

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (МАИ)

На правах рукописи



Поляков Алексей Александрович

МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ
ГИПЕРСКОРОСТНЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ
НЕБЕСНЫХ ТЕЛ

Специальность 2.3.1. Системный анализ, управление
и обработка информации, статистика (технические науки)

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Пичхадзе Константин Михайлович

Москва 2024

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
1. ПЕНЕТРАТОР, КАК ИНСТРУМЕНТ ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ.....	13
1.1 Обзор схем пенетраторов для контактных исследований небесных тел	13
1.1.1 Пенетраторы с разделяющимися частями.....	17
1.1.2 Моноблочная структура.....	33
1.1.3 Реактивные пенетраторы.....	38
1.1.4 Тросовая система.....	39
1.1.5 Гиперскоростной пенетратор.....	41
1.2 Результаты анализа и сравнение научных миссий с использованием пенетраторов.....	42
1.3 Выводы к главе.....	45
2. ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГИПЕРСКОРОСТНОГО ПЕНЕТРАТОРА.....	46
2.1 Гиперскоростной пенетратор для исследования небесных тел.....	46
2.2 Использование аппаратуры при сверхскоростном ударе.....	49
2.3 Динамика внедрения ударника гиперскоростного пенетратора.....	49
2.4 Особенности ударного внедрения пенетраторов в грунт небесных тел	55
2.5 Физико-технические свойства грунтов небесных тел.....	57
2.6 Выбор проектных параметров гиперскоростных пенетраторов.....	58
2.7 Выводы к главе.....	63
3. АНАЛИЗ СХОДИМОСТИ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ И РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТОВ.....	64
3.1 Наземная экспериментальная отработка пенетраторов.....	64
3.1.1 Наземные испытания в рамках миссии «Марс-96».....	64
3.1.2 Наземные испытания в рамках миссии «MoonLITE».....	70
3.1.3 Тросовый пенетратор.....	73

3.2	Подтверждение математической модели по результатам натурных испытаний	77
3.3	Рекомендации по исследованиям гиперскоростного пенетратора	80
3.4	Выводы к главе.....	85
4.	РАССМОТРЕНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ ГИПЕРСКОРОСТНОГО ПЕНЕТРАТОРА В МИССИИ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ЛУНЫ.....	87
4.1	Состав и основные характеристики пенетратора	87
4.2	Тормозная двигательная установка.....	88
4.3	Лунный грунт	89
4.3.1	Общие сведения	89
4.3.2	Минеральный и химический состав реголита	89
4.3.3	Физико-механические свойства реголита	90
4.4	Развертывание орбитального пенетратора.....	92
4.4.1	Доставка пенетраторов на предпосадочную орбиту и отделение от орбитального аппарата	92
4.4.2	Пассивный полет и торможение орбитальной скорости	92
4.4.3	Расчет на внедрение в лунный грунт для мягкой посадки.....	95
4.5	Расчет на внедрение гиперскоростного пенетратора в лунный грунт.	103
4.5.1	Исходные данные для гиперскоростных пенетраторов:.....	103
4.5.2	Результаты анализа внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт с минимальной несущей способностью	104
4.5.3	Результаты анализа внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт с максимальной несущей способностью	110
4.5.4	Результаты анализа внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт с неопределенной несущей способностью.....	113
4.5.5	Анализ результатов.....	128
4.6	Выводы к главе.....	129
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	131
	СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	132

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	133
СПИСОК ІЛЮСТРАТИВНОГО МАТЕРІАЛА	141

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность работы

Главной задачей космических исследований является получение новых знаний о Вселенной. В каждом из направлений Федеральной космической программы есть нерешенные проблемы и, соответственно, ждут своего решения весьма интересные перспективные задачи.

Планетные исследования имеют первостепенное значение для понимания процессов возникновения и развития Солнечной системы. Кроме того, они могут дать ответы на вопросы о будущем развитии нашей планеты и о путях ее сохранения. Изучение небесных тел в большинстве своем включают в себя поиски признаков жизни, обнаружение которых явилось бы значимым открытием. Нельзя также забывать о том, что в XXI веке неизбежно будут реализованы пилотируемые полеты к ближайшим телам Солнечной системы. Реализация этих миссий невозможна без тщательного изучения физических и химических процессов, происходящих на этих телах [2].

Изучение внеземного вещества является важным фундаментальным космическим исследованием, направленным на получение новых знаний о строении и истории космоса, а также о минеральных и энергетических ресурсах космического пространства.

Помимо этого, истощение полезных ископаемых Земли заставляет человечество искать новые способы добычи ресурсов на космических объектах. Ученые рассматривают астероиды как потенциальные источники ресурсов не только для жизни и работы на Земле, но и для работы в космическом пространстве.

На сегодняшний день в мире начаты разработки миссии, в которых небесные тела выступают в роли потенциальных объектов по добыче полезных ископаемых. Предварительные исследования показали, что астероиды обладают ресурсами стоимостью в триллионы рублей.

Однако прежде, чем проводить дорогостоящие миссии по их глобальному освоению астероидов, необходимо детальное подтверждение наличия в их составе достаточного количества ценных ресурсов. Кроме того, на поверхности астероидов необходимо будет установить локационные маяки, которые позволяли бы определять положение космического тела в галактике для организации последующих миссий, а также обеспечить дополнительную функцию в части астероидно-метеорной безопасности.

Для изучения тел Солнечной системы активно используются посадочные модули космического аппарата, осуществляющие "мягкую" посадку на исследуемый объект. Такая операция требует организации трудоемких операций связанных с использованием различных приборов и сложными баллистическими маневрами, что приводит к усложнению космической экспедиции. Это сильно ограничивает потенциал космонавтики для всестороннего изучения космоса.

Поэтому для доставки полезной нагрузки на тела Солнечной системы без применения вариантов мягкой посадки были разработаны «пенетраторы» - устройства, достигающие поверхность исследуемого тела с заглублением в грунт. Существующие пенетраторы, позволяют обеспечить проникновение в реголит со скоростями до 450 м/с, при такой скорости наибольшая реализация заглубления в грунт не более чем на 6 метров, что не позволяет получить информацию о характеристиках грунта на больших глубинах. Так как аппараты, находящиеся в космическом пространстве, двигаются с большими скоростями (более 1000 м/с), то для обеспечения требуемой скорости внедрения для существующих пенетраторов необходимы средства торможения (тормозные двигательные установки, посадочные платформы и др.), которые составляют существенную часть (массу) спускаемого аппарата. Поэтому минимизировать массовые затраты на торможение (доставку пенетратора к поверхности) является актуальной задачей. Для решения которой предлагается рассмотреть применение инерциального гиперскоростного (сверхскоростного) пенетратора, скорость внедрения которого в грунт небесного тела превышает 1000 м/с. Кроме того, гиперскоростные пенетраторы за счет

высокой скорости внедрения позволяют проникать в грунты небесных тел на достаточно большие глубины.

Все вышесказанное подчеркивает важность решения задачи создания гиперскоростных пенетраторов, обладающих относительно простым конструктивом и позволяющие осуществлять внедрение без дополнительных технических средств и сложного бурения практически в любой грунт для проведения как поверхностных, так и подповерхностных исследований.

Для выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов, необходима разработка методики, включающей модель динамики внедрения объектов со скоростями более 1 км/с в твердую поверхность и учитывающую особенности накладываемых ограничений, что является актуальной научной задачей.

