этом скорость метания в среднем на 500 м/с.

3.3.3 Отсечка с помощью замка

Замок механизма отсечки низкоскоростной части струи после срабатывания дополнительного заряда перекрывает канал движения кумулятивной струи. Замок представляет собой задвижку различной формы, которая движется по направляющим перпендикулярно оси устройства.

При изучении различных вариантов задвижки производились расчеты центрального сечения замка (рисунок 3.28). Исследовались различные конструктивные варианты замка.

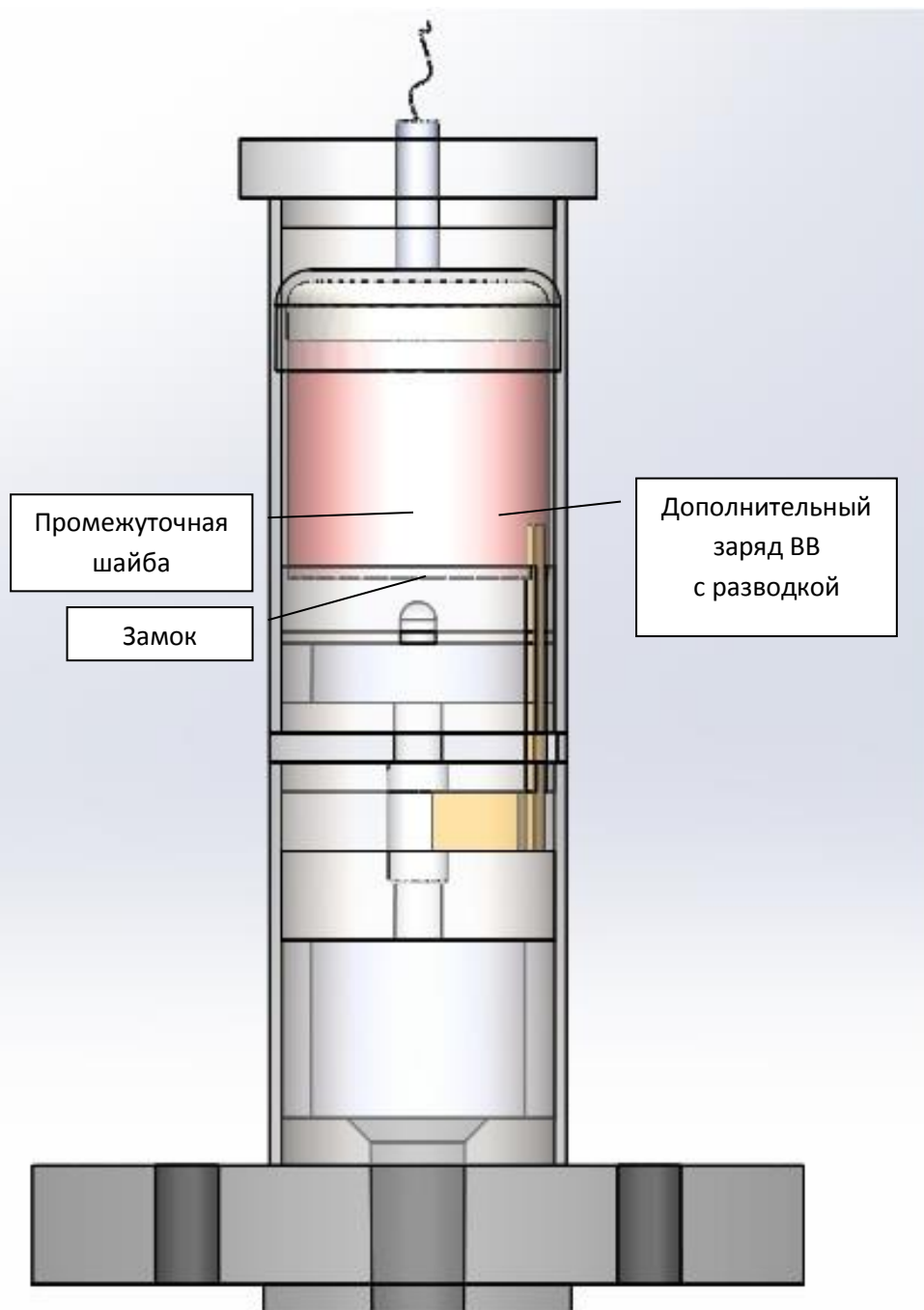


Рисунок 3.28 – ВМУ с замком

Отсечка с помощью сферы.

Замок представляет собой стальную подкову с прорезью шириной 10 мм под выходной канал для струи. Отсечка производится сферой из АМг-6 диаметром 10 мм. Материал дополнительного заряда ВВ – EL 506-С. Точка инициирования показана на схеме (рисунок 3.29).

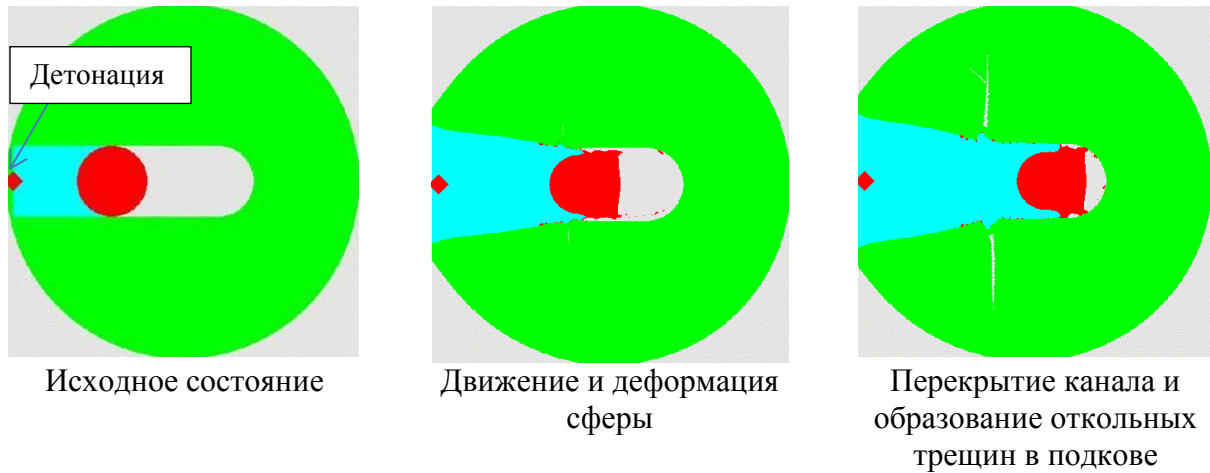


Рисунок 3.29 – Процесс отсечки низкоскоростной части струи

Сфера достигает скорости более 800 м/с (рисунок 3.30) и за время $t = 15$ мкс перекрывает канал.

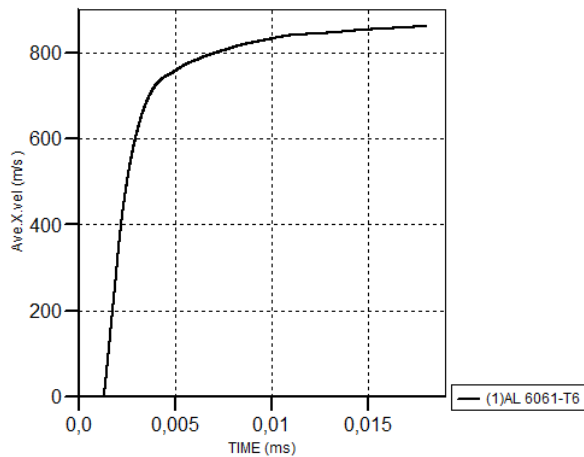


Рисунок 3.30 – Изменение скорости сферы во времени

Отсечка с помощью усеченной задвижки с полусферическим вырезом

Замок представляет собой стальную подкову с прорезью шириной 10 мм под выходной канал для струи. Отсечка производится задвижкой из сплава АМг-6 с максимальной шириной 10 мм, на конце которой имеется выемка диаметром 10 мм. Материал ВВ – EL 506-С. Точка инициирования показана на схеме (рисунок 3.31).

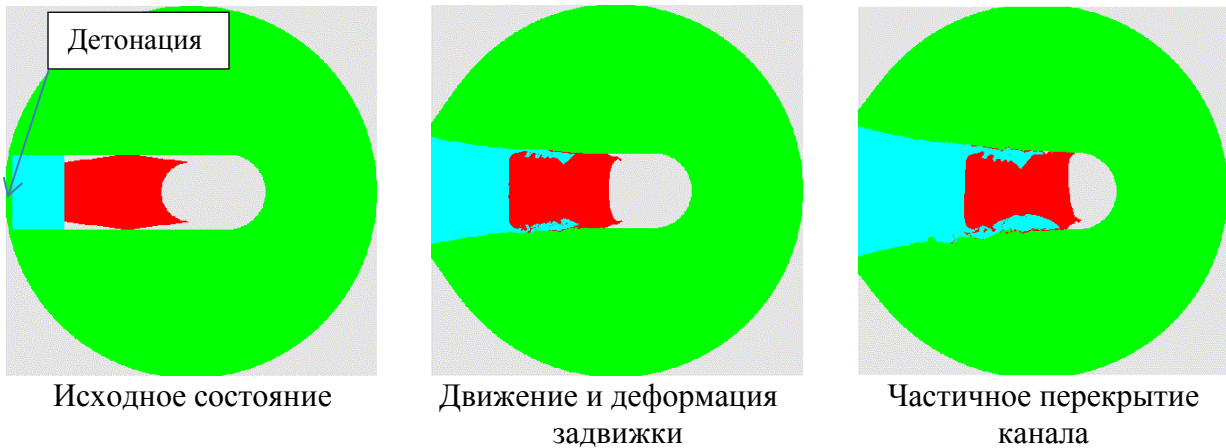


Рисунок 3.31 – Процесс отсечки низкоскоростной части струи

Задвижка достигает скорости более 400 м/с (рисунок 3.32) и за время $t = 14$ мкс перекрывает канал.

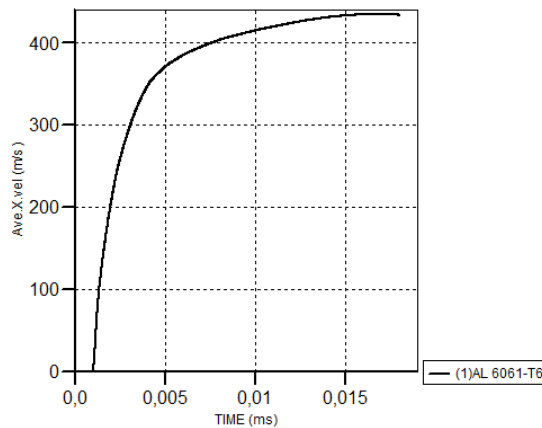


Рисунок 3.32 – Изменение скорости задвижки во времени

Отсечка с помощью прямой задвижки с двумя полусферическими вырезами

Замок представляет собой стальную подкову с прорезью шириной 10 мм под выходной канал для струи. Отсечка производится задвижкой из сплава АМг-6 с максимальной шириной 10 мм, на переднем и заднем торцах – выемки диаметром 10 мм. Материал ВВ – EL 506-С. Точка инициирования показана на схеме (рисунок 3.33).

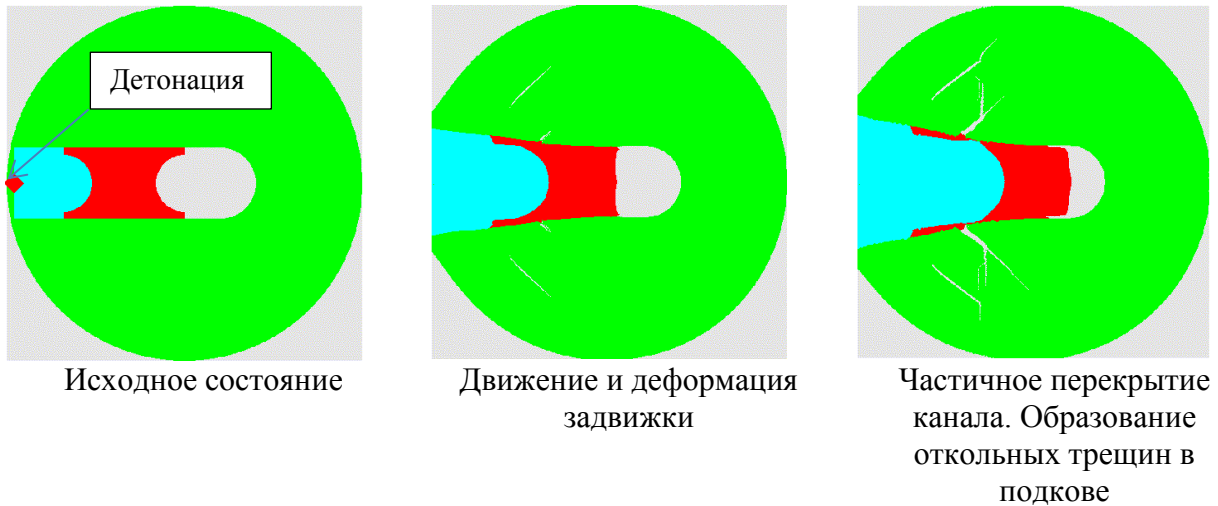


Рисунок 3.33 – Процесс отсечки низкоскоростной части струи

Задвижка достигает скорости более 400 м/с (рисунок 3.34) и за время $t = 12$ мкс перекрывает канал.

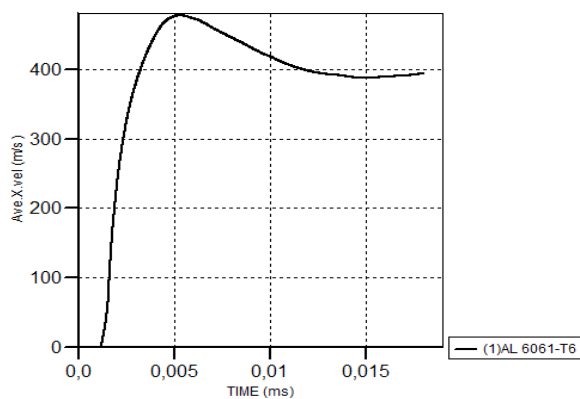


Рисунок 3.34 – Изменение скорости задвижки во времени

Отсечка с помощью с помощью прямой задвижки с полусферическим вырезом

Замок представляет собой стальную подкову с прорезью шириной 10 мм под выходной канал для струи. Отсечка производится задвижкой из сплава АМг-6 с максимальной шириной 10 мм, на переднем торце выемка диаметром 10 мм. Материал ВВ – EL 506-С. (рисунок 3.35).

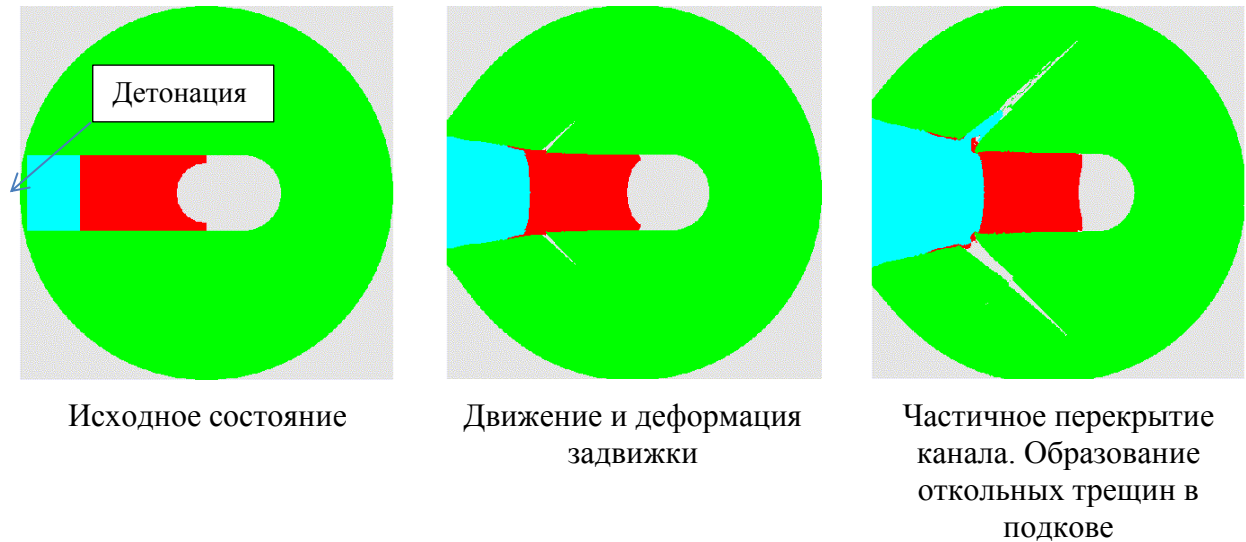


Рисунок 3.35 – Процесс отсечки низкоскоростной части струи

Задвижка достигает скорости более 300 м/с (рисунок 3.36) и за время $t = 25$ мкс частично перекрывает канал.

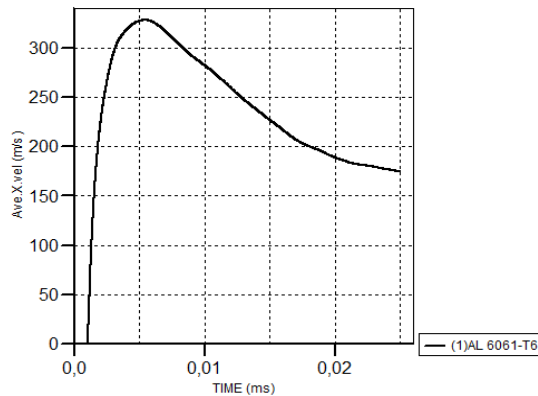


Рисунок 3.36 – Изменение скорости задвижки во времени

Отсечка с помощью прямой укороченной задвижки длиной задвижки с полусферическим вырезом

Замок представляет собой стальную подкову с прорезью шириной 10 мм под выходной канал для струи. Отсечка производится задвижкой из сплава АМг-6 с максимальной шириной 10 мм и длиной 12 мм, на переднем торце выемка диаметром 10 мм. Материал ВВ – EL 506-С. Точка инициирования показана на схеме (рисунок 3.37).

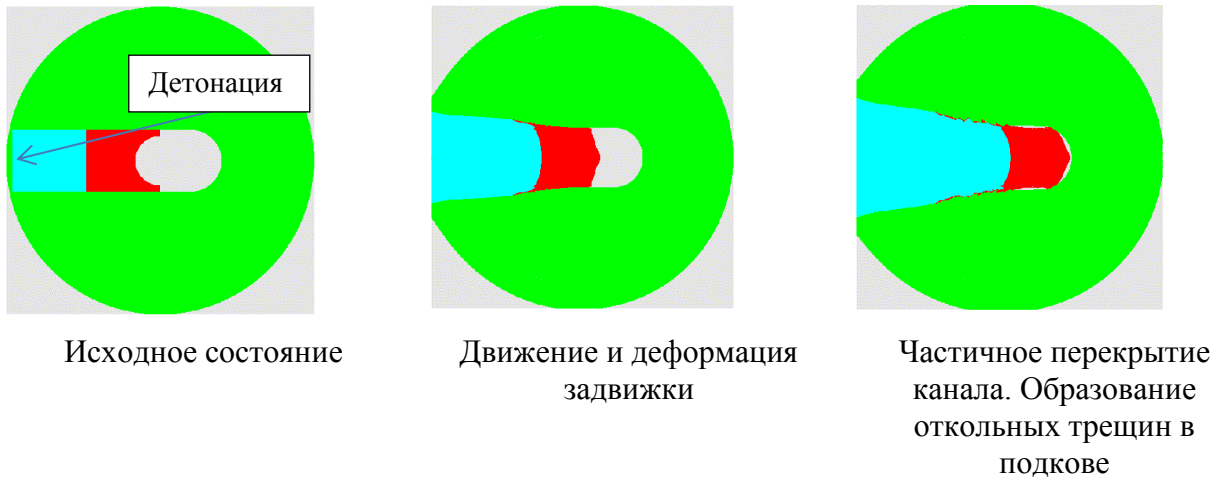


Рисунок 3.37 – Процесс отсечки низкоскоростной части струи

Задвижка за счет уменьшения массы достигает скорости более 700 м/с (рисунок 3.38) и за время $t = 9$ мкс полностью перекрывает канал.

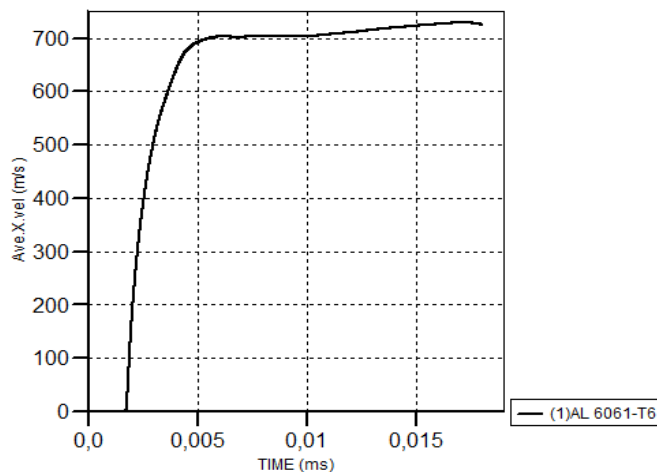


Рисунок 3.38 – Изменения скорости задвижки во времени

3.3.4 Отсечка с помощью сминаемой трубки

Произведены расчеты вариантов отсечки низкоскоростной части струи с использованием дополнительного заряда ВВ и сминаемой трубкой в численном программном комплексе ANSYS/AUTODYN. ВМУ со сминаемой трубкой представлено на рисунке 3.39.

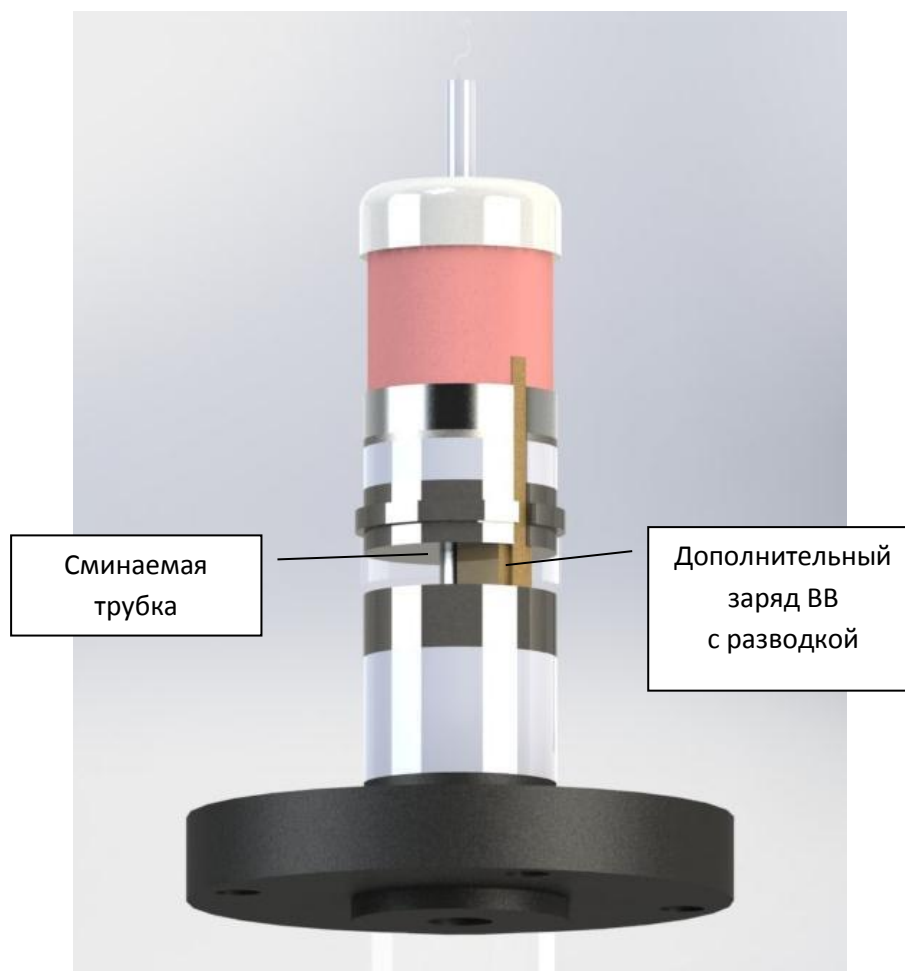


Рисунок 3.39 – Отсечной механизм

Ниже представлены результаты расчетов основных вариантов отсечки с помощью сминаемой трубки.

Отсечка с помощью трубки, с использованием пенопласта для придания формы заряду ВВ

Замок представляет собой стальную подкову с каналом шириной 40 мм. Отсечка производится трубкой из Ст. 20 диаметром 12 мм и толщиной стенки 1 мм. Материал ВВ – EL506-С. ВВ набивается в форму из пенопласта. Точка инициирования показана на схеме (рисунок 3.40).

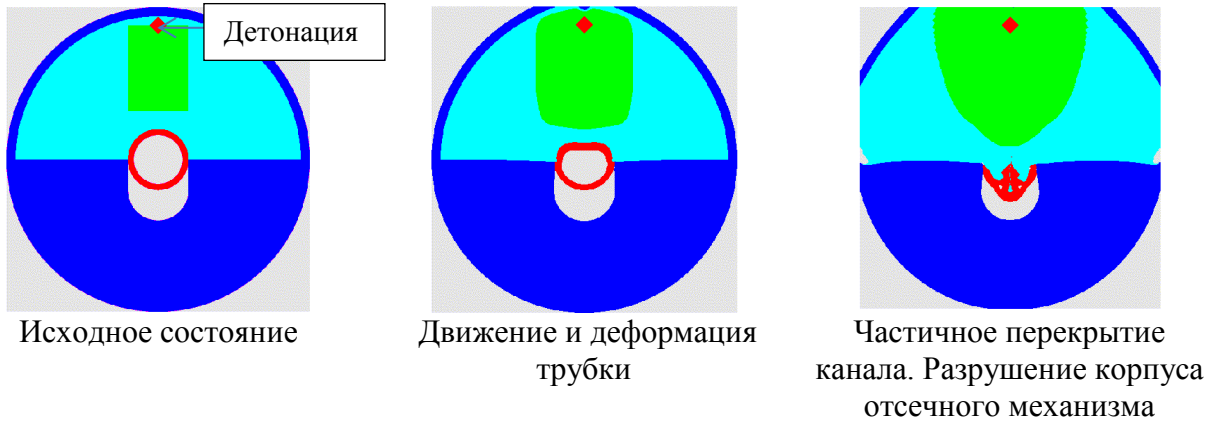


Рисунок 3.40 – Процесс отсечки низкоскоростной части струи

Поперечное сечение трубки схлопывается со скоростью более 400 м/с (рисунок 3.41) и за время $t=8$ мкс перекрывает канал.

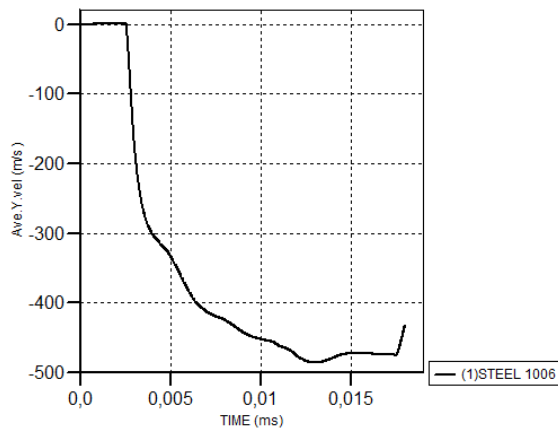


Рисунок 3.41 – Изменение скорости трубки во времени

Отсечка с помощью трубки без использования пенопласта

Замок представляет собой стальную подкову с каналом шириной 40 мм. Отсечка производится трубкой из Ст.20 диаметром 12 мм и толщиной стенки 1 мм. Материал ВВ – EL 506-С. Точка инициирования показана на схеме (рисунок 3.42).

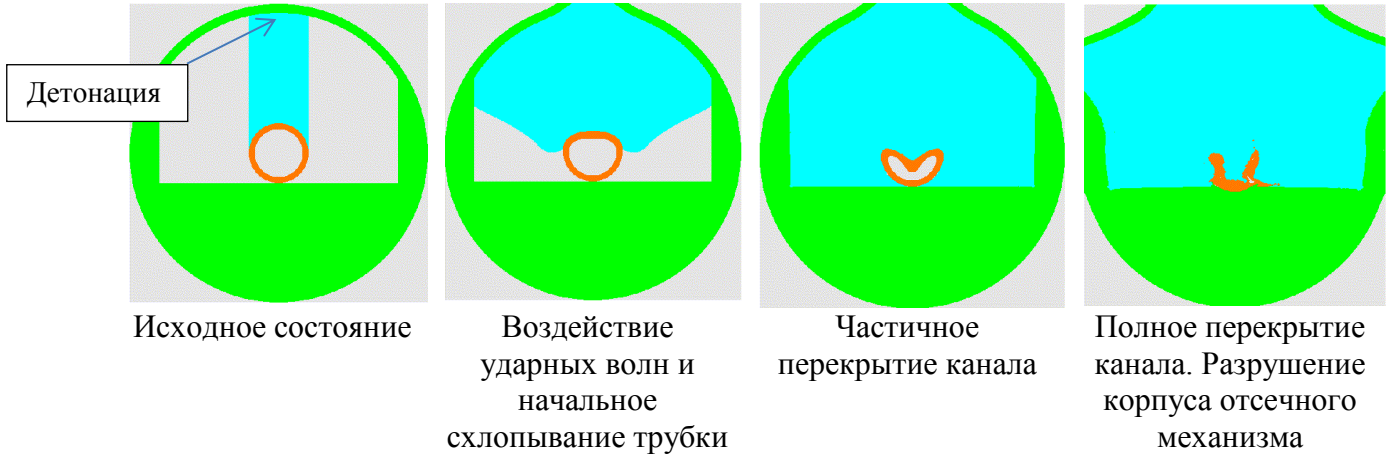


Рисунок 3.42 – Процесс отсечки низкоскоростной части струи

Поперечное сечение трубки сминается со скоростью более 400 м/с (рисунок 3.43) и за время $t = 7$ мкс полностью перекрывает канал.

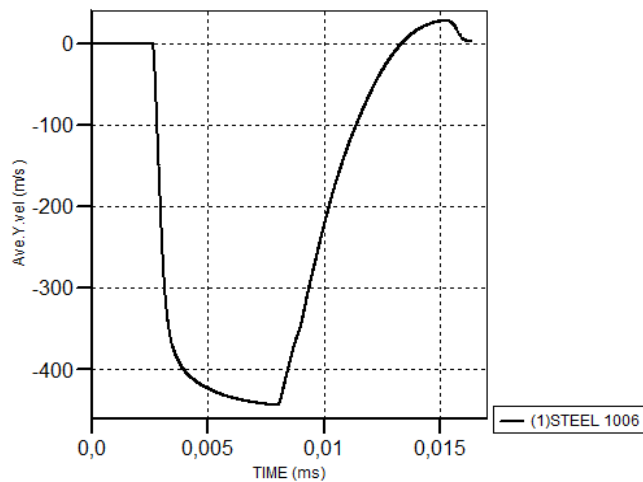


Рисунок 3.43 – Изменения скорости стенки трубки во времени

Отсечка с помощью трубки, зафиксированной в подкове с прокладкой из пенопласта

Замок представляет собой стальную подкову с каналом шириной 10 мм. Отсечка производится трубкой из Ст.20 диаметром 12 мм и толщиной стенки 1 мм. Материал ВВ – EL 506-С. Между трубкой и ВВ прокладка из пенопласта. Точка инициирования показана на схеме (рисунок 3.44).



Рисунок 3.44 – Процесс отсечки низкоскоростной части струи

Поперечное сечение трубки схлопывается со скоростью более 800 м/с (рисунок 3.45) и за время $t=7$ мкс полностью перекрывает канал.

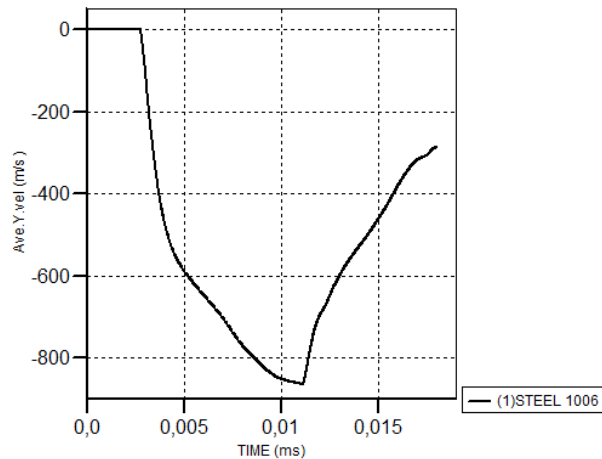


Рисунок 3.45 – Изменения скорости стенки трубки во времени

Отсечка с помощью трубки с двумя дополнительными зарядами ВВ на концах (на трубке выполнены кольцевые надрезы)

На рисунке 3.46 представлены стадии процесса образования струи и перекрытия её хвостовой части.

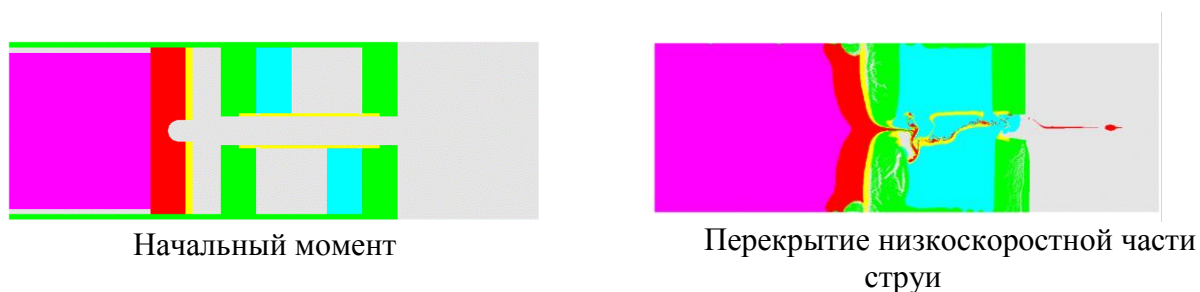


Рисунок 3.46 – Перекрытие низкоскоростной части струи

Происходит перекрытие низкоскоростной части струи, но за счет насечек трубка переламывается и легче подвергается деформации, обеспечивая более стабильный режим отсечки.

Отсечка с помощью укороченной трубки (на трубке выполнены надрезы). Один дополнительный заряд ВВ

На рисунке 3.47 представлены стадии процесса образования струи и перекрытия её хвостовой части.

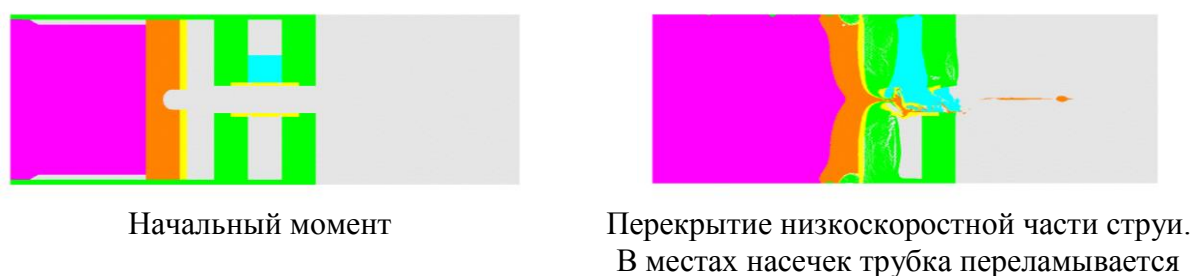
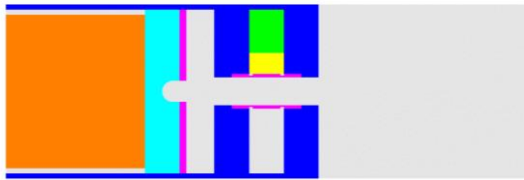


Рисунок 3.47 – Стадии процесса

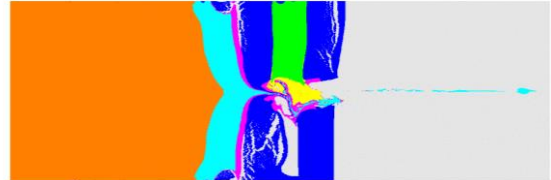
Вывод: при использовании более короткой трубки с насечками и одного заряда ВВ, также происходит отсечка низкоскоростной части струи. За счет укороченной длины происходит равномерное схлопывание трубки и перекрытие канала. Трубка обламывается в местах насечек.

Отсечка с помощью укороченной трубки (на трубке выполнены надрезы). Один дополнительный заряд ВВ. Между ВВ и трубкой прокладка из полистерола

На рисунке 3.48 представлены стадии процесса образования струи, и перекрытия её хвостовой части.



Начальный момент



Перекрытие низкоскоростной части струи. В местах насечки трубка переламывается

Рисунок 3.48 – Стадии процесса

При использовании прокладки между дополнительным зарядом и трубкой отсекающего процесса перекрытия канала замедляется.

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.

Наилучшие и стабильные результаты дает использование биметаллического формирователя.

3.4 Инженерная методика расчета конструктивных параметров ВМУ

Так как разница в скоростях головной части струи-частицы по результатам расчетов и экспериментальной отработки не превышает 14%, это

позволило использовать предиспытательное численное моделирование функционирования ВМУ для прогнозирования эксперимента.

Результаты численного моделирования позволили выявить прямые зависимости рассмотренных конструктивных параметров на параметры метания частицы. Эти зависимости можно представить в форме линейных регрессионных моделей.

Для получения регрессионных зависимостей выбраны следующие конструктивные параметры: толщина формователя, толщина прокладки низкой плотности под заряд ВВ, радиус кумулятивной выемки, общая длина цилиндрической части кумулятивной выемки, длины стальной и алюминиевых частей кумулятивной выемки в биметаллическом формователе, габариты устройства.

В многофакторном линейном регрессионном анализе зависимость искомой величины Y от конструктивных параметров (факторов) ВМУ X_i представляется в следующем виде:

$$Y = a_0 + a_1 \cdot X_1 + \dots + a_n \cdot X_n.$$

где a_0, a_1, \dots, a_n – определяемые коэффициенты. Точность регрессии определяется совокупным коэффициентом R^2 множественной детерминации [119].

Зависимость величины скорости метания частицы от толщины формователя представляется в виде линейной зависимости с коэффициентом детерминации R^2 равным 0,9479:

$$V = -1002,3 \frac{h}{R} + 9289,7,$$

где r_0 – базовый радиус кумулятивной выемки, h – толщина формователя.

На рисунке 3.49 представлена зависимость величины скорости метания частицы от толщины формователя.