Степень проработанности темы.

К настоящему времени существует ряд работ, в направлении создания пенетраторов для исследований небесных тел, в частности в работах А.В. Герасимова, К.М. Пичхадзе, А.В. Багрова, В.С. Финченко, В.К. Сысоева приведены материалы позволяющие определить основные особенности создания пенетраторов миссии «Марс-96». В работах этих авторов излагались основные принципы разработки, изготовления и проведения наземной экспериментальной отработки пенетраторов для исследования Марса.

В работах выполненных авторами: В.С. Финченко, В.В. Малышевым, А.В. Старковым, К.М. Пичхадзе, В.А. Воронцовым, Ю.В. Захаровым, рассматривались варианты моделирования посадки на поверхность небесных тел.

В работах А. Тэйта, А.Я. Сагомояна, И.А. Балаганского, Л.А. Мержиевского, Ю.Н. Бухарева, В.М. Фомина освещены вопросы проникания твердых тел в различные преграды, а также методы расчета проникания, в том числе при высокоскоростном ударе.

В работах В.В. Родченко, В.А. Велданова, С.В. Федорова, Н.А. Федоровой приведены теоретические и экспериментальные данные высокоскоростного взаимодействия металлических ударников с преградой, при которых происходит взрывоподобное разрушение ударника.

Значительное количество факторов конструктивного и эксплуатационного характера, влияющих на процесс динамики внедрения, предопределили необходимость определения проектных параметров пенетраторов при внедрении со скоростями более 1 км/с. В большинстве работ решались задачи внедрения недеформируемого пенетратора, а также внедрение в достаточно небольших скоростях. Имеется необходимость рассмотрения возможности внедрения при скоростях более 1 км/с, что может приводить к деформации ударника.

Объект исследования.

Объектом исследования является гиперскоростной пенетратор для исследования небесных тел.

Предмет исследования.

Предметом исследования являются проектные параметры гиперскоростного пенетратора влияющие на процесс внедрения в небесное тело.

Цель работы.

Целью работы является разработка методики выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел.

Задача исследования.

Провести анализ существующих проектов исследования небесных тел с применением пенетраторов и разработать математическое и алгоритмическое

обеспечение оптимизации, обработки информации и системного анализа принятия решения для определения проектных параметров гиперскоростного пенетратора.

Методы исследования.

Методы исследования в работе базируются на расчетных методах и результатах, полученных с помощью средств моделирования.

Научная новизна

- разработаны методика и критерии, позволяющие прогнозировать внедрение и оценивать эффективность проектных параметров гиперскоростного пенетратора;
- разработан алгоритм и математическо-алгоритмическое обеспечение для оптимизации и принятия решения при выборе проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел, который служит для подготовки исходных данных при принятии конструкторских решений;
- проведена доработка и совершенствование существующих математических моделей, используемых для описания движения в преграде деформируемого тела отличающаяся набором ограничений, предъявляемых к пенетратору на этапе внедрения;
- автором впервые предложено проведение исследования Луны с использованием гиперскоростного пенетратора.

Теоретическая значимость.

Теоретическая значимость диссертационной работы заключается в использовании разработанной методики выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов с применением математической модели и учетом ограничений для решения научной задачи.

Практическая значимость.

Исследования по теме диссертации связаны с решением практических задач, стоящих в космической технике, связанных с созданием гиперскоростных пентраторов, указанные решения дают возможность рассмотреть большое число вариантов исполнения на ранних стадиях проектирования, что позволит принять оптимальные конструкторские решения и приведет к выполнению поставленной задачи.

Основные положения, выносимые на защиту

- анализ особенностей существующих схем пентраторов для контактных исследований космических объектов с учетом требований выполнения целевых задач;
- методика выбора проектных параметров гиперскоростных пентраторов для исследования небесных тел;
- алгоритм выбора оптимальных проектных параметров гиперскоростных пентраторов;
- апробация работоспособности предложенной методики на числовых и экспериментальных примерах;
- математический анализ и оптимизация Лунной миссии за счет использования гиперскоростных пентраторов.

Степень достоверности исследования

Степень достоверности исследования обусловлена корректным применением методов научно-методического аппарата, математических моделей и верификацией по результатам натурных испытаний.

Личный вклад автора

Основные результаты являются оригинальными и получены либо автором, либо при его непосредственном участии.

Автором выполнено следующее:

- участие в разработке концепции создания и применения гиперскоростного пенетратора;
- разработка методики выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел;
- разработка алгоритма определения оптимальных параметров гиперскоростного пенетратора отличающаяся набором ограничений, предъявляемых к пенетратору на этапе внедрения в небесное тело;
- разработка математического обеспечения анализа для определения оптимального пенетратора, способствующего принятию решения при разработке гиперскоростного пенетратора;
- анализ вариантов Лунной миссии с использованием гиперскоростных пенетраторов.

Апробация работы

Результаты, полученные автором, докладывались на следующих конференциях:

XIV Всероссийская научно-техническая конференция, посвященная памяти главного конструктора ПО «Полет» А. С. Клинышкова. Омск, 2020.

XV Всероссийская научно-техническая конференция, посвященная памяти главного конструктора ПО «Полет» А. С. Клинышкова. Омск, 2021.

XLV Академические чтения по космонавтике. Королев, 2021.

XXII Научно-техническая конференция ученых и специалистов, посвященной 60-летию полета Ю.А. Гагарина, 75-летию ракетно-космической отрасли и основания ПАО «РКК «Энергия». Королев, 2021.

XXVII научная конференция. Системный анализ, управление и навигация. Евпатория 2023.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 14 работ, в том числе 8 в изданиях, рекомендуемых ВАК и 1 в издании, входящих в международную реферативную базу данных и систему цитирования Scopus. Имеется 1 свидетельство о регистрации изобретения.

Структура и объем диссертации

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы из 71 наименования, изложена на 145 страницах машинописного текста, содержит 79 рисунков и 25 таблиц.

1. ПЕНЕТРАТОР, КАК ИНСТРУМЕНТ ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

1.1 Обзор схем пенетраторов для контактных исследований небесных тел

Длительные исследования небесных тел с помощью пролетных, орбитальных и посадочных аппаратов дали возможность значительно продвинуться в развитии представлений об этих телах. Вместе с тем исследования показали, что дальнейшие углубленные исследования отдельных, наиболее интересных, районов и особенно тех их характеристик, которые можно определить, лишь углубившись в грунт или определение которых требует одновременного нахождения нескольких станций на поверхности небесных тел, вызывает необходимость перехода к техническим средствам, позволяющим осуществить изучение глубинных образцов небесных тел.

Для адресного исследования тел Солнечной системы активно применяются космические аппараты, осуществляющие «мягкую» посадку, это сильно ограничивает потенциал космонавтики для всестороннего изучения космоса. Разработка технических средств для внедрения в небесные тела Солнечной системы с применением различных пенетраторов давно стоит перед конструкторскими бюро. Пенетратор (англ. Penetrator) дословно в переводе с английского «тот, что углубляется», глагол «penetrate» в переводе с английского означает: проходить сквозь, проникать внутрь, пролезать.