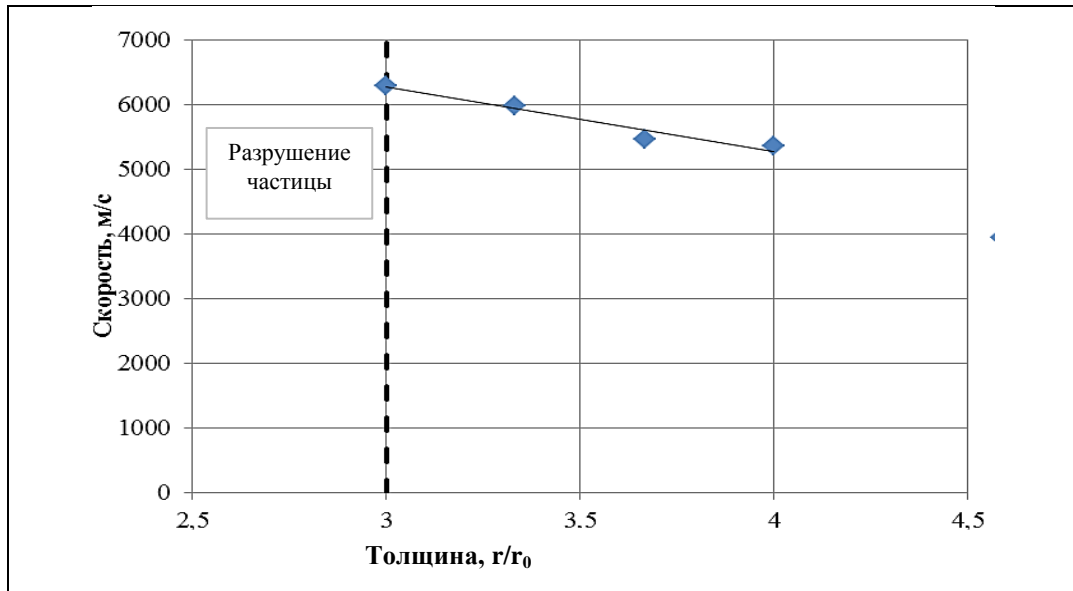


Рисунок 3.49 – Влияние толщины формователя на скорость частицы

Зависимость величины скорости метания частицы от толщины прокладки под заряд ВВ представляется в виде линейной зависимости с коэффициентом детерминации R^2 равным 0,9985 (рисунок 3.50):

$$V = -914,25 \frac{h_1}{R} + 10765,$$

где r_0 – базовый радиус кумулятивной выемки, h_1 – толщина прокладки под заряд.

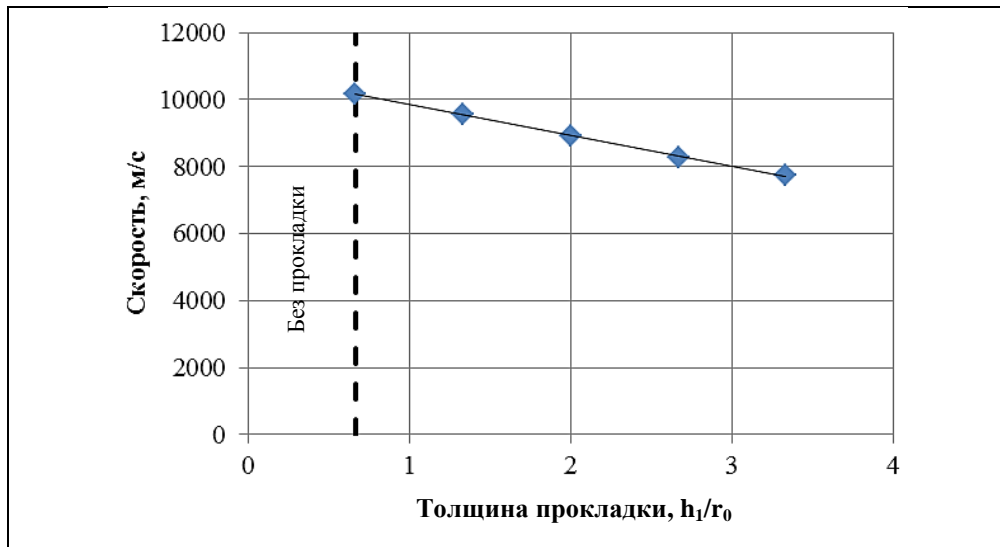


Рисунок 3.50 – Влияние толщины прокладки под заряд ВВ на скорость частицы

Зависимость величины скорости метания частицы от радиуса кумулятивной выемки представляется в виде линейной зависимости с коэффициентом детерминации R^2 равным 0,9899 (рисунок 3.51):

$$V = -1103,7 \frac{r}{R} + 7126,5,$$

где R – базовый радиус кумулятивной выемки, r – изменяемый радиус выемки.

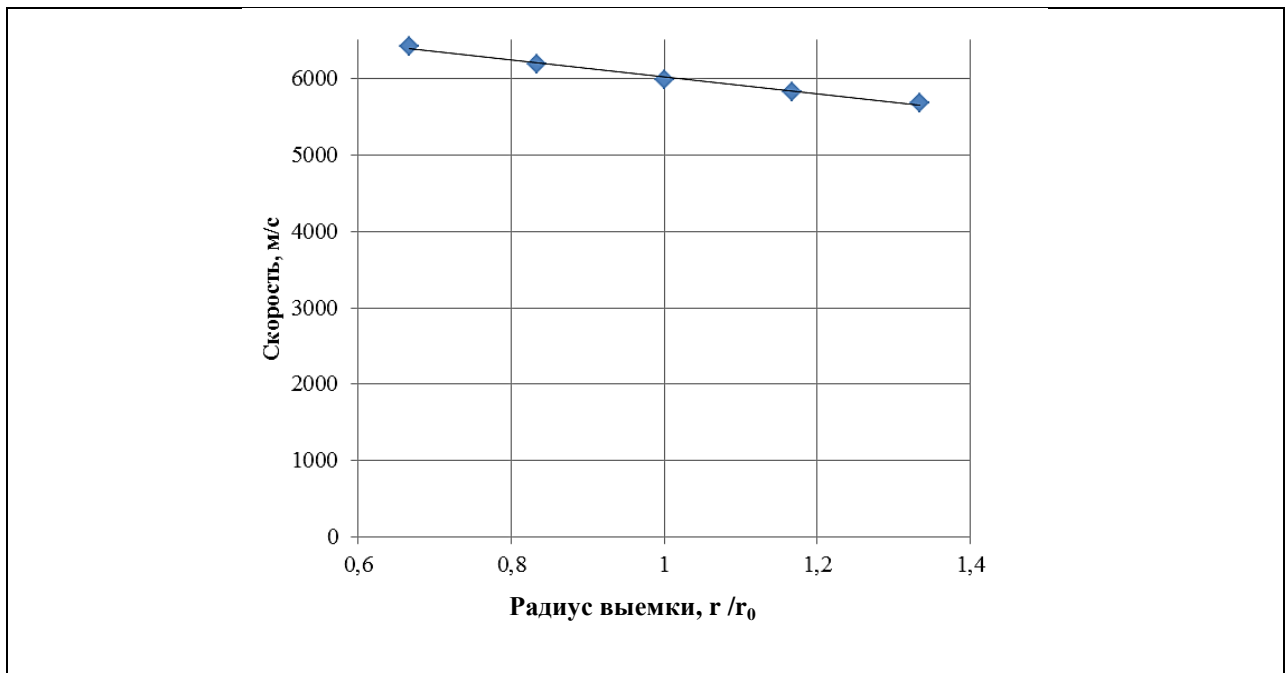


Рисунок 3.51 – Влияние радиуса кумулятивной выемки на скорость частицы

Зависимость величины скорости метания частицы от длины цилиндрической части выемки представляется в виде квадратичной зависимости с коэффициентом детерминации R^2 равным 0,992 (рисунок 3.52):

$$V = -200,56 \left(\frac{l}{R}\right)^2 + 729,2 \frac{l}{R} + 5467,2,$$

где R – базовый радиус кумулятивной выемки, l – длина цилиндрической части выемки.

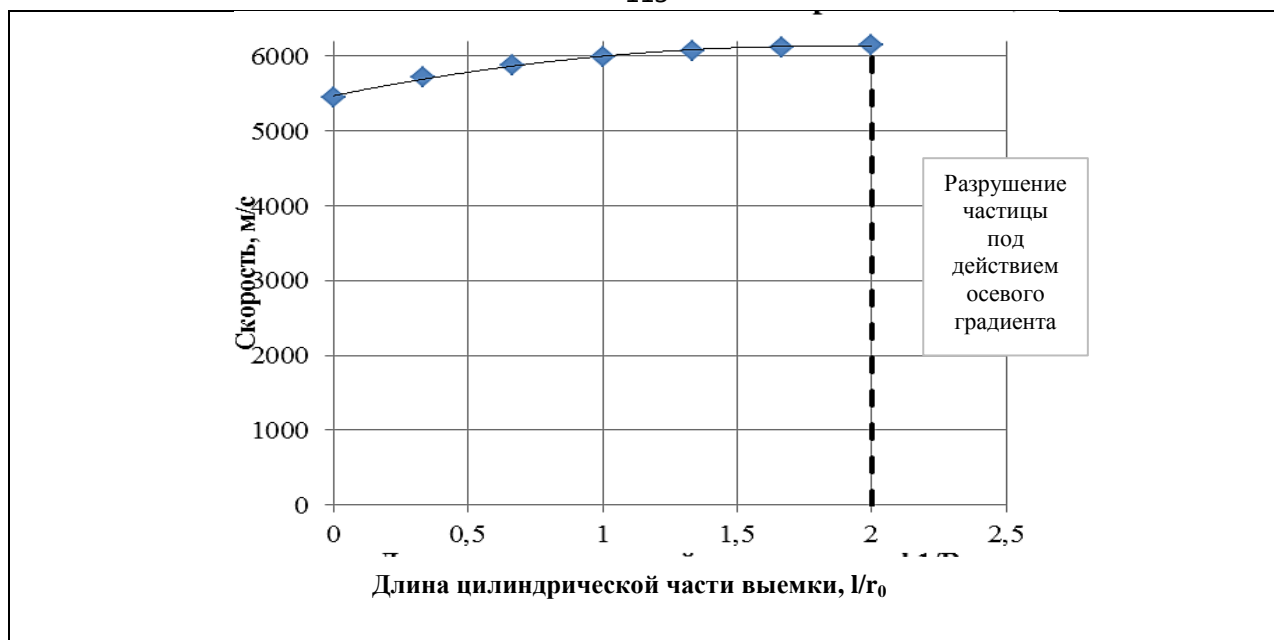


Рисунок 3.52 – Влияние длины цилиндрической части выемки на скорость частицы

Рассмотренные зависимости положены в основу общих регрессионных моделей влияния конструктивных параметров ВМУ на параметры метания.

I модель. Скорость метания частицы для классической схемы ВМУ с использованием алюминиевого формователя

Факторы, имеющие значительное влияние на величину скорости метания: толщина формователя, толщина прокладки под заряд, радиус кумулятивной выемки, длины цилиндрической части кумулятивной выемки.

Для построения многофакторной регрессионной зависимости проведены систематические расчеты действия ВМУ с высокоплотным ВВ и кольцевым инициированием с варьированием выше перечисленных факторов. Причем для факторов, показывающих линейную зависимость для скорости метания частицы, выбрано по два значения:

- толщина формователя 4 и 6 мм;
- толщина прокладки под заряд 0 и 3 мм;
- радиус кумулятивной выемки 3 и 4 мм.

А для фактора «длина цилиндрической части выемки», который показал нелинейную, в нашем случае квадратичную зависимость, выбрано три определяющих значения: 0; 3; 6 мм.

Всего проведено 24 расчета.

На рисунке 3.53 показаны конструктивные параметры ВМУ, влияние которых исследовано и обобщено в регрессионной модели.

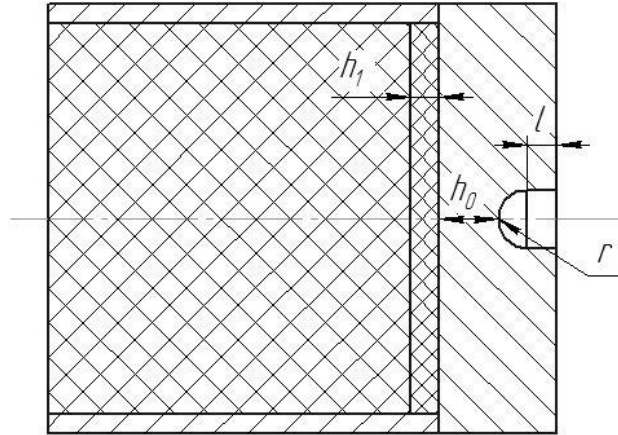


Рисунок 3.53 – Конструктивные параметры ВМУ, входящие в регрессионную модель

Скорость метания частицы для классической схемы ВМУ с использованием алюминиевого формователя представлена в виде линейной регрессионной зависимости:

$$\frac{V}{D} = 1,653 - 0,124 \frac{h_1}{r_0} - 0,222 \frac{r}{r_0} - 0,102 \frac{h}{r_0} + 0,005 \frac{l}{r_0},$$

($R^2=0,995$),

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 формователя под кумулятивной выемкой, $0,10 \leq h_0 \leq 0,15d$; l – длина цилиндрической части кумулятивной выемки, $0 \leq l \leq 0,15d$.

II модель. Влияние состава биметаллического формователя на величину неравномерности скорости (градиентности) по длине частицы

Так как длина цилиндрической части кумулятивной выемки оказывает нелинейное влияние на скорость метания частицы, для построения данной модели рассмотрим весь спектр решений в рассмотренной области. Учтём, что общая длина цилиндрической части выемки в биметаллической

формирователе не должна превышать величины её двух радиусов. Длина алюминиевой и стальной частей выемки варьировались от 1,0 до 2,5 мм с шагом 0,5 мм – всего 16 вариантов. Для уточнения модели впоследствии исследовались еще 7 крайних вариантов состава формирователя. Всего проведено 23 расчета.

Градиент скорости по длине частицы ΔV представляется в виде линейной регрессионной зависимости от длины стальной и алюминиевой частей (рисунок 3.54):

$$\Delta V = 3341,07 - 41,07l_{al} - 71,67l_{st}.$$

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

$l_{al} = 81,34 - 1,75l_{st}$ ($R^2=0,86$), где l_{al} – длина алюминиевой части кумулятивной выемки; $0 \leq l_{al} \leq 0,075d$; l_{st} – длина стальной части кумулятивной выемки; $0 \leq l_{st} \leq 0,075d$

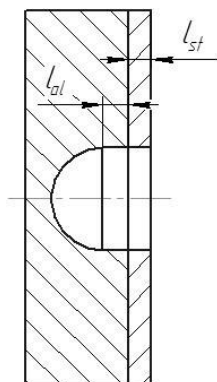


Рисунок 3.54 – Конструктивные параметры биметаллического формирователя, входящие в регрессионную модель

III модель. Зависимость массы частицы от массы ВВ

Зависимость массы частицы представляется в виде линейной зависимости от массы ВВ (рисунок 3.55).

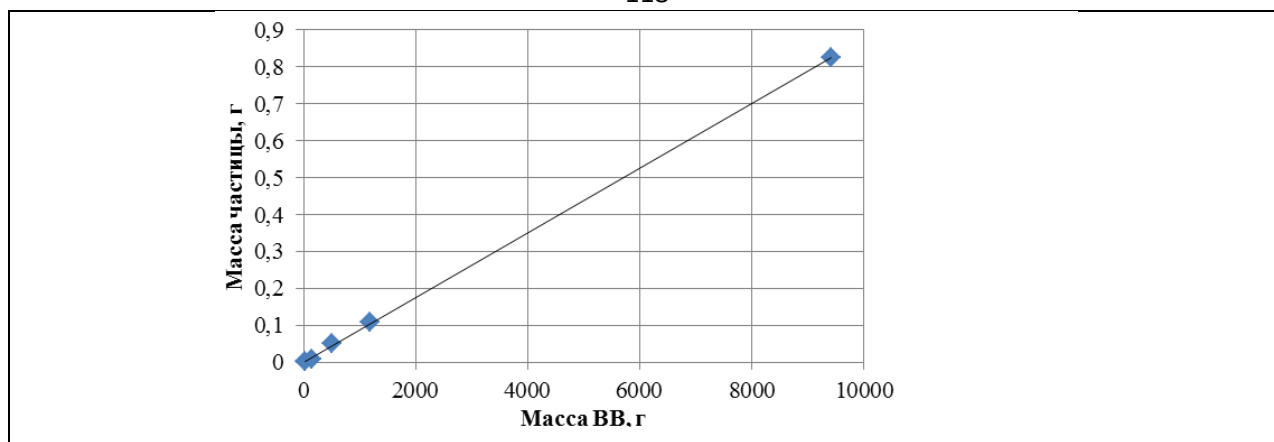


Рисунок 3.55 – Зависимость массы частицы от массы ВВ

$$M = 8,73 \cdot 10^{-5} M_{VV} + 2,48 \cdot 10^{-3} (R^2=0,999),$$

где M – масса частицы, г; M_{VV} – масса ВВ, $5 \leq M_{VV} \leq 5000$, г.

Полученные регрессионные модели позволяют выбирать конструктивные параметры ВМУ для получения необходимых параметров частицы при обработке ударной прочности элементов РКТ.

ГЛАВА 4 РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ВЗРЫВНОГО МЕТАТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА

При экспериментальной отработке ВМУ решались следующие задачи:

- экспериментальное подтверждение работоспособности взрывного метательного устройства в базовом исполнении с различными схемами инициирования заряда ВВ;
- экспериментальная отработка взрывного метательного устройства с различными вариантами отсечки головной части струи;
- экспериментальное подтверждение результатов численных расчетов.

Исследовались схемы инициирования заряда ВВ (по кольцу и точечное) и варианты отсечки низкоскоростной части струи (отсечка с помощью биметаллического формирователя и с помощью блока отсечки с дополнительным зарядом ВВ).

4.1 Конструкция и функционирование взрывного метательного устройства

ВМУ с кольцевым инициированием заряда ВВ состоит из системы инициирования (детонатор, укрепленный в канале центровочной пробки, линзы и кольцевая разводка из плоского слоя ВВ), заряда ВВ, формирователя, прокладки между зарядом и формирователем для установки требуемой скорости метания, проставки из пенопласта, промежуточной шайбы для защиты опоры от продуктов взрыва, шайбы из пенопласта, опоры и корпуса (рисунки 4.1, 4.2).