Использование проникающих в поверхность зондов имеет несколько преимуществ:

- они позволяют без сложного бурения получить глубинные образцы небесных тел, глубинные породы обычно защищены от действия космического излучения и в некоторых случаях могут содержать жидкую воду;
- они обладают относительно простой конструкцией, по сравнению с аппаратами, предназначенными для исследования подповерхностного грунта для которых чтобы обеспечить посадку на поверхность планеты необходимо разрабатывать и создавать средства мягкой посадки;

- они просты в эксплуатации и способны обеспечить внедрение в грунт без использования дополнительных технических средств;
- они в отличие от аппаратов, требующих мягкой посадки на поверхности небесного тела, позволяют проводить научные исследования, как поверхностные, так и подповерхностные в труднодоступных районах небесных тел, благодаря своей конструкции, позволяющей проникать практически в любой грунт.

В [16] было приведено описание и классификация существующих пенетраторов, согласно приведенной классификации пенетраторы по методу решения целевой задачи подразделяются на:

- классические, пенетраторы проникающие в грунт небесного тела для внедрения в грунт космического объекта и проведение исследований его характеристик;
- сверхскоростные пенетраторы, проникающие в грунт небесного тела на скорости более 1 км/с;
- реактивные пенетраторы, это организация движения аппарата в грунте с помощью ракетного двигателя;
- тросовые схемы, запускаемые с КА ударники и внедряющиеся в небесное тело для забора грунта и возвращаются на аппарат при помощи троса.
- якорение с отбором проб, устройства, размещенные на посадочном аппарате для внедрения в небесное тело;
- схема ударного воздействия, при котором пенетратор запускается в небесное тело с целью выбить грунт с поверхности для последующего забора и анализа.

На рис 1.1 показана классификация различных пенетраторов.



Рисунок 1.1 Схема различных типов пенетраторов

В состав научного комплекса пенетратора могут быть включены приборы для исследования геофизических, метеорологических, сейсмических свойств небесных тел, телевизионной съемки их поверхности, определения элементного состава и физических свойств пород. При этом приборы, предназначенные для установки на пенетраторы, в зависимости от задач и условий проведения экспериментов могут выполнять достаточно большой объем научных исследований [3, 10, 28, 35, 37, 38, 42 – 44, 51, 52, 54 – 61, 63, 65]:

- получение телевизионных изображений с целью понимания геологических процессов, формировавших поверхность и кору небесного тела;
- накопление данных о метеорологических условиях на планете с целью изучения динамики атмосферы, сезонных и суточных изменений метеопараметров;
- определение элементного состава коренных пород с целью развития представлений о формировании коры, степени ее дифференциации и, соответственно, об эволюции небесного тела;
- определение содержания в породах воды;

- изучение сейсмоактивности с целью разработки модели внутреннего строения небесного тела;
- исследование физико-механических характеристик грунта;
- определение магнитного поля и магнитных свойств породы;
- и др.

Для обеспечения автономного функционирования пенетратора он должен быть оснащен комплексом служебной аппаратуры, обеспечивающего:

- электропитание (аккумуляторы, солнечные батареи или РИТЭГ);
- управление (бортовой комплекс управления);
- передачу данных (радиокомплекс для передачи научной и служебной информации);
- отдельных вариантах маневрирование (двигательные установки).

Классифицировать пенетраторы можно как по методу внедрения, так и по виду конструкции. По методу внедрения:

- выдача тормозного импульса двигательной установкой, спуск при помощи пассивных средств торможения в атмосфере;
- торможение двигательной установкой до определенной высоты;
- внедрения без средств торможения.

— По виду конструкций это:

- разделяемая на части;
- монолитная.

Как видно из вышеуказанного объема научных задач, комплексное исследование пенетраторами различных свойств и характеристик породы и атмосферы может позволить получить принципиально новые в качественном и количественном отношении данные о небесном теле. К настоящему времени было инициировано несколько национальных проектов в попытке осуществить миссию с применением внедряемых зондов.

1.1.1 Пенетраторы с разделяющимися частями

1.1.1.1 Миссия «Марс-96»

В конце 80-х годов, после выполнения широкой программы исследований Венеры, успешной экспедиции к комете Галлея и не вполне удачной экспедиции к Фобосу, основным объектом дальнейших планетных исследований в Российской космической программе был выбран Марс. Основным аргументом в пользу такого выбора было следующее:

- Марс, так же, как и Венера, является одной из планет земной группы и представляет большой интерес с точки зрения исследований происхождения и эволюции Солнечной системы.
- Экспедиции к Марсу, проведенные ранее, показали, что эта планета в далеком прошлом была еще более похожа на Землю, чем сейчас. Не исключено, что там были открытые водоемы, текли реки. Исследования эволюции атмосферы и климата Марса помогут пониманию истории и прогнозу будущего нашей планеты.
- На Марсе при наличии гидросферы в прошлом могла возникнуть и биосфера. Среди планет Солнечной системы именно на Марсе, наиболее вероятно, существует, либо существовала ранее жизнь.
- Марс, несомненно, будет первой планетой, на которую отправятся космонавты. Но прежде чем посылать туда людей, необходимо тщательно изучить планету при помощи автоматов.

Переход к исследованиям Марса был обеспечен хорошим техническим заделом: имелась базовая конструкция орбитального аппарата, разработанная ранее для миссии ФОБОС, опыт разработки посадочных аппаратов.

Подготовка миссии «Марс-96» в нашей стране началась еще в 1989г., сразу после завершения экспедиции к Фобосу. Космический аппарат «Марс-96» состоял из следующих элементов: орбитальный аппарат, который совершает перелет по трассе Земля -Марс, выводился на орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ) и доставлял к планете четыре малых посадочных модуля, в том числе:

- две малые автономные станции, совершающие посадку на поверхность;

— два пенетратора, внедряющиеся в марсианский грунт.

Основной задачей пенетраторов являлось изучение поверхности, коры и атмосферы с помощью двух зондов, внедряемых в грунт Марса.

Основные научные задачи:

- получение телевизионных изображений с целью понимания геологических процессов, формировавших поверхность и кору планеты (эоловая и флювиальная активность, тектоника, вулканизм и др.) поверхности Марса;
- сбор и накопление данных о метеорологических условиях с целью изучения динамики атмосферы, сезонных и суточных изменений метеопараметров;
- определение элементного состава коренных пород с целью развития представлений о формировании коры, степени её дифференциации и, соответственно, об эволюции планеты;
- определение содержания в породах воды, ответственной за формирование облика планеты;
- изучение сейсмоактивности с целью разработки модели внутреннего строения планеты;
- исследование физико-механических характеристик грунта с целью обеспечения дальнейших экспедиций;
- определение магнитного поля и магнитных свойств породы с целью получения информации об истории поверхности и коры планеты.

На рисунке 1.2 представлены виды свободной от экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) автоматической межпланетной станции (АМС) со сложенными в транспортное положение солнечными батареями и с установленной ЭВТИ на внешней поверхности конструкции КА.

Два спускаемых аппарата «Малая станция» размещены на верхней части АМС между сомкнутыми панелями солнечных батарей, а оба зонда «Пенетратор» подвешены к нижней части конструкции АМС, вписываясь в габариты объема под головным обтекателем ракеты-носителя.

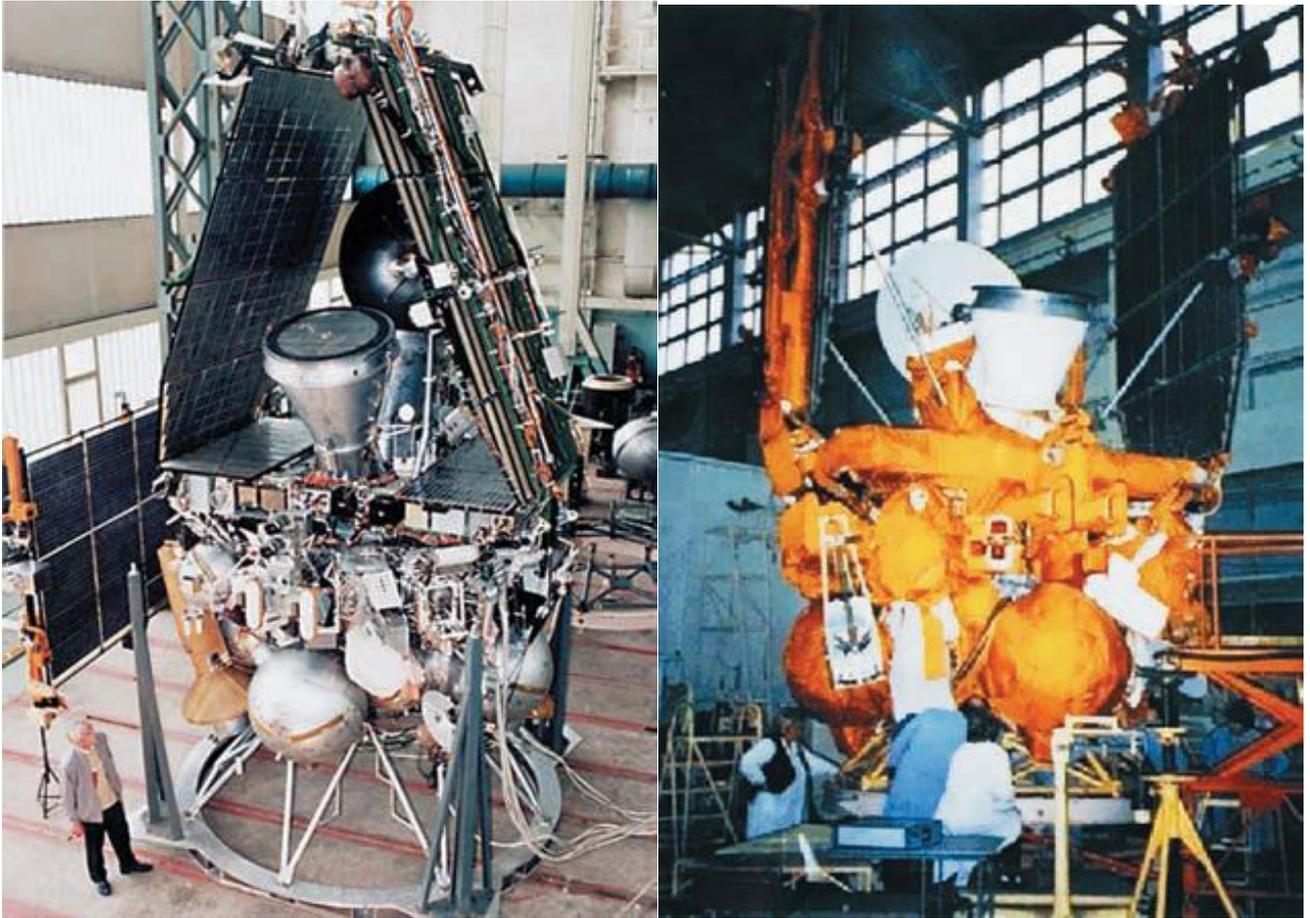


Рисунок 1.2 АМС «Марс-96». [34]

Последнее обстоятельство, отчасти, предопределило поиск формы и конструкции СА «Пенетратор». С одной стороны, если для торможения зонда использовать только металлический хвостовой конус зонда диаметром 0,8 м и затем ПС, то к моменту необходимости ввода парашютов в работу, гиперзвуковая скорость спуска аппарата будет соответствовать числу Маха $M \approx 7$. Скорость же, при которой допускается надёжный ввод и работа ПС, не должна превышать $M = 2,5$. [34]

Внедряемый зонд-пенетратор представлял собой автономный спускаемый аппарат, оборудованный системами и устройствами, обеспечивающими его движение после отделения от орбитального аппарата, внедрение в породу, проведение научных исследований и передачу научной информации на орбитальный аппарат для ее ретрансляции на Землю.

Конструктивно зонд-пенетратор состоял из двух основных частей: внедряемой носовой части, проникающей на глубину 4-6 метров, и хвостовой части,

остающейся в поверхностном слое грунта. Обе эти части соединялись с помощью кабель- троса.

В хвостовой части был расположен комплекс научных приборов, служебная аппаратура и устройства, обеспечивающие движение зонда в атмосфере и функционирование его на поверхности. Хвостовая часть имела форму цилиндра диаметром 170 мм. Вверху цилиндр переходит в конус диаметром 800 мм. После внедрения зонда хвостовая часть должна была заглубиться в породу таким образом, что над поверхностью должен был остаться только конус.

Во внедряемой части также была расположена научная и служебная аппаратура. Внедряемая часть имела форму цилиндра диаметром 120 мм с конической носовой частью.

Научные приборы, в зависимости от их назначения, располагались в разных частях пенетратора. Над поверхностью, в конусе зонда, находились: телевизионная камера, детектор метеокомплекса и магнитометра.

В цилиндрической хвостовой части, расположенной непосредственно под поверхностным слоем грунта, находились детектор термозонда, гамма-спектрометр и блоки электроники научных приборов. Во внедряемой части зонда расположены сейсмометр, акселерометр, детекторы термозонда, а также рентгеновский, нейтронный и альфа-р-спектрометры.

Служебная аппаратура находилась как во внедряемой части (блок управления научными приборами, пиропатроны), так и в хвостовой части (блок управления и сбора информации, радиокомплекс, радионуклидная энергетическая установка).

В той части пенетратора, которая должна была остаться над поверхностью, были расположены устройства, обеспечивающие динамику движения зонда и его внедрение в породу. Это две газовые емкости: одна для наддува тормозного устройства, другая - для обеспечения функционирования системы амортизации.

К конусу хвостовой части через цилиндрическую обечайку крепилась крышка с установленными на ней твердотопливными двигателями, которые обеспечивают заданный импульс скорости для схода с орбиты. Под крышкой находилась приборная рама с научной и служебной аппаратурой.

Между конусом хвостовой части и цилиндрической обечайкой была размещена оболочка надувного тормозного устройства.