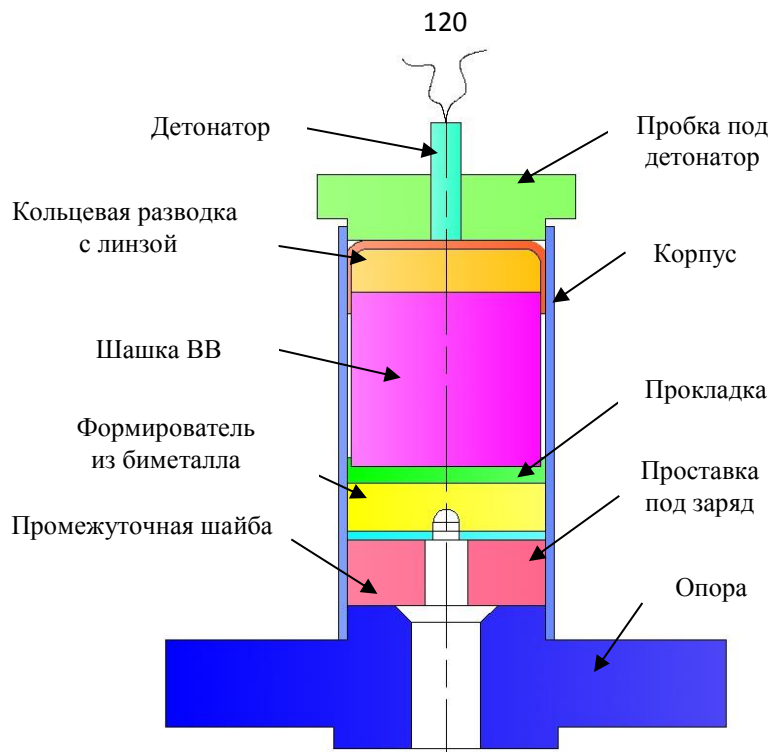


Рисунок 4.1 – ВМУ (структурная схема)

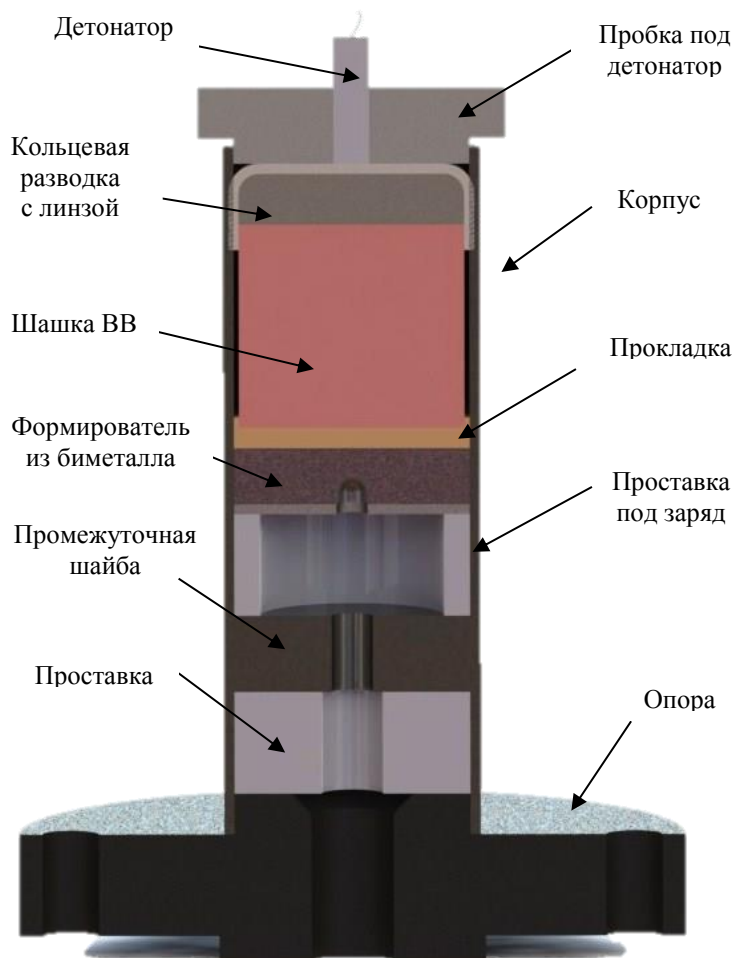


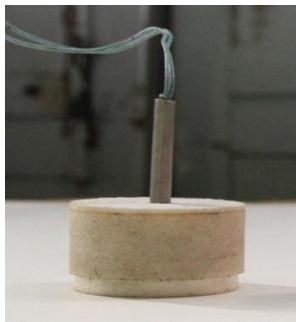
Рисунок 4.2 – ВМУ в разрезе (3D модель)

Основные характеристики образца взрывного метательного устройства представлены в таблице 17.

Таблица 17 – Характеристики ВМУ

Характеристика	Значение характеристики
Тип заряда ВВ, размеры, масса	Низкоплотное ВВ , 50х60 мм, 170 г Высокоплотное ВВ, 44х40 мм, 110 г
Диаметр выемки на формователе	6 мм
Длина цилиндрической части выемки на формователе	3 мм
Способ инициирования	По кольцу или в точке
Материал формователя	Биметалл (алюминий +сталь)
Диапазон скоростей	(7,0–11,0) км/с
Масса головной части струи	0,1 г

При срабатывании детонатора при помощи разводки из плоского ВВ и линзы реализуется кольцевой подрыв заряда ВВ. При схождении волн детонации к оси образуется ударная волна Маха, которая при выходе на поверхность кумулятивной выемки «полусфера-цилиндр» создает кумулятивную струю с массивной головной частью. Численные расчеты и эксперимент показали, что биметаллический формователь дополнительно увеличивает массу головной части струи и отсекает низкоскоростную часть струи (песта), которая в данном случае представляет собой сильно фрагментированный поток осколков. Присутствие прокладки из материала низкой плотности позволяет варьировать скорость головной части струи (рисунок 4.2). На рисунке 4.3 представлены фотографии основных составляющих образца ВМУ.



Пробка с детонатором



Вставка между формирователем и опорой.
Обеспечивает образование кумулятивной
струи в штатном режиме



Шашка высокоплотного ВВ



Формирователь из биметалла

Рисунок 4.3 – Фотографии основных составляющих ВМУ

На рисунке 4.4 представлена фотография образца ВМУ, который при испытаниях устанавливается на стенде (рисунок 4.5).



Рисунок 4.4 – Образец взрывного метательного устройства



Рисунок 4.5 – Вертикальная сборка экспериментального стенда

4.2 Схемы экспериментов

Разработано две схемы проведения экспериментов: вертикальная (рисунок 4.6) и горизонтальная (рисунок 4.7). В первом случае для измерения скорости частицы использовался контактный рамочный датчик, а во втором – бесконтактный электромагнитный датчик.

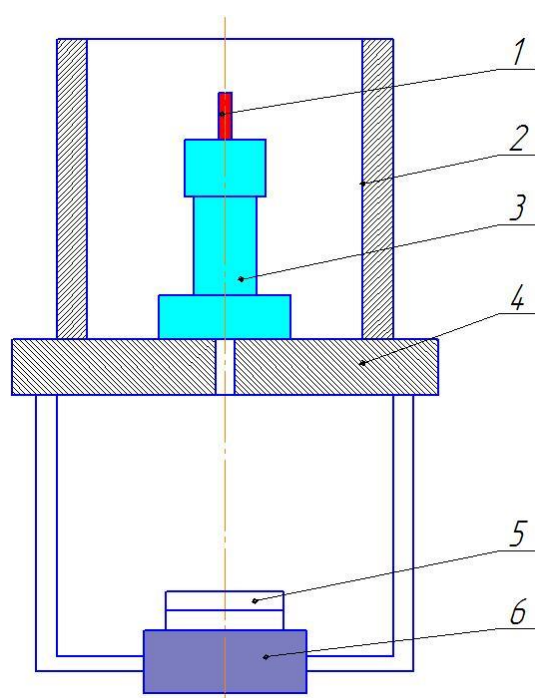


Рисунок 4.6 – Схема вертикальной сборки:

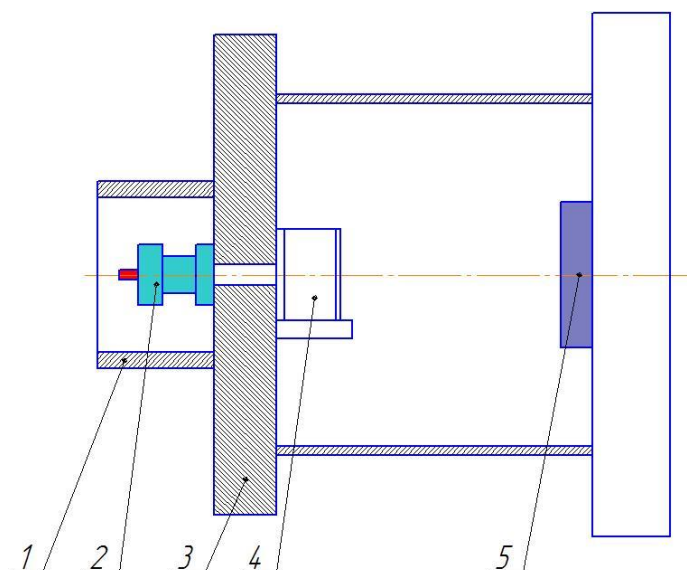


Рисунок 4.7 – Схема горизонтальной сборки:

1 – защитный экран; 2 – ВМУ; 3 – силовая плита; 4 – датчик измерения скорости; 5 – преграда

При проведении испытаний заряда на вертикальной сборке измерение скорости метаемой частицы производится контактным рамочным датчиком, сигнал от него регистрируется при помощи импульсного цифрового осциллографа. Рамочный датчик имеет две плоские рам-мишени, разнесенные на величину измерительной базы; каждая из которых состоит из листов фольги толщиной 0,25 мм, изолированных между собой тонким листом диэлектрического материала (полиэтилена, бумаги и т.п.). Частица поочередно замыкает обкладки первой и второй рам-мишеней, формируя тем самым два измеряемых сигнала. Основное конструктивное требование к рам-мишеням – минимальное растяжение в момент разрыва (замыкания) [120].

На рисунке 4.8 представлена характерная запись выходных сигналов рамочного датчика скорости (эксперимент № 5, таблица 18).

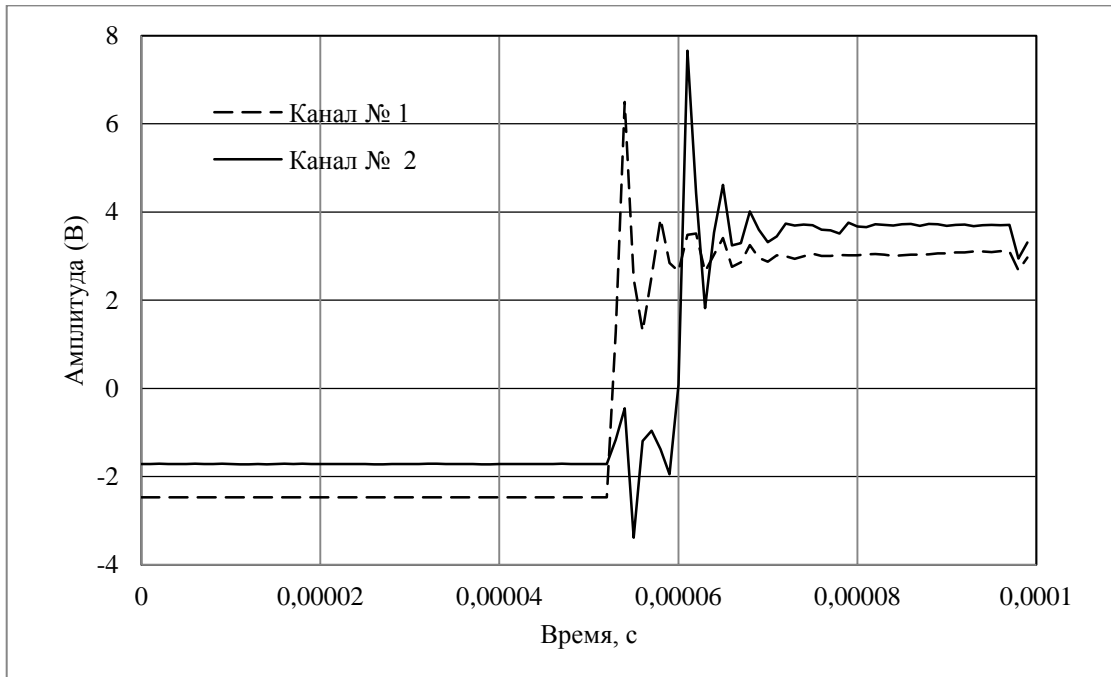


Рисунок 4.8 – Запись выходного сигнала рамочного датчика скорости

Пробитие рам-мишеней изменяет скорость частицы. В связи с этим произведена расчетная оценка влияния рамочного контактного датчика на скорость головной части струи-частицы.

Расчет проводился в двумерной постановке с осевой симметрией, с использованием эйлеровой схемы (рисунок 4.9). Постановка задачи описана выше (раздел 3.1).

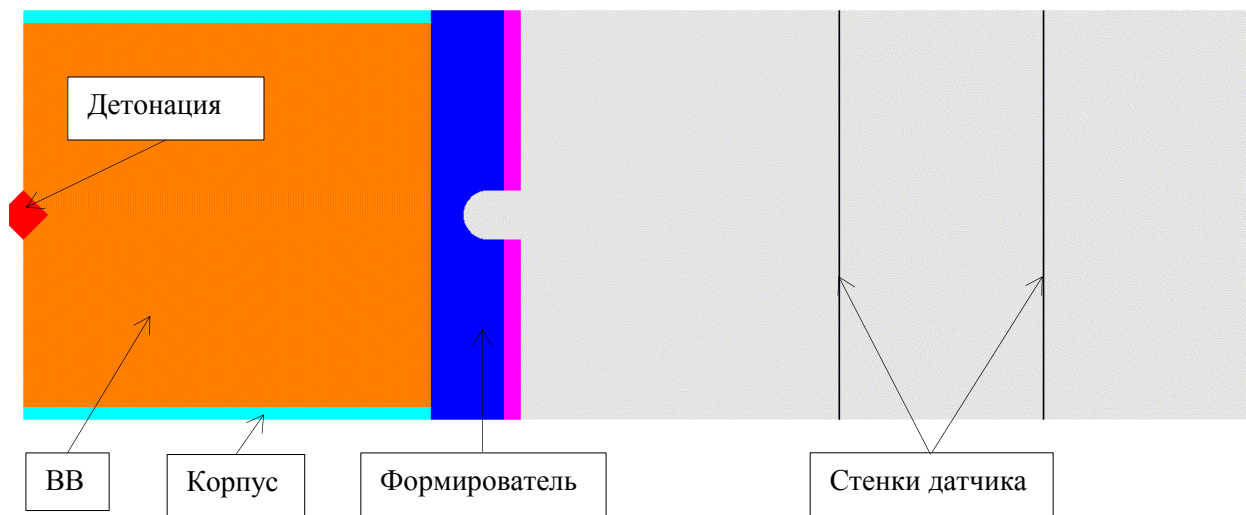


Рисунок 4.9 – Расчетная схема

В результате расчета установлено, что изменение скорости струи при прохождении рамок контактного датчика составляет ~ 500 м/с и может

разбивать головную часть струи на осколки. В этой связи предпочтительно использовать бесконтактные способы измерения скорости.

При испытаниях ВМУ на горизонтальной сборке измерение скорости метаемой частицы производилось бесконтактным электромагнитным датчиком, сигнал от него регистрируется при помощи импульсного цифрового осциллографа. Принцип действия датчика электромагнитной индукции основан на появлении вихревого электрического тока при изменении магнитного поля вследствие пролета частицы [120]. Конкретная конструкция датчика разработана и реализована И.Н. Ермиловым в ЦНИИмаш.

4.3 Результаты экспериментов

4.3.1 Результаты испытаний ВМУ с зарядом из низкоплотного ВВ

На первом этапе испытаний в качестве взрывчатки использовался низкоплотное пластичное ВВ, так как оно удобно в использовании и позволяет изготовить заряды разнообразной формы.

Испытания заряда с точечным подрывом показали самые стабильные результаты. Скорость, зафиксированная по результатам эксперимента, составила $(5,02 \pm 0,03)$ км/с. Учитывая все технологические особенности при изготовлении заряда, данный результат указывает на возможность применения данного вида взрывного метания для отработки конструкций на ударное воздействие осколочно-метеороидной среды.

При испытаниях заряда с кольцевым подрывом зафиксирована скорость $(6,54 \pm 0,27)$ км/с. Большой разброс значений скорости объясняется повышенной нестационарностью процесса детонации в заряде ВВ по сравнению с точечной схемой инициирования.

Испытания схемы отсечки с использованием точечного подрыва заряда и биметаллического формователя показали надежность срабатывания данной схемы отсечки. Зафиксированы скорости метания $(5,63 \pm 0,08)$ км/с.

На рисунке 4.10 приведена фотография кратера в алюминиевой плите после испытания горизонтальной сборки без отсечки головной части струи-

частицы. Маркером обведен кратер от удара безградиентной головной части струи-частицы. Отклонение центра кратера от оси ВМУ, располагавшегося горизонтально на расстоянии 2 м от преграды, составило около 2 см. Форма кратера, образующегося при ударе метаемого ударника в полубесконечную преграду, шероховатая со слабо выраженным углублением, что косвенно подтверждает компактность частицы (безградиентность головной части струи).



Рисунок 4.10 – Характерный вид полубесконечной преграды (алюминиевой плиты) после воздействия ВМУ. Выстрел произведен горизонтально. Расстояние от ВМУ до преграды ~ 2 м. Точечное инициирование. Без отсечки низкоскоростной части струи

На рисунке 4.11 представлена фотография кратера в алюминиевой плите после испытания вертикальной сборки ВМУ без отсечки головной части струи-частицы. Кратер имеет несимметричные края и выраженное углубление в центре. Поверхность кратера шероховатая. При этом радиус общего повреждения примерно в два раза больше радиуса кратера. Расстояние от ВМУ до полубесконечной преграды составляло 0,5 м.



Рисунок 4.11 – Характерный вид полубесконечной преграды (алюминиевой плиты) после воздействия ВМУ. Выстрел произведен вертикально. Расстояние от ВМУ до преграды около 0,5 м. Кольцевое инициирование

На рисунке 4.12 приведена фотография кратера в алюминиевой плите после испытания горизонтальной сборки с отсечкой головной части струи с помощью биметаллического формирователя. Заряд располагался горизонтально на расстоянии 2 м от преграды. На фотографии видно, что кратер полусферический, имеет ровные симметричные края выброса и гладкую, почти зеркальную поверхность. При этом радиус общего повреждения значительно больше радиуса кратера. Форма кратера, образующегося при ударе метаемого ударника в полубесконечную преграду, без выраженного углубления, косвенно подтверждает наличие безградиентности. Вокруг основного имеются множественные мелкие кратеры, образованные отсеченной низкоскоростной частью струи.

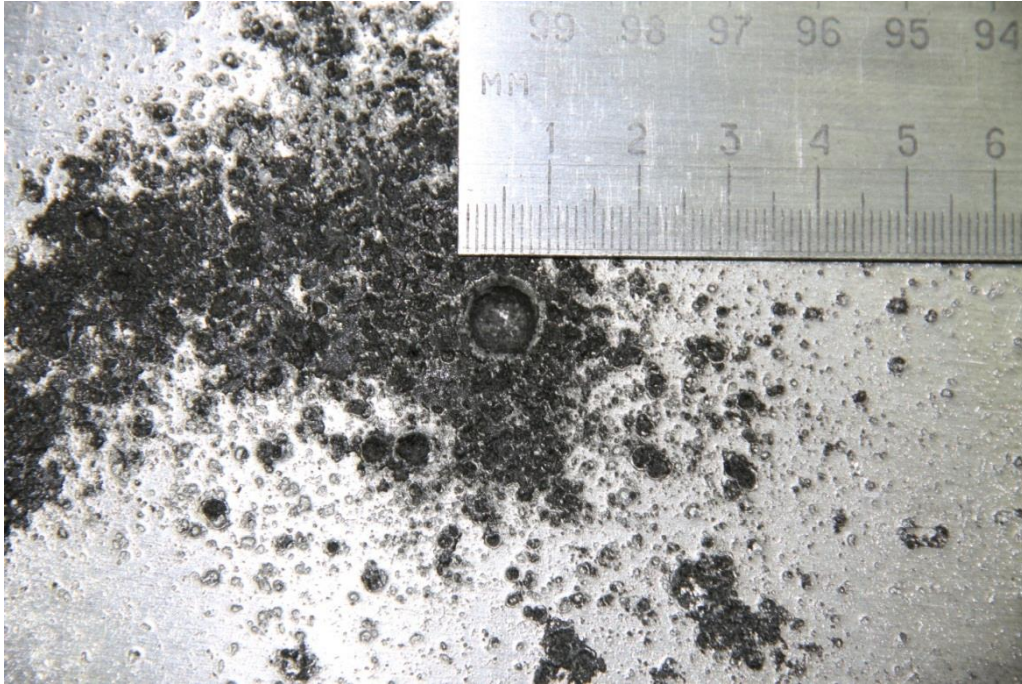


Рисунок 4.12 – Характерный вид полубесконечной преграды (алюминиевая плита) после воздействия ВМУ. Выстрел произведен горизонтально. Расстояние от ВМУ до преграды ~ 2 м. Точечное инициирование. Без отсечки низкоскоростной части

Результаты испытаний ВМУ с низкоплотным ВВ подтвердили возможность получения компактных высокоскоростных элементов на основе безградиентных струй из алюминиевых сплавов.

4.3.2 Результаты испытаний ВМУ с шашкой из высокоплотного ВВ

Вторым этапом экспериментальной отработки стало применение в высокоплотного ВВ в виде прессованных шашек. Исследовалось также возможность отсечки головной части струи с использованием дополнительного заряда ВВ (рисунок 4.13).



Рисунок 4.13 – ВМУ с отсечкой дополнительным зарядом ВВ

Использование дополнительного заряда ВВ для отсечки головной части струи не показало надежных результатов. Оказалось, что такой способ требует трудно достижимой точности подрыва дополнительного заряда ВВ с помощью линии разводки детонации. Время задержки срабатывания дополнительного заряда ВВ для ВМУ с кольцевым подрывом составляет до (2–3) мкс.

Несколько лучше показал себя отсечной механизм с дополнительным зарядом ВВ и сминаемой стальной трубкой с предварительно нанесенными насечками. Принцип его действия описан выше (глава 2). На рисунке 4.14 представлены фотографии сминаемой трубки до и после проведения

эксперимента. Видно, что трубка обрезалась по краям точно по предварительно нанесенным насечкам.

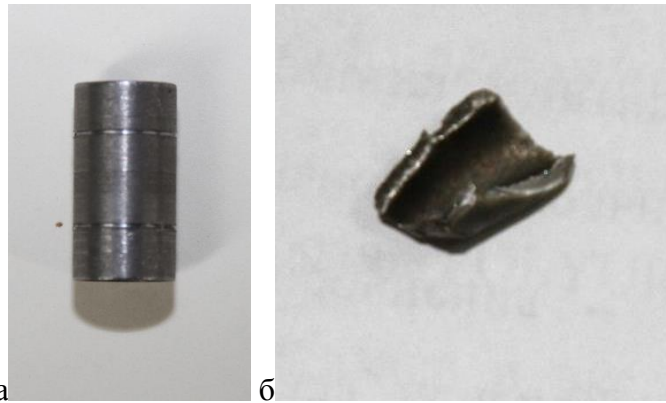


Рисунок 4.14 – Сминаемая трубка: а – до эксперимента; б – после эксперимента

На рисунке 4.15 представлена фотография кратера от ВМУ после испытания горизонтальной сборки с использованием отсечки головной части струи-частицы с помощью дополнительного заряда ВВ и сминаемой трубки. Кратер с шероховатой поверхностью имеет несимметричные края и выраженное углубление в центре. При этом радиус общего повреждения гораздо больше радиуса кратера, что свидетельствует о том, что дополнительный заряд ВВ сработал слишком рано и разбил головную часть струи-частицы.



Рисунок 4.15 – Повреждение преграды после срабатывания ВМУ с отсечкой с помощью дополнительного заряда ВВ и сминаемой трубки

На рисунке 4.16 представлены результаты измерения скорости частицы для эксперимента № 12, зафиксированные контактным датчиком. Скорость головной части струи составила 6,4 км/с.

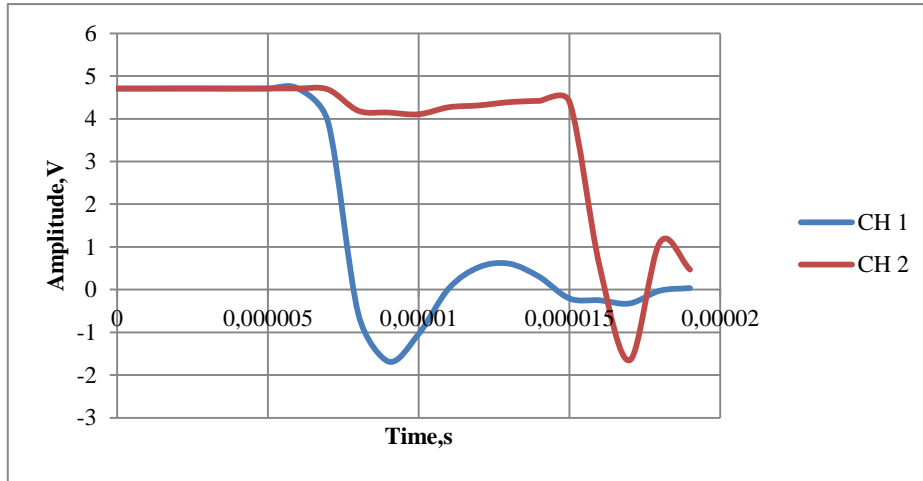


Рисунок 4.16 – Показания контактного датчика измерения скорости частицы

На рисунках 4.17, 4.18 представлены графики измерения скорости на базах 100 и 945 мм для эксперимента № 14 (таблица 18). На базе 100 мм зафиксирована средняя скорость пролета головных частей струи-частицы – $(11,22 \pm 0,98)$ км/с. На базе 945 мм зафиксирована средняя скорость пролета головных частей струи-частицы $(6,41 \pm 0,85)$ км/с. Такое различие может быть объяснено тем, что в данном эксперименте применялся блок отсечки струи с дополнительным зарядом ВВ. Этот заряд, срабатывая раньше выхода частицы из блока отсечки, перекрывал выходной канал и разбивал монолитную струю, образуя мелкодисперсную высокоскоростную фракцию, которая на большой измерительной базе сильно теряет скорость.

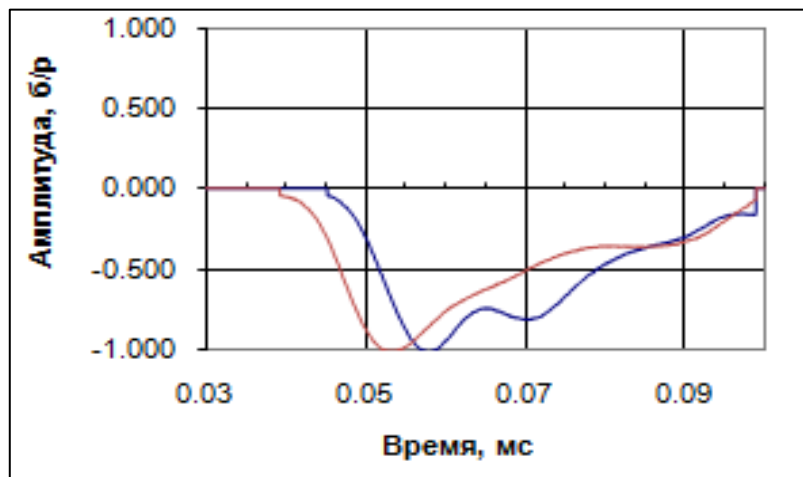


Рисунок 4.17 – Показания электромагнитного датчика скорости с базой 100 мм

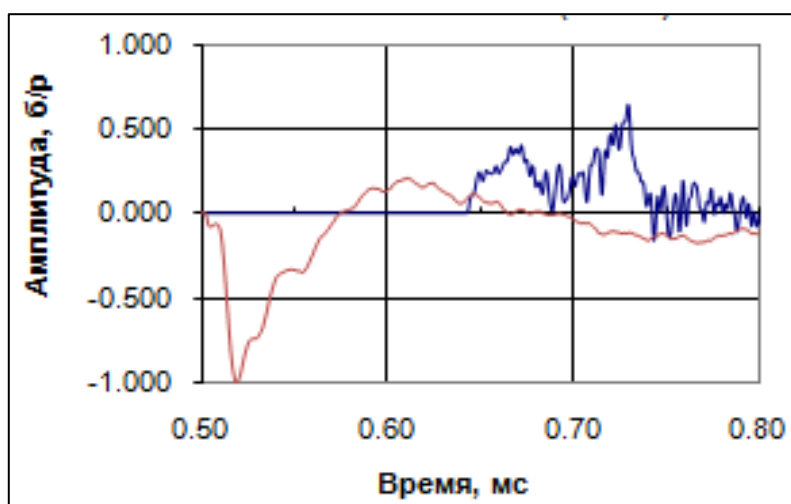


Рисунок 4.18 – Показания электромагнитного датчика скорости с базой 945 мм

В эксперименте № 16 от 08.07.2014 г. оба датчика электромагнитной индукции зафиксировали одинаковую скорость 10,5 км/с (рисунки 4.19, 4.20). Это связано с тем, что в данном эксперименте не применялся блок отсечки струи с дополнительным зарядом ВВ и струя не была разрушена на мелкие частицы. Отсечка производилась с помощью биметаллического формирователя. Кратер: диаметр 8 мм, глубина 5 мм. Присутствуют следы мусора. Для данного эксперимента была разработана улучшенная система кольцевого инициирования заряда ВВ. Отклонение скорости измеренной в эксперименте от расчетной составило не более 4 %.

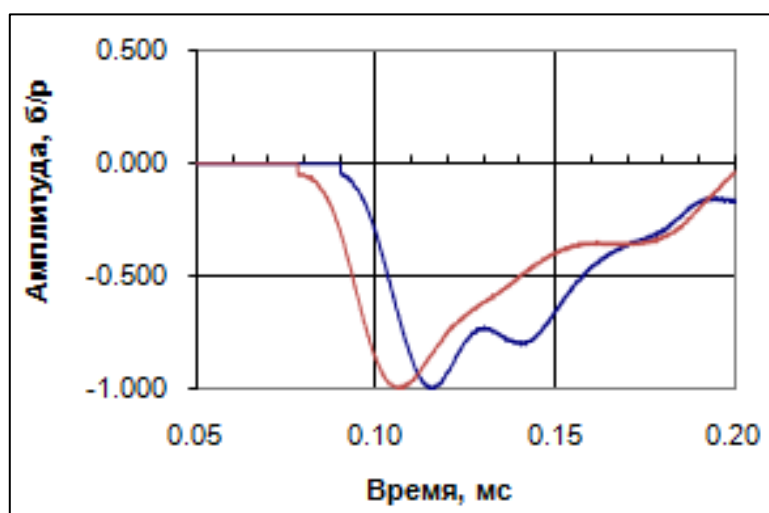


Рисунок. 4.19 – Показания электромагнитного датчика измерения скорости частицы с базой 100 мм

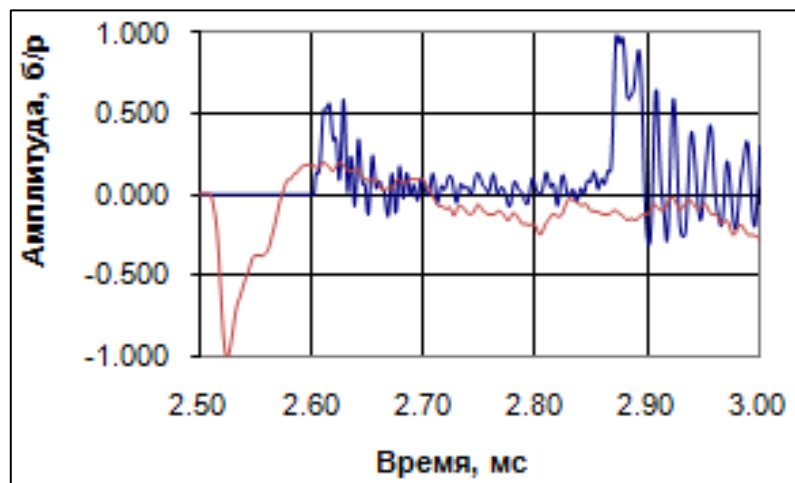


Рисунок 4.20 – Показания электромагнитного датчика измерения скорости частицы с базой 945 мм

Для ВМУ с точечным инициированием заряда ВВ скорость частицы метания составила $(6,2 \pm 0,18)$ км/с при измерении контактным рамочным датчиком.

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. Самое большее значение скорости частицы, зафиксированной в экспериментах, составило 16,2 км/с. Необходимо отметить, что достоверность этого результата может быть оспорена.

В сводной таблице 18 приведены основные результаты испытаний.

Таблица 18 – Результаты экспериментальной отработки

Номер эксперимента	Инициирование	Скорость, км/с	Средство измерения	Схема эксперимента	Способ отсечки струи	Примечание
1	По кольцу	6,81	Контактный датчик	Вертикальная		
2	Точечное	3,45	Контактный датчик	Вертикальная		Сбой
3	По кольцу	1,6/6,25	Контактный датчик	Вертикальная		
4	По кольцу		Контактный датчик	Горизонтальная		Сбой
5	Точечное	4,99	Контактный датчик	Горизонтальная		
6	Точечное	5,05	Контактный датчик	Горизонтальная		
7	Точечное	5,55	Контактный датчик	Вертикальная	Биметалл	
8	Точечное	5,7	Контактный датчик	Горизонтальная	Биметалл	
9	Точечное	6,2	Контактный датчик	Вертикальная	Отсутствует	
10	Точечное	5,44	Контактный датчик	Вертикальная	Блок отсечки (трубка)	
11	Точечное	6,04	Контактный датчик	Вертикальная	Блок отсечки (трубка)	
12	Точечное	6,4	Контактный датчик	Вертикальная	Блок отсечки (трубка)	
13	По кольцу	База 100 мм: (10,2 ±1,2)	Датчик электромагнитной индукции (база 100 мм)	Горизонтальная	Блок отсечки (задвижка)	
14	По кольцу	База 100 мм: (11,22±0,98) База 945мм: (6,41±0,85)	Два датчика электромагнитной индукции (базы 100 и 945 мм)	Горизонтальная	Биметаллический формирователь + Блок отсечки (задвижка)	
15	По кольцу	База 100 мм: (10,26±0,549) База 945 мм: 6,54)	Два датчика электромагнитной индукции (базы 100 и 945 мм)	Горизонтальная	Блок отсечки (трубка)	

Номер эксперимента	Инициирование	Скорость, км/с	Способ измерения	Схема расположения	Способ отсечки струи	Примечание
16	По кольцу	База 100 мм: (10,5±0,639) База 945 мм: (10,5±0,549)	Два датчика электромагнитной индукции (базы 100 и 945 мм)	Горизонтальная	Биметаллический формирователь	
17	По кольцу		Два датчика электромагнитной индукции (базы 100 и 945 мм)	Горизонтальная	Биметаллический формирователь	Сбой
18	По кольцу	База 100 мм: скорость частицы (16,12±1,2) База 945 мм: скорость частицы (7,56±0,92)	Два датчика электромагнитной индукции (базы 100 и 945 мм)	Горизонтальная	Блок отсечки (трубка)	
19	По кольцу		Два датчика электромагнитной индукции (базы 100 и 945 мм)	Вертикальная	Блок отсечки (трубка)	Сбой
20	По кольцу	База 100 мм: скорость частицы (9,72±1,2) База 945 мм: скорость частицы (8,57±0,92)	Два датчика электромагнитной индукции (базы 100 и 945 мм)	Горизонтальная	Блок отсечки (трубка)	
21	По кольцу	База 100 мм: скорость частицы (3,12±1,2)	Датчик электромагнитной индукции (базы 100 мм)	Горизонтальная	Проставка из металла с каналом 7мм	

Номер эксперимента	Инициирование	Скорость, км/с	Способ измерения	Схема расположения	Способ отсечки струи	Примечание
22	По кольцу	База 100 мм: скорость частицы (7,52±1,2)	Датчик электромагнитной индукции (базы 100 мм)	Горизонтальная	Проставка из металла с каналом 7мм–высота 5 мм, 1 6мм–высота 20 мм	
23	По кольцу	База 100 мм: скорость частицы (4,32±1,2)	Датчик электромагнитной индукции (базы 100 мм)	Горизонтальная	Проставка из пенопласта с каналом, 16мм– высота 20 мм. Под формирователем установлена стальная пластина толщиной 1 мм.	
24	По кольцу	База 100 мм: скорость частицы (19,8±1,2)	Датчик электромагнитной индукции (базы 100 мм)	Горизонтальная	Проставка из пенопласта с каналом, 16мм– высота 20 мм	

4.4 Сравнение результатов расчета с экспериментальными данными

На рисунке 4.21 представлено распределение скорости в струе для ВМУ с высокоплотным ВВ с точечным и кольцевым инициированием с параметрами, выбранными по результатам расчетно-экспериментального исследования.

Средняя скорость головной части струи при функционировании ВМУ с точечным подрывом составила 6,98 км/с, с кольцевым подрывом – 10,85 км/с (рисунок 4.21).

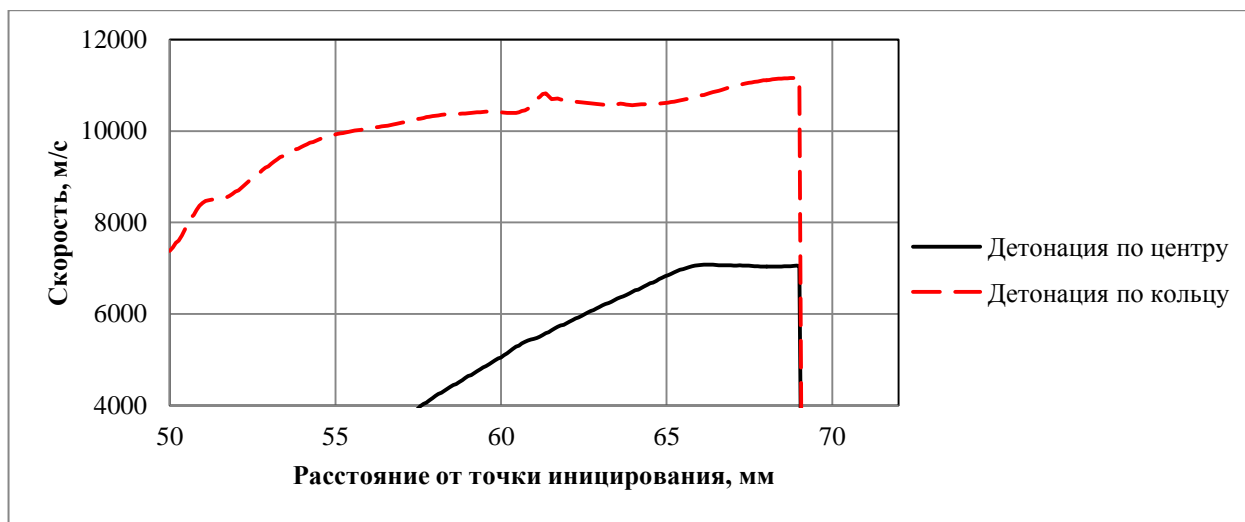


Рисунок 4.21 – Распределение скорости в струе при кольцевой и центральной детонации заряда

В таблице 19 представлены данные сравнения экспериментальных и расчетных результатов.

Таблица 19 – Сравнение расчетных и экспериментальных данных

Вид инициирования	Расчет	Эксперимент
Точечное инициирование	Средняя скорость головной части струи-частицы 6,98 км/с	Скорость частицы составила $(6,2 \pm 0,18)$ км/с при измерении рамочным датчиком с базой 50 мм. Отклонение результатов эксперимента от расчета составило 14%
Кольцевое инициирование	Средняя скорость головной части струи-частицы 10,85 км/с	Скорость частицы составила $(11,33 \pm 0,89)$ км/с при измерении датчиком электромагнитной индукции с базой 100 мм. Отклонение результатов эксперимента от расчета составило не более 5%

4.5 Кратерообразование в биметаллической преграде

Образованию кратеров при высокоскоростном соударении твёрдых тел с преградами посвящены многочисленные исследования [82, 121–126].

В [26] представлены полуэмпирические зависимости, связывающие диаметр и глубину кратера с параметрами преграды и метаемой частицы для диапазона скоростей от 0 до 21 км/с. Основным фактором, влияющим на параметры образующегося кратера, является скорость метаемой частицы. При соударении на скорости свыше (0,1–0,3) км/с имеют место процессы пластического деформирования материала преграды. В диапазоне скоростей до 3 км/с различают следующие механизмы внедрения частицы в преграду: «аэродинамический» (зона А), переходный (зона П) и кратерный (зона К) (рисунок 4.22) [35]. При этом параметр P , характеризующий соударение, определяется следующим образом:

$$P = \left(\frac{\rho_{\text{ч}}}{\rho_{\text{п}}}\right) \exp\left(\frac{\sigma_{\text{ч}} - \sigma_{\text{п}}}{\sigma_{\text{ч}}}\right),$$

где $\rho_{\text{ч}}$, $\rho_{\text{п}}$ – соответственно плотности ударника и преграды, $\sigma_{\text{ч}}$, $\sigma_{\text{п}}$ – пределы текучести ударника и преграды.