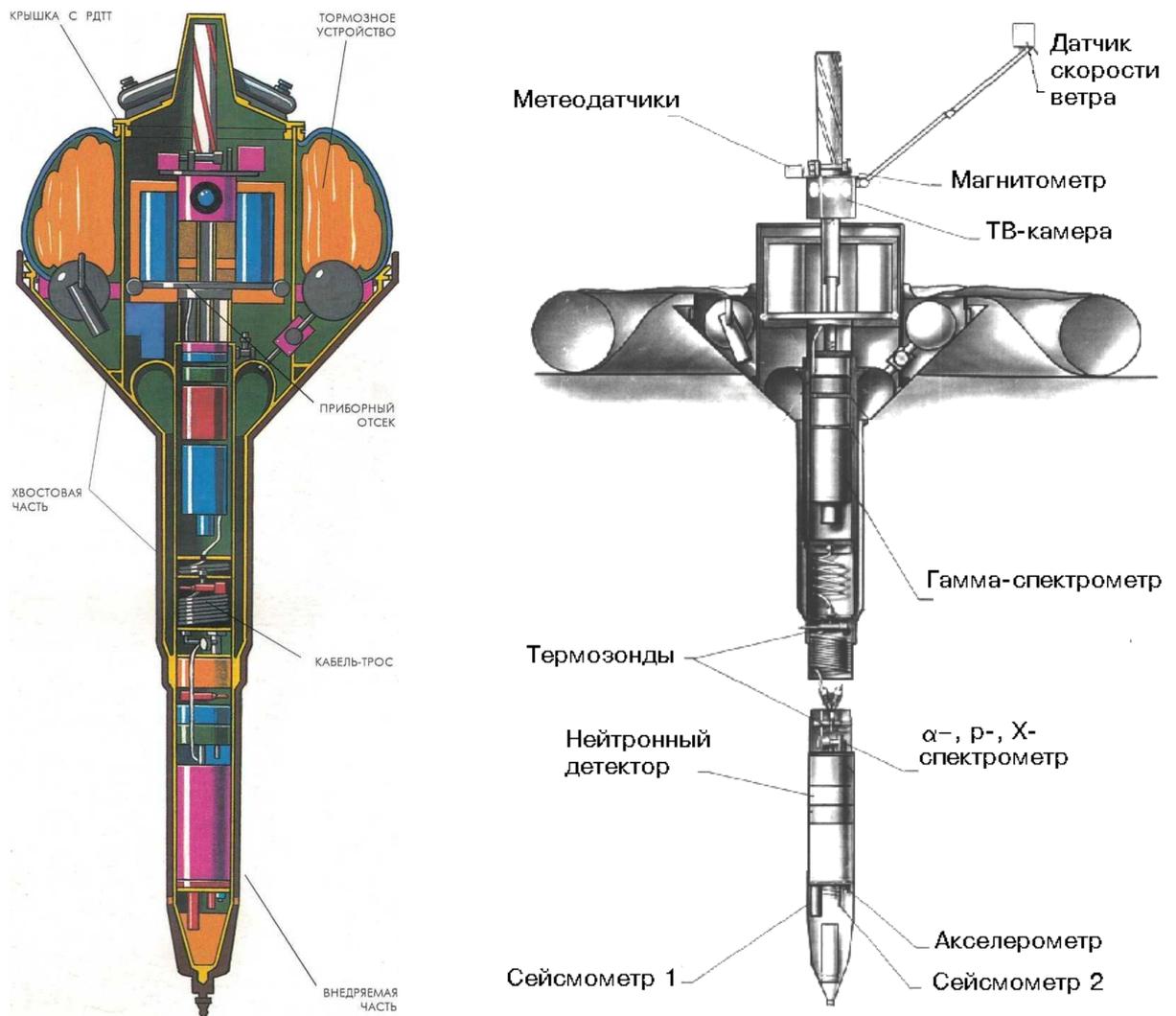


Рисунок 1.3 Размещение научной аппаратуры и служебных систем АМС «Марс-96» [34]

На рисунке 1.3 представлено размещение научной аппаратуры и служебных систем пенетраторов АМС «Марс-96». Массовая сводка пенетратора приведена в таблице 1.1.

Таблица 1.1 Массовая сводка пенетратора

№ п/п	Наименование характеристики	Значение
1	Масса перед входом	110 кг
2	Масса НТУ	29 кг
3	Масса полезной нагрузки (ПН)	16 кг
4	Время функционирования	1 год

В состав научной аппаратуры входили следующие приборы:

- ТВ-камера;
- гамма-спектрометр;
- метеокомплекс;
- магнитометр;
- термозонд;
- рентген. спектрометр;
- нейтронный детектор;
- альфа-р-спектрометр;
- сейсмометр;
- акселерометр.

Телевизионная камера

Основные задачи:

- получение панорамного изображения поверхности;
- исследование процессов, происходящих в районах внедрения зондов, таких как эоловая активность, флювиальное воздействие на поверхность, вулканизм и т.д. (съемка в разные сезоны дает информацию о динамике этих процессов).

Метеокомплекс

Основные задачи: проведение прямых измерений метеорологических параметров на поверхности.

Гамма-спектрометр

Основные задачи: определение элементного состава пород Марса. Регистрируемое прибором гамма-излучение позволяет определить в породах концентрацию H, Na, Mg, Al, Si, K, Cl, Ca, Ti, Mn, Fe, Th, U.

Рентгеновский спектрометр

Основные задачи: определение элементного состава подповерхностных пород, в том числе содержания породообразующих (Mg, Al, Si, Ca, Ti, Fe), летучих (S, Cl) и минорных элементов

Альфа-р-спектрометр

Основные задачи: определение элементного состава пород, в том числе содержание легких элементов (C, N, F) и основных породообразующих элементов (O, Na, Mg, Si, S, K, Ca, Fe) в пробе грунта малого объема.

Нейтронный спектрометр

Основные задачи: определение содержания и изменения влажности и плотности породы с глубиной.

Акселерометр

Основные задачи: Исследование механических свойств грунта с целью получения следующих характеристик (соотношения):

- сила сопротивления / время;
- профиль / время;
- траектория движения / глубина проникания пенетратора.

Термозонд

Основные задачи: Теплофизические исследования приповерхностного слоя грунта. Измеряются:

- теплоемкость;
- теплопроводность;
- температуропроводность;
- глубина суточного и сезонного проникновения тепловой волны;
- потоки тепла из недр планеты.

Сейсмометр

Основные задачи: Исследование структуры коры планеты, ее слоистости и неоднородностей. Регистрация сейсмических шумов и собственных колебаний планеты даст сведения об ее внутреннем строении и динамике недр.

Магнитометр

Основные задачи: Изучение собственного магнитного поля небесного тела, намагниченности пород и их палеомагнетизма, возможной стратификации слоев (по магнитным данным).

Спуск пенетратора включает в себя следующие этапы:

- отделение пенетратора;
- закрутка и включение РДТТ увода пенетратора;
- отделение крышки с РДТТ и наполнение основного надувного тормозного устройства;
- вход в атмосферу со скоростью 4900 м/с;
- ввод дополнительного надувного тормозного устройства и взведение приборного контейнера;
- внедрение в грунт со скоростью 70 м/с;
- отделение хвостовой части;
- развертывание научного комплекса.

Вход пенетраторов в атмосферу Марса должен был быть осуществлен с первой рабочей орбиты, на которую выводился космический аппарат.

Отделение каждого из пенетраторов от орбитального аппарата предполагалось производить последовательно в одном сеансе, при этом импульс скорости для схода с орбиты должен составлять не менее 30 м/с. Перед отделением от КА проводилась закрутка каждого зонда относительно продольной оси. После отделения каждый из них функционировал самостоятельно. После удаления от КА на безопасное расстояние, включались последовательно твердотопливные

двигатели, которые обеспечивали его торможение и сход с орбиты. Закрутка зонда вокруг продольной оси позволяла сохранять заданную ориентацию и стабилизировать его движение.

Перед входом в атмосферу производилось наполнение газом надувного тормозного устройства, которое обеспечивало торможение зонда в атмосфере. При соударении с поверхностью планеты срабатывала система амортизации, обеспечивающая уменьшение перегрузок на аппаратуре до безопасных. В момент внедрения происходило разделение двух частей пенетратора: внедряемой, проникающей на глубину до 4-6 метров, и хвостовой, остающейся в поверхностном слое грунта.

Схема спуска пенетратора приведена на рисунок 1.4.

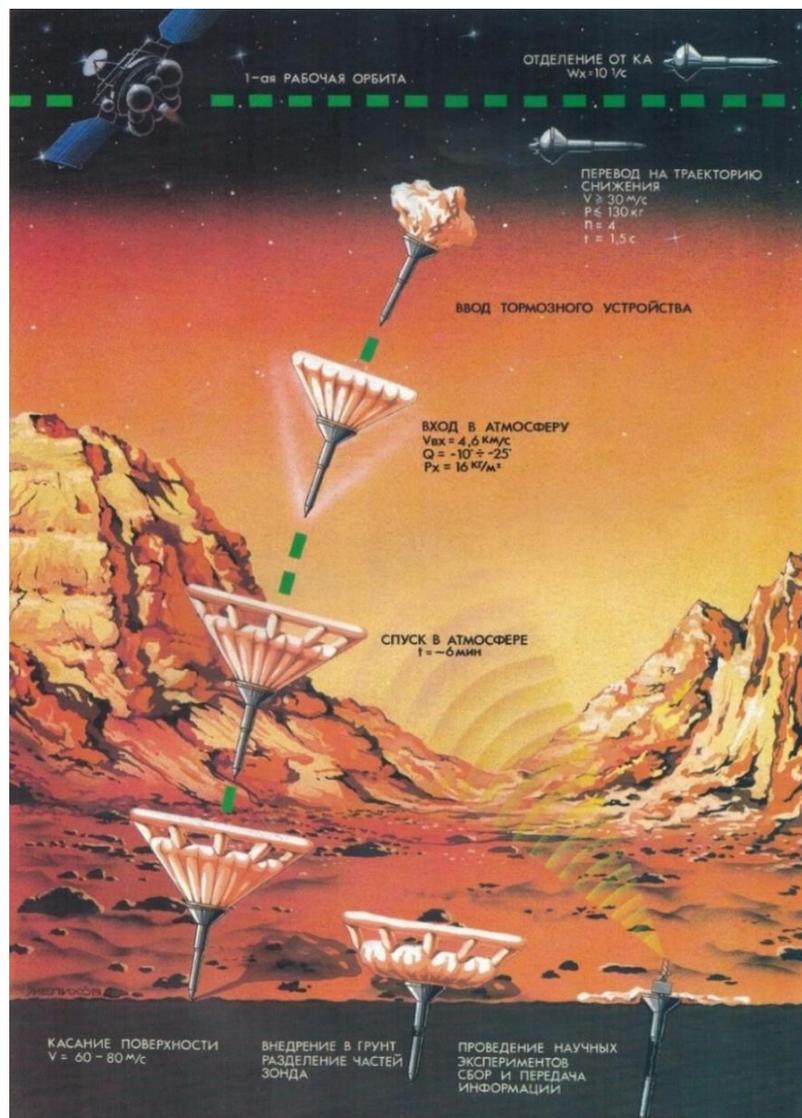


Рисунок 1.4 Схема спуска АМС «Марс-96»

Основные технические характеристики пенетраторов приведены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 Основные характеристики пенетратора «Марс-96»

Скорость входа зондов в атмосферу	5,6 км/с
Скорость соударения с поверхностью	80±20 м/с
Перегрузки на аппаратуре при соударении с поверхностью	500 g
Максимальная глубина внедрения	5 - 6 м
Масса внедряемого зонда	45 кг
Масса научной аппаратуры	4,5 кг
Время активного существования	1 год
Источники питания - радионуклидный термо-электрогенератор на основе плутония-238, - литиевые батареи	0,4 Вт 10 А.ч.
Скорость передачи информации на КА	8 кбит/с.

1.1.1.2 Миссия «Mars Polar Lander» (пенетратор «Deep Space 2»)

Mars Polar Lander – космический аппарат, действовавший в рамках программы NASA Mars Surveyor 98 по исследованию климата и поверхности Марса.

Основными целями Mars Polar Lander'a (MPL) являлись изучение полярных областей Марса, в первую очередь, местного климата, поиск льда в марсианском грунте и оценка его количества, детальная съёмка поверхности в месте посадки. Местом посадки была определена граница южной марсианской полярной шапки, между 74 и 77 ю. ш. и 170 и 230 з. д. Время посадки было выбрано таким образом, чтобы на протяжении всего срока функционирования аппарата там был полярный день. MPL нёс на себе два пенетратора «Deep Space 2» – неуправляемые баллистические капсулы, которые должны были отделиться перед входом в атмосферу и, достигнув поверхности, углубиться в грунт и передать сведения о его составе.

«Deep Space 2» – зонд NASA. Являлся частью программы Новое Тысячелетие. Проект включал в себя два миниатюрных космических зонда. Зонды находились в составе спускаемого аппарата Mars Polar Lander, который был запущен в январе 1999 года. Зонды предназначались для жёсткой посадки на поверхность планеты. После входа в атмосферу Марса Deep Space 2 должен был отстыковаться от Mars

Polar Lander и начать снижаться к поверхности, для смягчения удара используя только аэрогель, без парашюта.

Каждый зонд весил по 2,4 кг и находился внутри защитной капсулы из аэрогеля. Для доставки на Марс они закреплялись на спускаемом аппарате Mars Polar Lander. 3 декабря 1999 года во время пролёта над южной полярной шапкой Марса, зонды в защитной оболочке, были отстыкованы от спускаемого аппарата. После прохождения атмосферы удар о поверхность планеты произошёл на скорости 179 м/с. В ходе удара каждая защитная капсула была спроектирована так, чтобы разрушиться, а зонд — пробить почву и разделиться на две части. Нижняя носовая часть была спроектирована так, чтобы проникнуть в поверхность планеты на глубину примерно 0,6 м. Верхняя часть оставалась бы на поверхности и передавала бы данные по радиоканалу орбитальному аппарату Mars Global Surveyor или другим космическим аппаратам на орбите Марса. Mars Global Surveyor должен был быть основным ретранслятором для передачи данных с зонда на Землю. Связь между двумя частями зонда осуществлялась при помощи кабеля.

Внешний вид зонда Deep Space 2 и его пенетратора представлены на рисунках 1.5, 1.6.