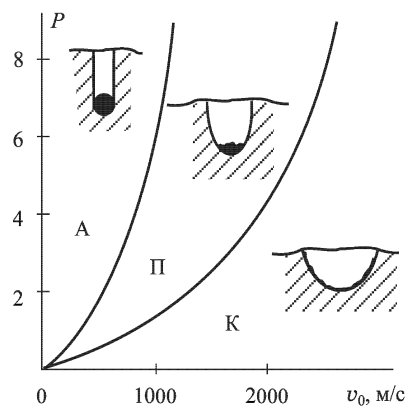


Рисунок 4.22 – Классификация механизмов внедрения частицы на плоскость ($V_0 - P$)

При скоростях соударения свыше (5,0–6,0) км/с начинаются процессы плавления частицы и преграды, кратер приобретает сферическую форму, расплавленный материал кратера выдавливается из него и, застывая, образует вокруг него бустер. При увеличении скорости соударения свыше (10,0–15,0) км/с возникает парообразование материалов, соударение частицы с преградой приобретает взрывной характер, диаметр кратера увеличивается при почти неизменной его глубине. При высокоскоростном соударении частицы с преградой за счет процесса диссипации ударных волн в неоднородной структуре материала могут образовываться вторичные кратеры [127]. На рисунке 4.23

представлены фотографии сечений кратеров в свинцовой преграде при различных скоростях соударения [128].

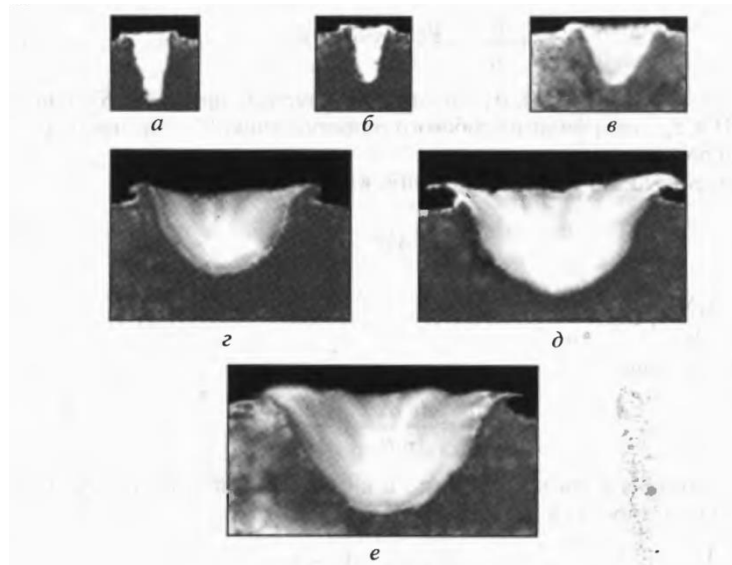


Рисунок 4.23 – Сечение кратеров в свинцовой преграде при различных скоростях (км/с) удара: а – 0,6; б – 0,7; в – 1,3; г – 3,1; д – 4,4; е – 5,5

Форма образующегося кратера в значительной степени характеризует ударник. Кумулятивная струя создает в мишени туннелеобразное углубление, тогда как компактная частица при той же скорости образует кратер по форме близкий к полусфере. Так как ВМУ формирует частицу в процессе ее ускорения, вопрос о ее компактности является практически очень важным. Поэтому в данной работе исследовалось кратерообразование в преграде под действием частиц, формируемых ВМУ.

4.5.1 Исследование кратера в пластине (эксперимент № 6, без отсечки песта)

Преграда представляет собой пластину из сплава АМг-6 изготовленную методом прокатки; с обеих сторон пластина плакирована пластинами из АД-1 толщиной 1 мм. Общая толщина мишени составляет 10 мм. При предыспытательном численном моделировании действия ВМУ получены параметры кумулятивной струи. Струя имеет безградиентную головную часть и соразмерный ей пест. Материал – алюминиевый сплав АМг-6. Скорость головной части струи 5,0 км/с.

Проводилось метание с помощью ВМУ с точечным инициированием без отсечки низкоскоростной части струи на биметаллическую алюминиевую преграду.

Сечение образца с кратером представлено на рисунке 4.24 (после полировки и травления).



Образец после полировки



Образец после травления

Рисунок 4.24 – Кратер в экспериментальном образце

На рисунке 4.25 показано расположение контрольных точек на экспериментальном образце. Рассмотрим структуру материала образца в точках 1, 3, 4, 7, 9.

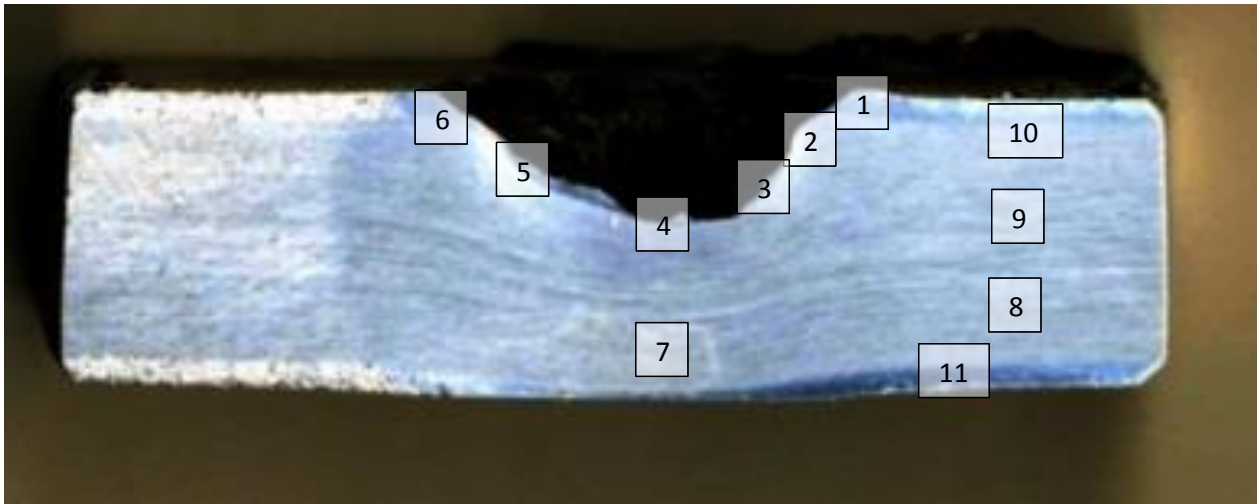
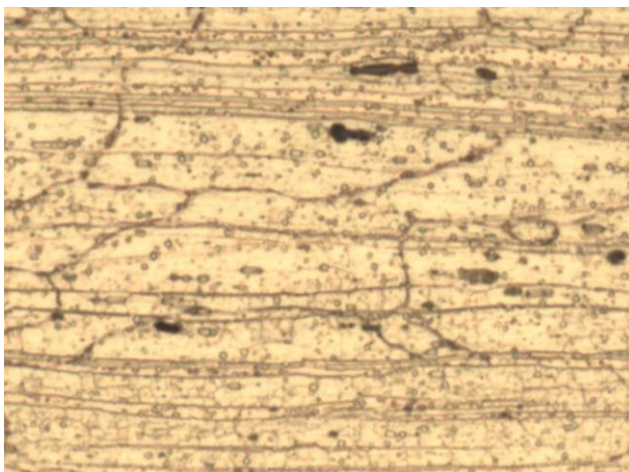


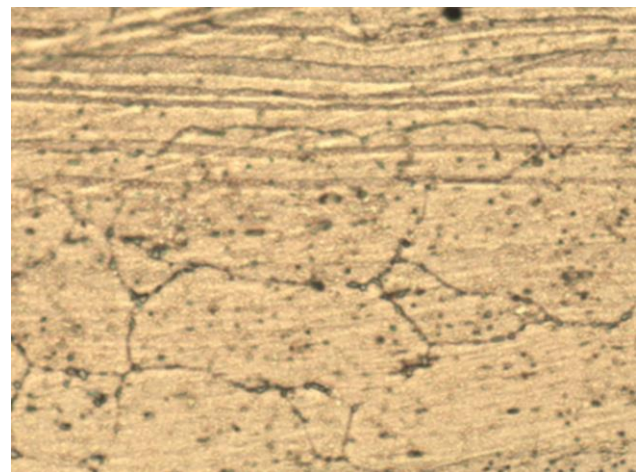
Рисунок 4.25 – Расположение контрольных точек для металлографического исследования

На рисунке 4.26 представлено сравнение структуры материала под кратером (точка 7) и в неповрежденной области (точка 9).

В неповрежденной области зерна имеют вытянутую форму за счет способа изготовления образца (метод прокатки). В месте соударения (точка 7) зерна имеют более вытянутую форму за счет деформаций при соударении.



Точка 7

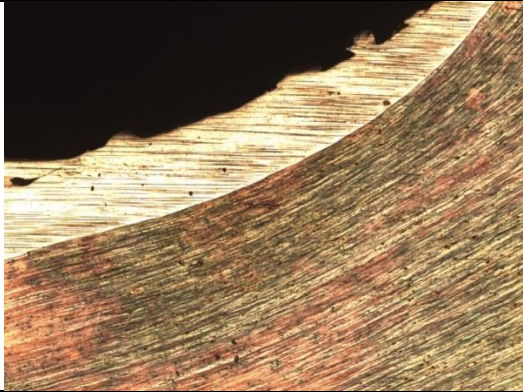
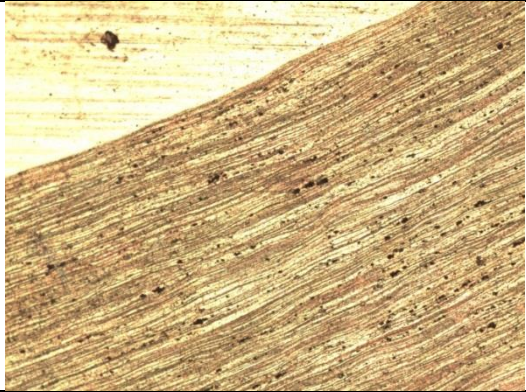
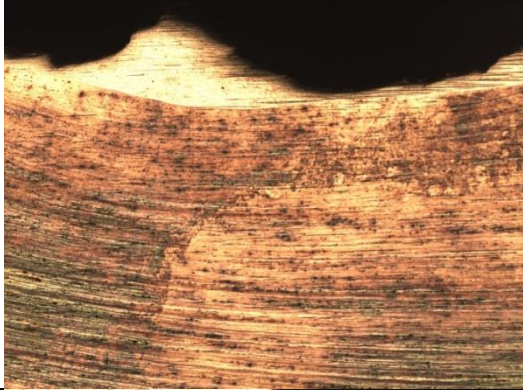





Точка 9

Рисунок 4.26 – Структура материала под кратером и в неповрежденной области (точки 7 и 9). Фото с 50-кратным увеличением

В таблице 20 представлены снимки различных точек кратера: на стенке кратера (точка 3), на дне кратера (точка 4) и в месте образования бустера (точка 6).

Таблица 20 – Сечение кратера при различных увеличениях

Номер точки	Степень увеличения	
	5-кратное увеличение	20-кратное увеличение
3		
4		
6		

На снимках видна четкая картина течения материала преграды после соударения. В месте образования бустера (точка 6) наблюдается прерывание плакирующего слоя. Кратер имеет несимметричную форму. Так как в данном эксперименте отсутствует отсечка низкоскоростной части струи, можно полагать, что частица имела неправильную форму.

4.5.2 Исследование кратера в пластине (эксперимент № 8, с отсечкой песта)

Преграда представляет собой пластину из сплава АМг-6 изготовленную методом прокатки; с обеих сторон пластина плакирована пластинами из АД-1 толщиной 1 мм. Общая толщина мишени составляет 10 мм. При предыспытательном численном моделировании действия ВМУ получены данные по размеру частицы и форме метаемой частицы. Частица имеет форму близкую к сферической диаметром 2 мм. Материал частицы – алюминиевый сплав АМг-6. Скорость частицы – 5,7 км/с. Проводилось метание с помощью ВМУ с точечным инициированием с отсечкой низкоскоростной части струи на биметаллическую алюминиевую преграду.

Сечение образца с кратером представлено на рисунке 4.27 (после полировки и травления)



Образец после полировки



Образец после травления

Рисунок 4.27 – Кратер в экспериментальном образце

На рисунке 4.28 представлено расположение контрольных точек на экспериментальном образце. Рассмотрим структуру материала образца в точках 1, 3, 4, 7, 9.

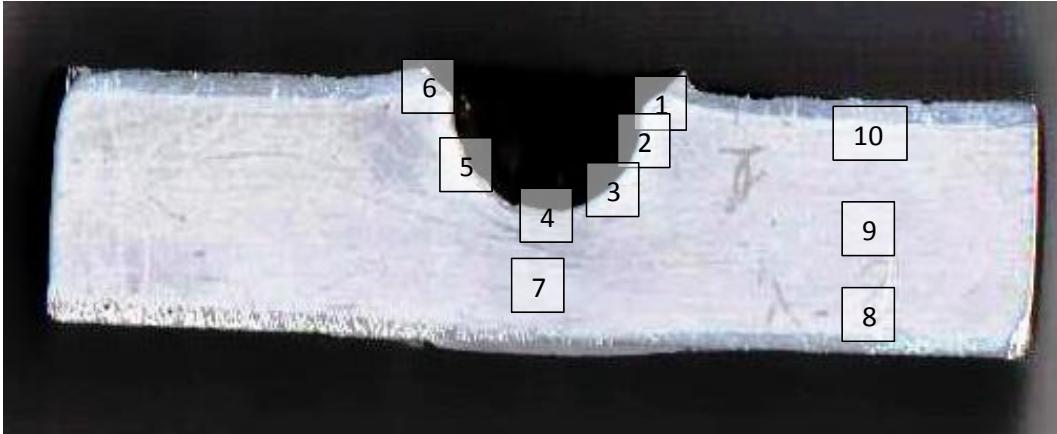
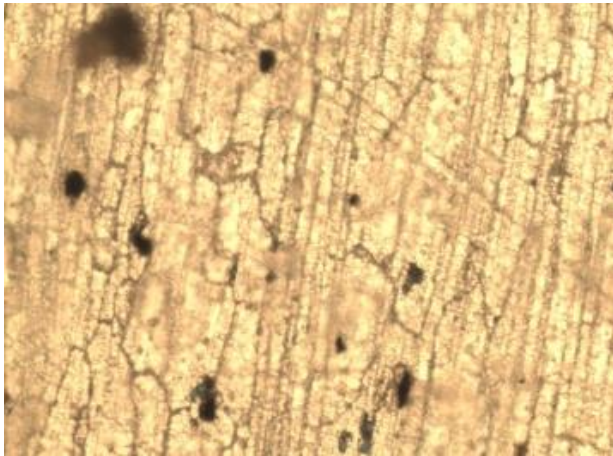
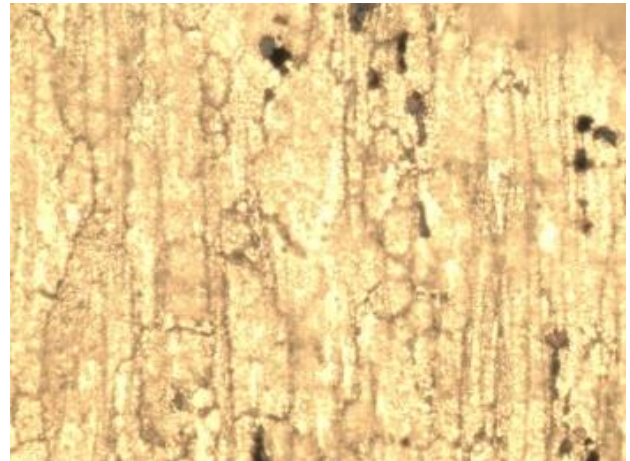


Рисунок 4.28 – Расположение контрольных точек для металлографического исследования

На рисунке 4.29 представлено сравнение структуры материала под кратером (точка 7) и в неповрежденной области (точка 9). В неповрежденной области зерна имеют вытянутую форму, полученную при изготовлении образца методом прокатки. При соударении (точка 7) зерна еще более вытягиваются за счет деформаций при соударении.



Точка 7

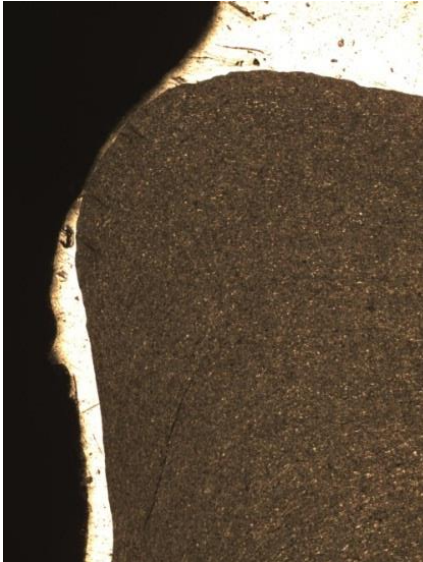
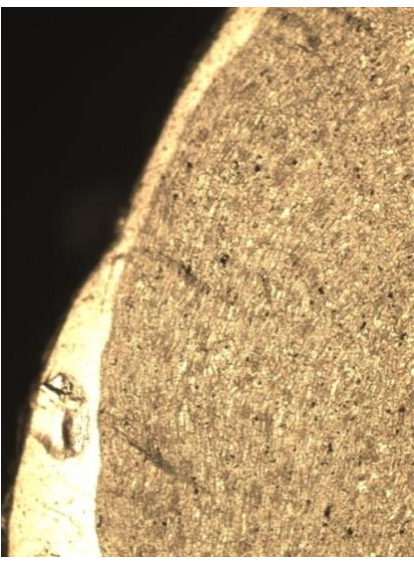
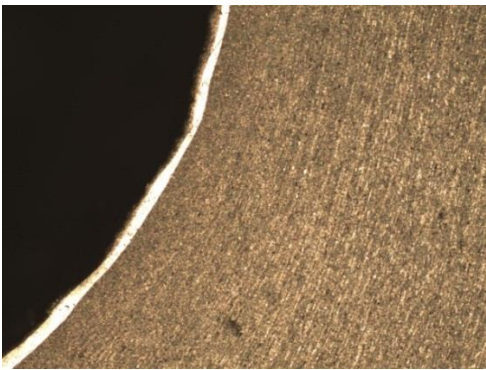





Точка 9

Рисунок 4.29 – Структура под кратером и в неповрежденной области (точки 7 и 9) с 50-кратным увеличением

В таблице 21 представлены снимки различных точек кратера: в месте образования бустера (точка 1), на стенке кратера (точка 3) и на дне кратера (точка 4).

Таблица 21 – Сечение кратера при различных увеличениях

Номер точки	Степень увеличения	
	5-кратное увеличение	20-кратное увеличение
1		
3		
4		

В месте образования бустера (точка 1) при взаимодействии с ударником материал преграды как бы вытекает из-под ударника и образует «воротник»,

причем в данном случае видно, что поверхностный слой АД-1 истончился, но не разрушился полностью. На стенке кратера (точка 3) при 20-кратном увеличении виден слой серого металла, по цвету и количеству пор похожий на основной материал преграды – АМг-6. Предположительно это материал ударника, который растекся по стенке кратера. На дне кратера (точка 4) наблюдается небольшая впадинка, в которой не произошло повреждения плакирующего слоя АД-1. В рассмотренных местах кратера зерна основного материала АМг-6 имеют вытянутую форму. Внешний плакирующий слой АД-1 не имеет прерываний.

Проведен дополнительный спектральный анализ химического состава материала образца в точке 3 с помощью электронного микроскопа (рисунок 4.30). Выделены четыре зоны: Spectrum 1 – основной материал пластины (предположительно АМг-6), Spectrum 2 – материал плакирующего слоя (предположительно АД-1), Spectrum 3 – материал ударника (предположительно АМг-6), Spectrum 4 – материал плакирующего слоя (предположительно АД-1).

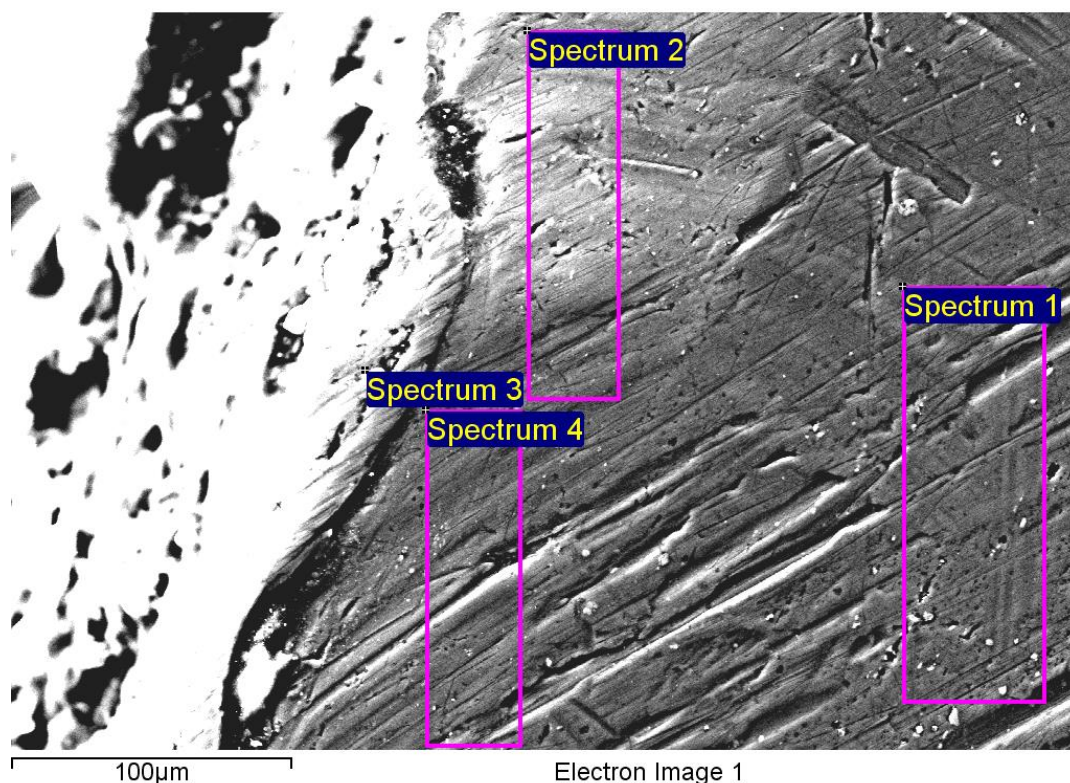


Рисунок 4.30 – Структура стенки кратера с остатками материала ударника

Химический состав сплавов АД-1 и АМг-6 согласно [130] представлен в таблице 22. В таблице 23 представлен химический состав рассмотренных спектров образца.

Таблица 22 – Химический состав АМг-6 и АД-1

Материал	Химический элемент			
	Mg, %	Al, %	Mn, %	Fe, %
АМг-6	5,80 – 6,80	91,1 – 93,68	0,50 – 0,80	до 0,40
АД-1	до 0,05	мин 99,30	до 0,03	до 0,30

Таблица 23 – Химический состав образца

Номер спектра	Химический элемент					
	O, %	Mg, %	Al, %	Mn, %	Fe, %	Total, %
1	1,98	5,96	90,75	0,80	0,51	100,00
2	1,99	0,00	97,67	0,00	0,35	100,00
3	3,24	6,07	90,04	0,42	0,22	100,00
4	1,87	0,00	97,79	0,00	0,34	100,00

Исходя из данных таблиц 22 и 23, можно точно утверждать, что на стенке кратера находится материал АМг-6, что соответствует материалу ударника.

4.5.3 Расчет высокоскоростного воздействия частицы на биметаллическую пластину

Проведено постиспытательное моделирование действия ВМУ на преграду. Результаты данного эксперимента позволят верифицировать численные расчеты воздействия высокоскоростной метаемой частицы на преграду в части процесса кратерообразования. На рисунке 4.31 показана расчетная схема.

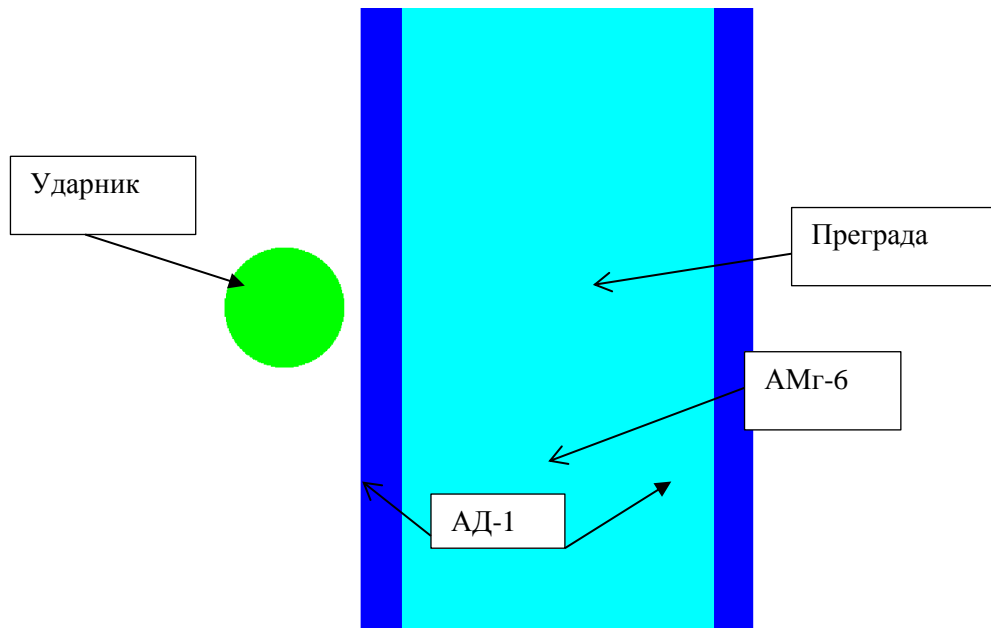


Рисунок 4.31 – Расчетная схема

Расчет производился с использованием лицензионного программного комплекса ANSYS/AUTODYN методом SPH. Постановка задачи двумерная, осесимметричная. Размер ячейки – 0,05 мм (всего в расчетную схему закладывалось 162772 ячеек). Материал частицы – алюминиевый сплав АМг-6. Скорость частицы 5,7 км/с. Свойства материалов АМг-6 и АД-1 представлены в таблицах 7, 14.

Результаты численных расчётов процесса воздействия частицы на биметаллическую преграду наглядно представлены на рисунке 4.32 и в таблице 24.

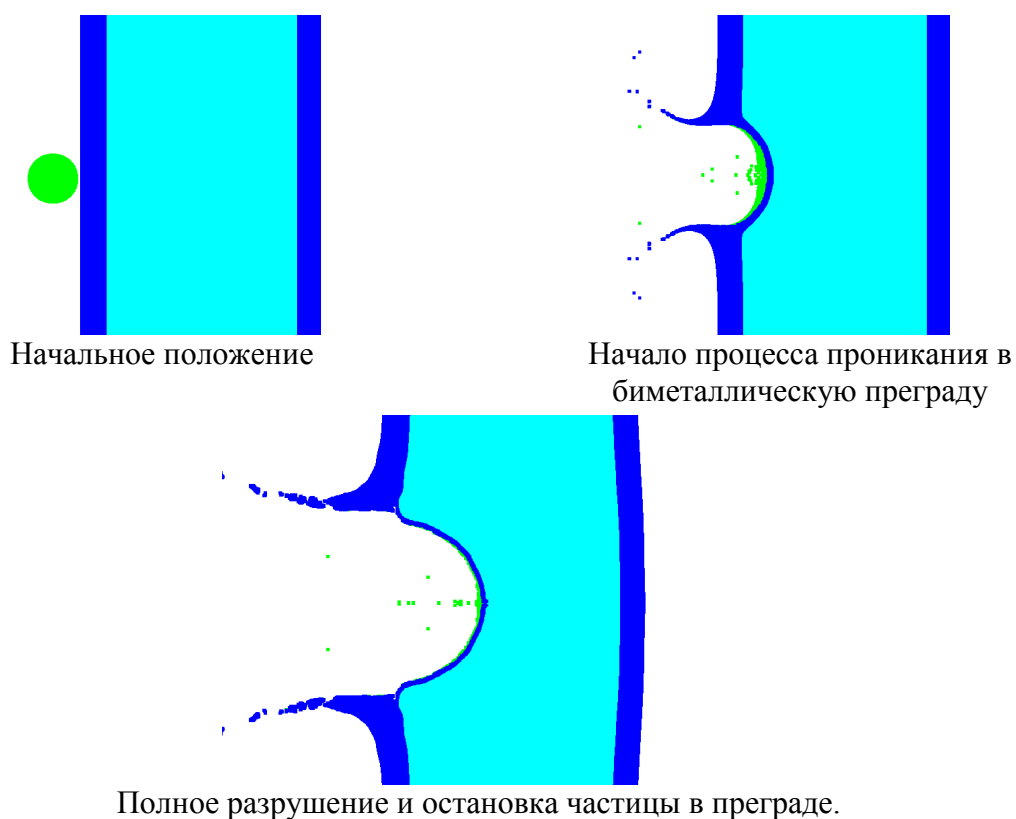


Рисунок 4.32 – Стадии процесса воздействия частицы на биметаллическую преграду

Таблица 24 – Сравнение результатов расчета и эксперимента

Параметр	Расчет	Эксперимент
Скорость, км/с	5,70	5,70
Диаметр частицы, мм	2,00	2,00
Толщина внешнего слоя АД-1 в преграде после удара, мм	0,16	0,10
Диаметр кратера, мм	7,08	7,20
Высота кратера, мм	3,72	4,00

Результаты данного расчета по результатам эксперимента позволили верифицировать исходные данные для расчета. Для стойкого моделирования ударно-волнового воздействия на преграду необходимо брать минимум 20 ячеек на толщину преграды. Результаты расчета соответствуют результатам экспериментальной отработки с погрешностью около 7 % .

Основные результаты проведенного исследования состоят в следующем. На стенках кратера на металлографическом микроскопе не выявлены разрушающие повреждения в основном материале преграды. Следы частицы, обнаруженные на дне кратера, имеют структуру, аналогичную основному материалу мишени. Это

косвенно указывает на отсутствие сгорания материала формователя АМг-6 при образовании кумулятивной струи, пролете в воздушной среде и при взаимодействии с мишенью. Кратер в преграде после воздействия частицы, формируемой ВМУ с отсечкой, имеет сферическую форму, что свидетельствует о срабатывании системы отсечки низкоскоростной части струи и о компактности формируемой частицы. Это подтверждается и при численном моделировании взаимодействия сферического ударника из АМг-6 диаметром 2 мм с биметаллической преградой.

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 формирователя.

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

14 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.

15 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.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1 Космический мусор. В 2-х кн. Кн. 1. [Текст] / В.М. Агапов, А.В. Головки, В.А. Емельянов, В.П. Коношенко и др. // Под ред. Г.Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. – 248 с.

2 Космический мусор. В 2-х кн. Кн. 2. [Текст] / В.А. Архипов, Ю.Л. Булынин, А.А. Гафаров, А.В. Головки и др. // Под ред. Г.Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. – 188 с.

3 Handbook for Designing MMOD Protection / E. L. Christiansen, J. Arnold, A. Davis, J. Hyde et al. // NASA Johnson Space Center, Houston. – 2009. – 132 p.

4 Орленко, Л.П. Физика взрыва и удара [Текст] / Л.П. Орленко // Учебное пособие для вузов – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 304 с.

5 Христенко, Ю.Ф. Проблема получения высоких скоростей ударников и моделей в лабораторных условиях [Текст] / Ю.Ф. Христенко // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики. – Томск: Издательство Томского университета, 1999. – С. 211-212.

6 Фортов, В.Е. Легкогазовые ускорители и физическое моделирование высокоскоростного соударения твердых тел при космических скоростях в лабораторных условиях [Текст] / Г.А. Ерохин, В.В. Жаровцев, С.В. Синяев, В.Е. Фортов, И.Е. Хорев, Ю.Ф. Христенко // Доклады Академии наук. – 2005. – Т. 402. – № 2. – С. 197-200.

7 Мержиевский, Л.А., Титов, В.М. Защитные свойства тонкого экрана при высокоскоростном ударе [Текст] / Л.А. Мержиевский, В.М. Титов // Прикладная механика и техническая физика. – 1977. – № 2. – с. 134.

8 Буслов, Е.П. Определение скоростных границ дробления алюминиевой частицы при пробое защитных экранов из различных материалов [Текст] / Б.И. Абашкин, Е.П. Буслов, А.К. Мышонков, В.И. Семенов // Космонавтика и ракетостроение. – 2007. – № 2 (47). – С. 76-83.

9 Романченков, В.П. Двухэкранная защита гермоотсека научно-энергетического модуля международной космической станции от осколочно-

метеорного воздействия [Текст] / В.П. Романченков, О.С. Покровский, Л.В. Зинченко // Конструкции из композиционных материалов. – 2014. – № 3. – С. 3-7.

10 Воробьев, Ю.А. Влияние высокоскоростных ударов метеороидов и частиц космического мусора на прочность стекол иллюминаторов модулей международной космической станции [Текст] / Ю.А. Воробьев [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2015. – № 1 (8). – С. 53-66.

11 Яхлаков, Ю.В. Исследование процесса кратерообразования при высокоскоростном воздействии алюминиевой частицы на массивную преграду из сплава АМг-6 [Текст] / А.С. Скалкин, Г.Н. Сунцов, А.Г. Шоколов, Ю.В. Яхлаков // Космонавтика и ракетостроение. – 2011. – Т. 62. – №1. – С. 65-73.

12 Гадасин, И.М. Тестирование прототипа защиты космического аппарата от метеороидов и частиц орбитального мусора [Текст] / Л.Н. Безруков, И.М. Гадасин, Н.Н. Мягков, Т.А. Шумихин // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2014. – Т. 20. – № 4. – С. 646-662.

13 Сёмкин, Н.Д. Ускорители твердых тел [Текст] / Н.Д. Сёмкин, К.И. Сухачев, А.В. Пияков // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. – 2014. – С. 49-58.

14 Соколов, В.Г. Усиление микрометеороидной защиты пилотируемых кораблей «Союз» и грузовых кораблей «Прогресс» путём установки противометеороидного экрана [Текст] / А.В. Горбенко, В.Г. Соколов, В.В. Цветков // Космонавтика и ракетостроение. – 2012. – № 4 (69). – С. 173-180..

15 Горбенко, А.В. Защита российских модулей Международной космической станции от техногенных частиц [Текст] / О.В. Волков, А.В. Горбенко, И.В. Шевченко // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2012. – Т. 1. – №1(2) – С. 480-482.

16 Добрица, Д.Б. Методика расчета стойкости элементов конструкции космического аппарата при воздействии частиц космического мусора [Текст] / Д.Б. Добрица // Космические исследования. – 2014. – Т. 52. – № 3. – С. 242.

17 Булынин, Ю.Л. Влияние космического мусора на работу орбитальных группировок и пути снижения риска возникновения космического мусора в

рабочих зонах спутниковых систем связи [Текст] / Булынин Ю.Л., [и др.] // Решетневские чтения. – 2010. – Т. 2. – № 14. – С. 672-673.

18 Герасимов, А.В. Теоретические и экспериментальные исследования высокоскоростного взаимодействия твердых тел [Текст] / Под ред. А.В. Герасимова // Томск: Изд-во Том. ун-та, 2007. – 572 с.

19 Зеленцов, В.В. Защита космического аппарата от воздействия фрагментов мелкого космического мусора [Текст] / В.В. Зеленцов // Наука и образование. – 2015. – №6. – С.123-124.

20 Мягков, Н.Н. Экспериментальные исследования фрагментации сферических алюминиевых ударников на стальных сеточных экранах при скоростях 5–7 км/с / Н.Н. Мягков [и др.] // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2015. – Т. 21. – № 1. – С. 3-20.

21 Whipple, F.L. Meteorites and Space Travel [Текст] / F.L. Whipple / *Astronomical Journal*. – Vol. 52. – 1947. – P.131

22 Cour – Palaise, B. G. A Multi – Shock Concept for Spacecraft Shielding [Текст] / B. G. Cour – Palaise, J. L. Crews // *International Journal of Impact Engineering*. – 1990. – Vol. 10. – P. 135-146.

23 Maiden, C. J. Thin Sheet Impact [Текст] / C. J. Maiden, A. R. McMillan, R. E. Sennett // *NASA Contractor Report 295 – 1965*. – P.78-81.

24 McMillm, A. R. Experimental investigations of simulated meteoroid damage to various spacecraft structures [Текст] / A. R. McMillm // – *NASA CR – 915 – NASA Washington, D. C.* – 1968. – P.25-31.

25 Piekutowski, A. J. Effect of Scale on Debris Cloud Properties [Текст] / A. J. Piekutowski // *International Journal of Impact Engineering*. – 1997. – Vol. 20. – P. 639 – 650.

26 Schonberg, W.P. Exterior spacecraft subsystem protective shielding analysis and design [Text] / W.P. Schonberg, R.A. Taylort // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 1990. – Vol. 27. – No. 3. – P. 267-274.

27 Christiansen, E. L. Limit equations for spacecraft shielding [Текст] / E. L. Christiansen, J. H. Kerr // International Journal of Impact Engineering. – 2001. – Vol. 26. – P. 93-104.

28 Lambert, M. Enhanced Space Debris Shields for Manned Spacecraft [Текст] / M. Lambert [и др.] // International Journal of Impact Engineering. – 2003. – Vol. 29. – P. 215-226.

29 Пат 20070069082 A1 США, US 11/498,659. Orbital debris shield [Текст] / Bigelow R.; заявитель и патентообладатель Bigelow Aerospace; заявл. 03.08.06; опубл. 29.03.07. – 5 с.

30 Пат. 6298765 B1 США, US 09/203,962. Multi-Shock Assembly for protecting a Spacecraft surface from Hypervelocity Impactors [Текст] / Dvorak B.D.; заявитель и патентообладатель McDonnell Douglas Corporation; заявл. 02.12.98; опубл. 09.10.01. – 8 с.

31 McMurray, C. R. Room in a can: BEAM comes to ISS: The Bigelow Expandable Activity Module [Текст] / C. R. McMurray // Ad Astra. 2013. – V. 25. – № 2. – P. 26-30.

32 Пат. 2187888 Российская Федерация, МПК В64G 1/22 , В64G 1/52, В64G 1/54. Космический трансформируемый модуль [Текст] / Хащиц И.И., Бурылов Л.С., Чернецова А.А.; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева". – № 2013154017/11; заявл. 05.12.2013; опубл. 10.09.2015, – 1 с.

33 Хащиц, И.И. Трансформируемые крупногабаритные конструкции для перспективных пилотируемых комплексов / И.И. Хащиц [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2016. – Т. 13 – № 2. – С. 23-33.

34 Объединенный документ НАСА/РКА по спецификациям и стандартам для Российского сегмента МКСА. – Программа Международная космическая станция. – SSP 50094. – Редакция А. – 2000.

35 Орленко, Л. П. Физика взрыва / Л.П. Орленко [и др.] // Под ред. Л. П. Орленко. – Изд. 3-е, испр. – В 2 т. Т. 2. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. – 656 с.

36 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.

37 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.

38 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.

39 Голденко, Н.А. Взрывное метательное 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.

40 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. Бурьлов, В.Г. Соколов// Космонавтика и ракетостроение. – 2015. – вып. 3(82) – С. 44-51.

41 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.

42 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.

43 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.

44 Голденко, Н.А. Исследование энергетических характеристик облака продуктов разрушения частиц космического мусора на элементах встроенной 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.

45 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.

46 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.

47 Monthly Number of Objects in Earth Orbit by Object Type [Текст] // Orbital Debris Quarterly News – 2011. – V. 15. – Iss. 1. – P.57-62.