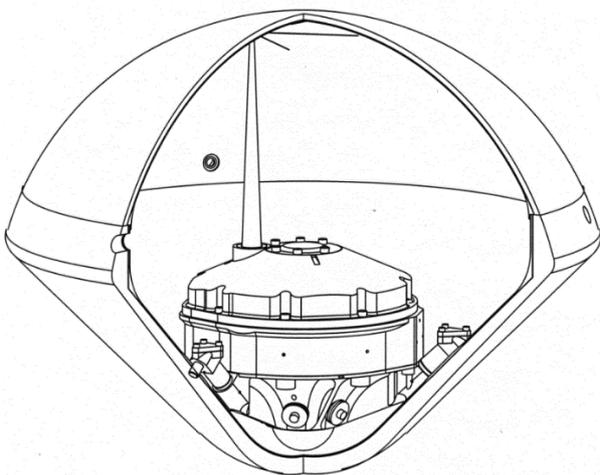


Рисунок 1.5 Внешний вид зонда Deep Space 2 [68]

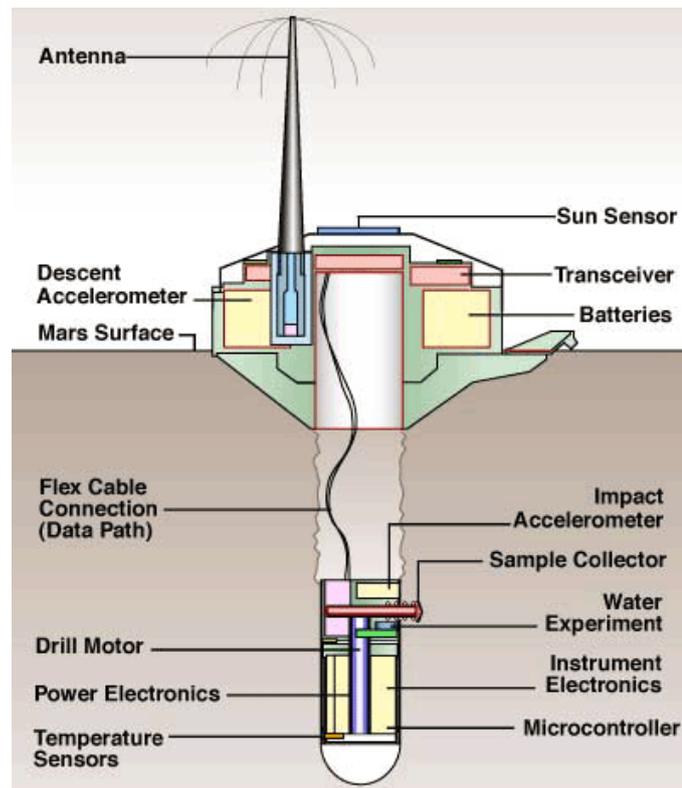


Рисунок 1.6 Схема строения DS2[68]

1.1.1.3 Миссия «MetNet»

MetNet - малая метеорологическая станция (ММС), была предназначена для посадки на поверхность Марса с целью проведения мониторинга состояния атмосферы Марса в точке посадки в течение одного марсианского года. Предполагалось, что ММС может стать базовым элементом глобальной сети долгоживущих мини-метеостанций, которые позволили бы наблюдать за динамикой изменения параметров атмосферы Марса.

ММС (рисунок 1.7) отличали от станций проекта Марс-96, Beagle 2 проекта Марс-Экспресс и Netlander следующие особенности:

- существенно меньшие габариты и масса, как на поверхности, так и перед отделением от КА;
- возможность посадки в более широком диапазоне высот относительно среднего уровня планеты и, практически, на всех широтах;
- возможность работать большой промежуток времени (марсианский год).

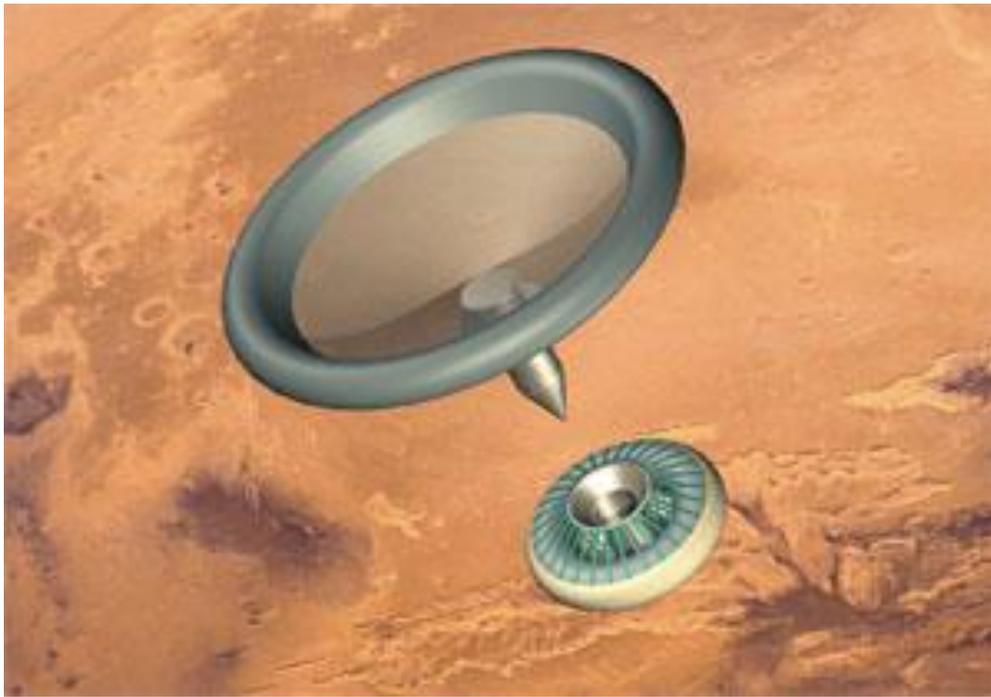


Рисунок 1.7 КА «MetNet» [70]

Эти отличительные характеристики ММС давали основание предполагать, что на их основе проще организовать широкую сеть станций, обеспечивающих измерения на всех широтах в течение времени не менее одного марсианского года.

Прогресс в миниатюризации научных датчиков и служебной электроники позволял на ММС кроме метеорологических измерений, для которых в первую очередь разрабатывался поверхностный модуль, использовать телевизионную камеру для съемок во время спуска в атмосфере и после посадки на поверхность Марса и микросейсмометр.

В связи с этим, основными задачами ММС могли быть сетевые метеорологические и сейсмические измерения с поддержкой их изображениями поверхности и расположения ММС и ее датчиков относительно неровной поверхности для обоснования измерений.

Основным измеряемым параметром являлось атмосферное давление в районе посадки у поверхности планеты. Долговременные измерения, продолжительностью не менее одного марсианского года, обеспечиваемые сетью ММС, могли дать возможность для проверки моделей общей циркуляции атмосферы и климатических особенностей.

В дополнение к давлению, предусматривалось измерение температуры атмосферы, скорости ветра, влажности и запыленности в различных точках посадки. С помощью ММС предполагалось также провести градиентные измерения на нескольких уровнях, разнесенных по высоте, что позволило бы получить важную информацию о динамике приповерхностного слоя, через который происходит взаимодействие подстилающей поверхности и атмосферы.

Сеть сейсмостанций, развернутая на поверхности Марса с помощью ММС, могла дать уникальную информацию о внутреннем строении планеты.

Результатом работы сети ММС могли быть сетевые метеорологические и сейсмические измерения, которые при наличии телевизионных изображений поверхности и учёте расположения станций дадут целостную картину.

Основными научными задачами малых метеостанций являлись:

- исследование вертикальной структуры атмосферы Марса во время спуска ММС;
- метеорологические наблюдения на поверхности Марса в течение одного марсианского года.