48 Модель космического мусора [Электронный ресурс] режим доступа к ресурсу: <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/model/engrmodel.html>

49 NASA–Handbook for limiting orbital debris [Текст] / 8719.14. – approved: 2008–07–30. – P. 76-79.

50 Jones, J. Meteoroid Engineering Model–Final Report [Текст] / J. Jones // SEE/CR–2004–400. – University of Western Ontario NASA – 2004.

51 ГОСТ Р 25645.167–2005 Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно–временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве,– Москва: Стандартиформ, 2005. – 42 с.

52 Назаренко, А.И. Моделирование космического мусора [Текст] / А.И. Назаренко. – М.: ИКИ РАН, 2013. – 216 с.

53 M. Rudolph Fragmentation of aluminum projectiles on fabrics [Текст] / Rudolph M., Schaefer F., Destefanis R., Faraud M. et al. // International Astronautical Federation: 61st International Astronautical Congress, Prague, Czech Republic, – 2010. – P. 4344-4352.

54 Юдин, Е.Ю. Математическое моделирование ударного воздействия метеороидов и осколков космического мусора на защитные конструкции космических аппаратов: дис. канд. техн. наук: 01.02.06 / Юдин Евгений Юрьевич – М., 2013. – 119 с.

55 Чернявский, С.Ю. Аэробаллистическая установка – инструмент современной экспериментальной гиперзвуковой аэродинамики [Текст] / С.Ю. Чернявский // В кн.: Теоретические и экспериментальные исследования гиперзвуковых течений при обтекании тел и в следах. Под ред. Г.Г. Черного, С.Ю. Чернявского.– М.: Изд-во МГУ. –1979. – С. 5-20.

56 Златин, Н.А. Баллистические установки и их применение в экспериментальных исследованиях [Текст] / Н.А. Златин, А.П. Красильщиков, Г.И. Мишин, Н.Н. Попов // М.: Наука, 1974. – 344 с.

57 Основные данные аэродинамических труб и газодинамических установок США [Текст] / М.: Издательство ЦАГИ, 1968. – 304 с.

58 Основные данные аэродинамических труб и газодинамических установок [Текст] / М.: Издательство ЦАГИ, 1968. – 264 с.

- 59 Патент . US 3186304 Hypervelocity gun [Текст] / Arthur T. В. – 1965, P. 2.
- 60 Андерсон, Д.Е. Конструкция пушек на легком газе для выстреливания моделей с гиперзвуковыми скоростями [Текст] / Д.Е. Андерсон, М.Д. Принц // В кн.: Современная техника аэродинамических исследований при гиперзвуковых скоростях. Под. ред. А.М. Крилла. // М.: Машиностроение, 1965. – С. 420-441.
- 61 Keaton, P. A hypervelocity – microparticle – impacts laboratory with 100–km/s projectiles [Текст] / P. Keaton [и др.] // International Journal of Impact Engineering. – 1990. – Vol. 10. – P. 295-308.
- 62 Septier, A. Focusing of charged particles [Текст] / A. Septier // Academic Press. – New York. – Vol.1. – 1967, P 162-168.
- 63 Persico, E. Principles of particle accelerators [Текст] / E. Persico, E. Ferrari, S.E. Segre // W.A. Benjamin. – INC New York . – 1968. – P. 33-37.
- 64 Акишин, А.И. Некоторые вопросы моделирования микрометеорной эрозии [Текст] / А.И. Акишин, Е.В. Блюдов, В.П. Кирюхин, Ю.Б. Черняк // В сб.: Модель околоземного космического пространства. Ред. С.Н. Вернов. М.: Изд-во МГУ, 1968. – Т.2. – Ч1 . – С.178-209.
- 65 Kim, K. Development of a fuseless small–bore railgun for injection of high–speed hydrogen pellets into magnetically confined plasmas [Текст] / K. Kim, J. Zhang, T. L. King, W. C. Manns, R. G. Haywood // IEEE Transactions on Magnetics. – 1993. – Vol. 29. – Iss. 1 – P. 435-440.
- 66 Weldon, W.D. Development of Hypervelocity electromagnetic gun [Текст] / W.D. Weldon // International Journal of Impact Engineering. – 1987. – Vol.5. – P. 671-679.
- 67 Toewer, M. Development of a high–energy distributed energy source electromagnetic railgun with improved energy conversion efficiency [Текст] / M. Tower; C. Haight // 1984. – Vol. 20. – Is. 2. – P. 298-301.
- 68 Фортов, В.Е. Применение мощных лазеров для исследования вещества при сверхвысоких давлениях [Текст] / С.И. Анисимов, А.М. Прохоров, В.Е. Фортов // Успехи физических наук. – 1984. – т.142. – С.395-434.

69 Обухов, Л.В. Метание макрочастиц с помощью гигантских импульсов ОКГ [Текст] / Л.В. Обухов, В.А. Янушкевич // Журнал технической физики. – 1978 – Т.48. – №12 – С. 2559-2565.

70 Горев, В.В. Ускорение макрочастиц для управляемого термоядерного синтеза [Текст] / В.В. Горев // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Термоядерный синтез. – 2008. – Вып. 1. – С. 41-56.

71 Воробьев, А.А. Моделирование воздействия микрометеоритов и фрагментов космического мусора на космические аппараты [Текст] / А.А. Воробьев, Т.С. Зыкова, Д.Д. Спицын, Р.Д. Удинцев и др. // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – 2011. – Т.120. – № 1. – С. 27-31.

72 Кейбл, А. Ускорители для метания со сверхвысокими скоростями [Текст] / А. Кейбл / В кн.: Высокоскоростные ударные явления. Под ред. Р. Кинслоу. – М.: Мир, 1973. – С. 13-28.

73 Манзон, Б.М. Ускорение макрочастиц для управляемого термоядерного синтеза [Текст] / Б. М. Манзон // Успехи физических наук. – 1981. – Т. 134. – Том. 4. – С. 611-63.

74 Титов, В.М. Разгон твердых тел кумулятивным взрывом [Текст] / В.М. Титов, Ю.И. Фадеенко, Н.С. Титова // Доклады АН СССР. – 1968. – Т. 180. – № 5. – С. 1051-1052.

75 Леконт, К. Высокоскоростное метание [Текст] / К. Леконт // В кн.: Физика быстропротекающих процессов. Под ред. Н.А. Златина. М.: Мир, 1971. – Т. 2. – 252 с.

76 Могилев, В.А. Высокоскоростное метание компактных элементов [Текст] / В.А. Могилев, А.Г. Балеевский, Ю.Г. Киселев, В.Ю. Мельцас, Ю.А. Фатеев, Ю.В. Шуров, В.Е. Шемарулин // Сб. докл. научной конференции Волжского регионального центра РАН «Современные методы проектирования и обработки ракетно-артиллерийского вооружения» – С:ВНИИЭФ, 2000. – С.244-248..

77 Войтенко, А.Е. Получение газовых струй большой скорости [Текст] / А.Е. Войтенко // Доклады АН СССР. – 1964. – т. 158. – № 6. – С. 1278-1280.

78 Гендугов, В.М. Внутренняя баллистика взрывного плазменного компрессора [Текст] / В.М. Гендугов, Ю.Л. Моргунов // Вестник Московского. Университета. 1987. – Сер. 1. – № 1. – С. 41-46.

79 Гендугов, В.М. Исследование динамики пластины и поршня в метательном устройстве типа взрывного компрессора [Текст] / В.М. Гендугов, Ю.Л. Моргунов // Вестник Московского. Университета. – 1987. – Сер. 1. – № 3. – С. 22-27.

80 Glass, I.I. Research frontiers at hypervelocities [Текст] / I.I. Glass // Canad. Aeron. Space J. – 1967. – № 13. – P. 348-367.

81 Брод, Г. Теоретическое описание гиперзвукового разгонного устройства УТИАС [Текст] / Г. Брод // В кн.: Расчеты взрывов на ЭВМ. Газодинамика взрывов. – М.: Мир, 1976 – С. 192-216.

82 Высокоскоростные ударные явления [Текст] / под ред. В.Н. Николаевского. – М.: Мир, 1973. – 533 с.

83 Орленко, Л.П. Математическое моделирование метания взрывом высокоскоростных элементов [Текст] / Л.П. Орленко, В.П. Рубцова // Оборонная техника. – 2001. – №1. – Т. 2. – С. 21-23.

84 Забабахин, Е. И. Явления неограниченной кумуляции [Текст] / Е.И. Забабахин // Механика в СССР за 50 лет. – М.: Наука, 1970. – Т.2. – С. 313-342.

85 Крупников, К.К. Исследование ударной сжимаемости титана, молибдена, тантала и железа [Текст] / К.К. Крупников и др. // ДАН СССР .– 1963. – Т. 148. – С. 1302-1305.

86 Альтшулер, Л.В. Взрывные лабораторные устройства для исследования сжатия веществ в ударных волнах [Текст] / Л.В. Альтшулер, Р.Ф. Трунин, К.К. Крупников, Н.В. Панов // Успехи физических наук . – 1996. – Т. 166. С. 575-581.

87 Альтшулер, Л.В. Ударные адиабаты металлов. Новые данные, статистический анализ и общие закономерности [Текст] / Л. В. Альтшулер, А. А. Баканова, И. П. Дудолодов, Е. А. Дынин и др. // Прикладная механика и техническая физика . – 1981. – Вып. 2. – С. 3-34.

88 Альтшулер Л. В. Начало физики мегабарных давлений [Текст] / Л. В. Альтшулер, К. К. Крупников, В. Е. Фортов, А. И. Фунтиков // Вестник российской академии наук. – 2004. – Том 7.4 – № 11. – С. 1011-1022.

89 Терновой, В.Я. Получение высоких скоростей метания при использовании взрывных линейных устройств [Текст] / В. Я. Терновой // Динамика сплошной среды: сборник научных трудов. – Вып. 48. Нестационарные проблемы гидродинамики. – ред. М. А. Лаврентьев. – М.: Наука, 1980. – С. 141-145.

90 Анисимов, С.И. Генерация нейтронов при взрывном иницировании ДД-реакций в конических мишенях [Текст] / С.И. Анисимов, В.Е. Беспалов, В.И. Вовченко, А.Н. Дремин и др. // Письма в ЖЭТФ. – 1980. – Вып. 31. – № 1. – С. 67-70.

91 Ternovoi, V. Ya Experimental investigation of the thermodynamics of dense plasmas formed from metals at high energy concentrations [Текст] / V.L. Glushak, A.P. Zharkov, M.V. Zhernokletov et al. // JETP. – Vol. 69. – № 4. – P. 739-749.

92 Базанов, О.В. Нерегулярное отражение конически сходящихся ударных волн в плексигласе и меди [Текст] / О. В. Базанов, В. Е. Беспалов, А. П. Жарков, Б. В. Румянцев и др. // Теплофизика высоких температур. – 1985. – Т.23. – Вып.:5. – С. 976-982.

93 Бушман, А.В. Кумулятивные явления при импульсном воздействии на конические мишени [Текст] / А.В. Бушман, И.К. Красюк, Б.П. Крюков, А.А. Ландин и др. // Письма в ЖТФ.– 1988. – Вып. 19. – С. 1765–1770.

94 Глушак, Б.Л. . Экспериментальное изучение термодинамики плотной плазмы металлов при высоких концентрациях энергии [Текст] / Б.Л. Глушак, А.П. Жарков, М.В. Жерноклетов и др. // ЖЭТФ. – 1989. – Т. 96. – Вып. 4. – С. 1301-1318.

95 Pujols H.C., Geille A. Lancement par explosif de projectiles en hypervitesse [Текст] // Proceedings of the First European Conference on Space Debris. – Darmstadt (Germany). – 1993. – P.395-400.

96 Leyrat, J. R. Creation et simulation de jets hyperveloces [Текст] / J.P. Leyrat, E. Charvet, M. Mace, H.C. Pujols // Journal de Physique III. 1991, – Vol.1. – P. 253-258.

97 Kreyenhagen, K. N. Special explosive projectors, I. Shaped charge accelerator, II. Target plate accelerator [Текст] / K. N. Kreyenhagen, J. E. Ferguson, R. R. Randall, J. P. Joyce // 6th Symp. Hypervelocity Impact. – Cleveland. – 1963. – P. 245-254.

98 Минин, И. В. Кумулятивные заряды [Текст]: монография / И. В. Минин, О. В. Минин. – Новосибирск: СГГА, 2013. – 199 с.

99 Wenzel, A.B. Techniques for Launching 0.01 to 25 gm Discrete Projectiles at Velocities Up to 54,100 ft/sec [Текст] / A.B. Wenzel, J.W. Gehring // Proceedings of the Fourth Hypervelocity Techniques Symposium. – Arnold Air Force Station. – 1965. – P. 324-328.

100 Wenzel, A.B. Review of Explosive Accelerators for Hypervelocity Impact [Текст] / A.B. Wenzel, // International Journal of Impact Engineering. – 1987. – Vol. 5. – P. 681-692.

101 Соловьев, В.С. О некоторых режимах формирования кумулятивной струи из выемки на поверхности металлической оболочки [Текст] / А. Е. Курепин, В.А. Семин, В.С. Соловьев // Современные методы проектирования и отработки ракетно–артиллерийского вооружения. – 2003 – Саров. – С. 323-326.

102 Баянова, Я.М. Численный анализ взрывного формирования высокоскоростных компактных элементов: часть 2 применение компактных кумулятивных облицовок в форме усеченной сферы или эллипсоида [Текст] / С.В. Федоров, Я.М. Баянова, С.В. Ладов // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2014. – Вып.2(82).– С. 87-96.

103 Соколов, С.С. Математическое моделирование формирования высокоскоростных компактных металлических элементов [Текст] / С.С. Соколов, А.А. Садовой, Т.И. Чайка. // Вопросы атомной науки и техники. сер. Математическое моделирование физических процессов. – 2004. – С.54-61.

104 Жданов, И.В. Высокоскоростное метание компактных элементов и построение осколочных полей [Текст] / И.В. Жданов, Ю.Г. Киселёв, А.С. Князев,

Ю.В. Кочнев и др. // Труды международной конференции XV Харитоновские научные чтения. – Саров, 2013. – С 276-277.

105 ANSYS Autodyn User's Manual [Текст]. Release 15.0. – Release 15.0 2013. – 502 p.

106 Libersky, L. D. High strain Lagrangian hydrodynamics a three dimensional SPH code for dynamic material response [Текст] / L. D. Libersky, A. G. Petscheck, T.C. Carney, J.R. Hipp et al. // Journal of Computational Physics. – V.109. – 1993. – P. 67-75.

107 Трунин, Р.Ф. Экспериментальные данные по ударно–волновому сжатию и адиабатическому расширению конденсированных веществ: Научное издание [Текст] / Р.Ф. Трунин, Л.Ф. Гундаренко, М.М. Жерноклетов, Г.В. Симаков // Под ред. Р. Ф. Трунина. – 2–е изд., перераб. и доп. – Саров: РФЯЦ–ВНИИЭФ. – 2006. – 531 с.

108 Ермоленко, А.Ф. Модель послойного пробития тканевых и композитных броневых преград [Текст] / А.Ф. Ермоленко // Вопросы оборонной техники. Научно–технический сборник, серия 15. – Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. – 2012. – С.164-165.

109 Григорян, В.А. Материалы и защитные структуры для локального и индивидуального бронирования [Текст] / В.А. Григорян, И.Ф. Кобылкин, В.М. Маринин, Е.Н. Чистяков // под. ред. В.А. Григоряна – М.: Изд. РадиоСофт. – 2008. – 406 с.

110 Newlander, C.D. Peacemaker Stage [Текст] / C.D. Newlander // II NH&S Material Resp. Modelling. McDonnell Douglas. MDC H1011. – 1983. – P. 54-61.

111 Свойства материала [электронный ресурс] / режим доступа : <http://fabitex.ru/slide/silicon/bryuz>

112 Вольмир, А.С. Гибкие пластины и оболочки [Текст] / А.С. Вольмир // Под ред. И.К. Снитко М.: Государственное изд-во технико-теоритической литературы, – 1956. – 419 с.

113 Benson, D. J. Computational methods in Lagrangian and Eulerian hydrocodes [Текст] / D. J. Benson // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. – 1992. – V. 99. – P. 235-394.

114 Бабкин, А.В. Численные методы в задачах физики быстропротекающих процессов: Учебник для вузов [Текст] / А.В. Бабкин, В.И. Колпаков, В.Н. Охитин, В.В. Селиванов. – 2-е изд., испр. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2006. – 520 с. (Прикладная механика сплошных сред: В 3 т. / Науч. ред. В.В. Селиванов; Т. 3.

115 Чемизов, Д. А. Описание библиотеки материалов программного комплекса ANSYS AUTODYN [Текст] / Д.А. Чемезов // ISJ Theoretical & Applied Science. – 2014. – Vol.16. – № 8. – P.4-23.

116 Steinberg D.J. Equation of State and Strength Properties of Selected Materials [Текст] / D.J. Steinberg // Lawrence Livermore National Laboratory Report UCRL-MA-106439. – 1991. – P. 45-53.

117 Dobratz, V.M. LLNL Explosives Handbook [Текст] / V.M. Dobratz, P.C. Crawford // UCRL-5299. – Rev.2. – January 1985. – P. 125-132.

118 Finger, L. JWL Equations of State Coeffs. for High Explosives [Текст] / L. Finger, Collins // UCID-6189. – January 1973. – P. 87-95.

119 Мойсюк, Б.Н. Основы теории планирования эксперимента: учебное пособие / Б.Н. Мойсюк // М: Издательство МЭИ, 2005. – 463 с.

120 Андреев, С.Г. Экспериментальные методы физики взрыва и удара [Текст] / С.Г. Андреев, М.М. Бойко, В.В. Селиванов // под. ред. В.В. Селиванова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. – 725 с.

121 Леонтьев, Л.В. Некоторые особенности формы кратеров, образованных высокоскоростными частицами в полубесконечной преграде [Текст] / Л.В. Леонтьев, А.В. Тарасов, И.А. Терешкин // Космические исследования. – 1971. – Т. 5. – №9. – 796 с.

123 Neish, M.J. Hypervelocity impact damage equations for kapton multilayered insulation and teflon second-surface mirrors [Text] / J. M. Neish, S. Kibe // Proc. Third

European Conference on space Debris. European space operations Centre Darmstadt. Germany 19–21 March 2001 – P. 123-127.

124 Титов, В.М. Сквозное пробивание при метеоритном ударе. Космические исследования [Текст] / В.М. Титов, Ю.И. Фадеенко. –1972. – Т. X. – Вып. 4. – С. 589-595.

125 Berthoud, L. Empirical impact equations and marginal perforation [Text]/ L. Berthoud, J.C. Mandeville // Proc. of the 1st Europ. Conf. on Space Debris, Darmstadt, Germany, 5–7 April 1993 (ESA SD–01). – P. 459-464.

126 Drolshagen, G. Meteoroid. Debris impact analysis application to LDEF, EURECA and COLUMBUS [Text] / G. Drolshagen // Proc. of the 1st Europ. Conf. on Space Debris, Darmstadt, Germany, 5–7 April 1993 (ESA SD–01). – P. 515-522.

127 Никитушкина, О.Н. Изменение морфологии поверхности металлов при сверхзвуковых соударениях [Текст] / О.Н. Никитушкина, Л.И. Иванов, С.А. Бедняков, Л.С. Новиков // ФХОМ. – 2001. – № 1. – С. 48-51.

128 Бабкин, А.В. Средства поражений и боеприпасы: Учебник [Текст] / А.В. Бабкин, В.А. Велданов, Е.Ф. Грязнов и др.; Под общей редакцией В.В. Селиванова – М.: Изд–во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. – 984 с.

129 Никитушкина, О.Н. Структура микрократеров на поверхности металлических образцов, экспонировавшихся в открытом космосе [Текст] / О.Н. Никитушкина, Л.И. Иванов, А.Н. Петров, Л.С. Новиков, В.Г. Коношенко, В.Г. Соколов // ФХОМ. – 2002. – № 2. – С. 21-25.

130 Марочник стали и сплавов [электронный ресурс] / – режим доступа: <http://www.splav-kharkov.com>