Комплекс полезной нагрузки малой метеостанции был предназначен для решения следующих задач:

- съёмка изображения поверхности Марса, измерение профиля давления и температуры во время посадки станции на Марс;
- съёмка панорамного стереоскопического изображения окружающей местности в точке посадки;
- получение абсолютных значений температуры, давления, влажности и их изменение по высоте в приповерхностном слое атмосферы Марса в месте посадки;
- измерение плотности грунта и температуры верхнего слоя грунта.

Системы и агрегаты ММС конструктивно были скомпонованы в две сборочные единицы:

- устройство аэродинамического торможения;
- посадочного модуля с комплексом полезной нагрузки.

Обе сборки были связаны между собой системой притягивания и электрической связью. В начале участка предпосадочного торможения эти связи должны были резаться пираножом после чего происходило их разделение.

Масса малой метеостанции - 19,0 кг. Масса комплекса полезной нагрузки ММС - 2,5 кг. Внешний вид и схема спуска ММС представлены на рисунках 1.8, 1.9, 1.10.

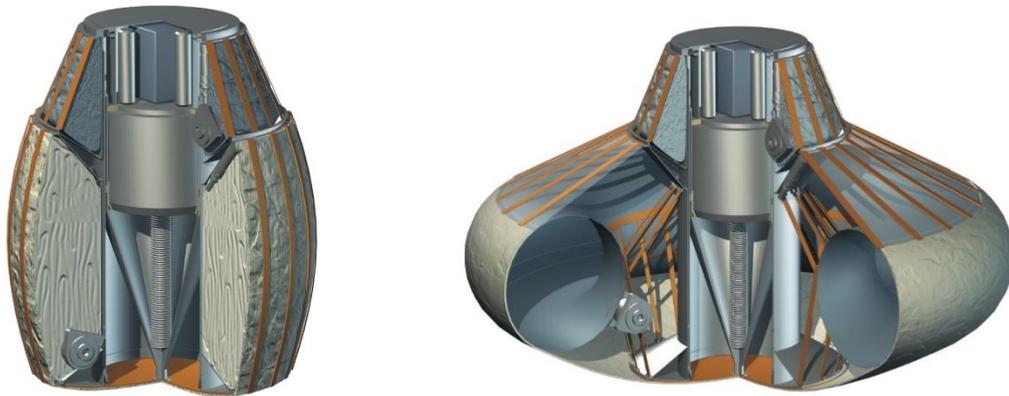


Рисунок 1.8 Компоновочная схема ММС в транспортном положении

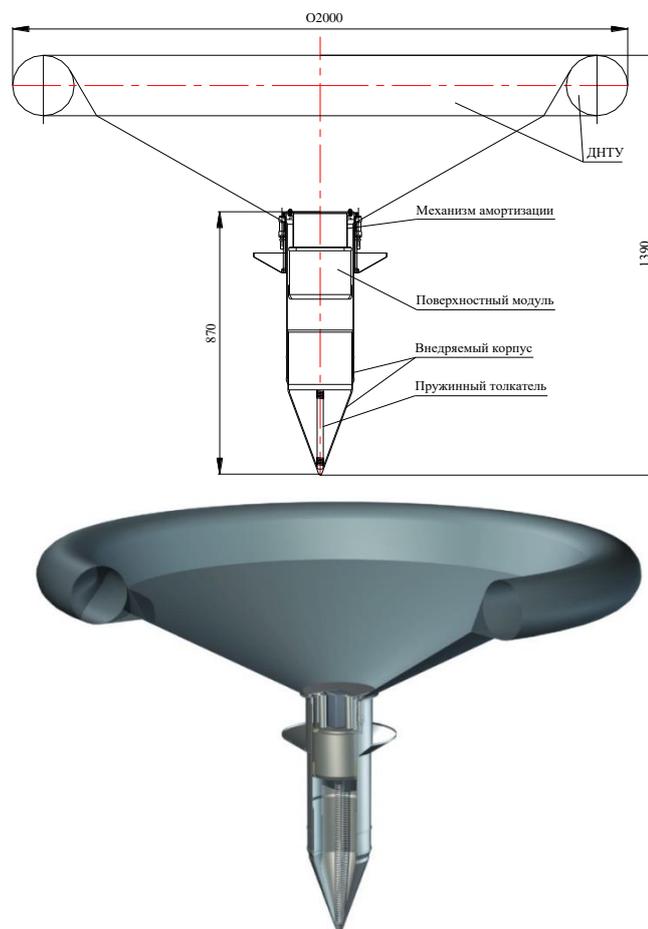


Рисунок 1.9 Компоновочная схема ММС с развернутым ДНТУ после сброса отделяемой части конструкции

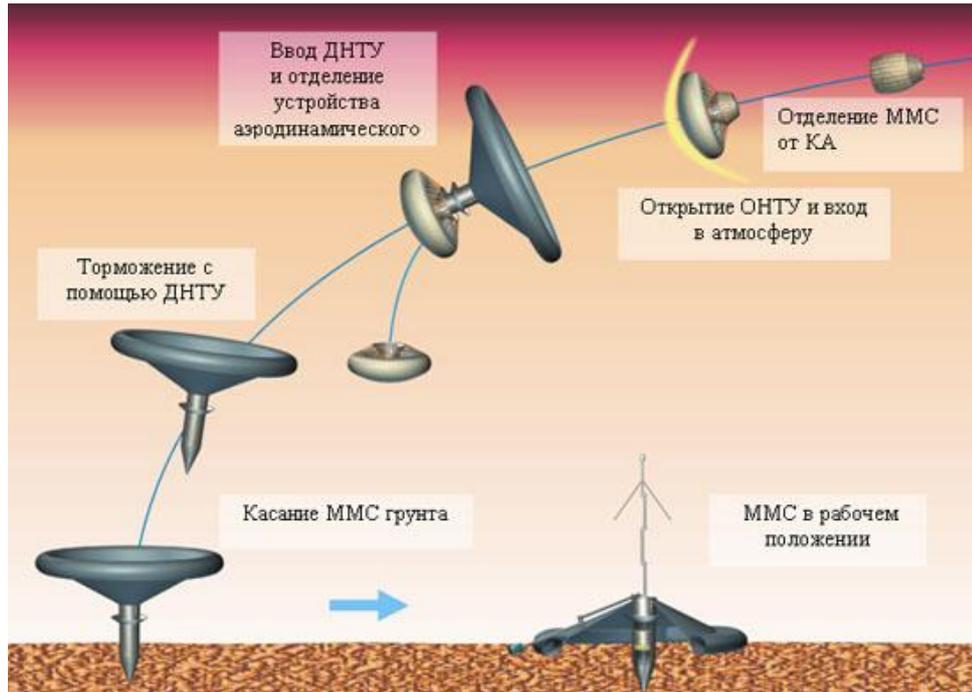


Рисунок 1.10 Схема спуска ММС [70]

1.1.1.4 КА «Луна-Глоб»

Комический аппарат «Луна-Глоб» был предназначен для доставки на поверхность Луны комплекса научной аппаратуры с целью комплексных исследований в околополярной области Луны, а также для отработки технологии мягкой посадки. В рамках проектирования миссии так же был проработан вариант космического аппарата с применением лунных пенетраторов для подповерхностного изучения грунта. На рисунке 1.11 показаны основные этапы функционирования КА и сброса внедряемых зондов с высоты 50 км.

Внедрения двух зондов должно было находиться в экваториальной области, а внедрение третьего должно было располагаться на расстоянии примерно 1000 км от экваториальной области по широте.

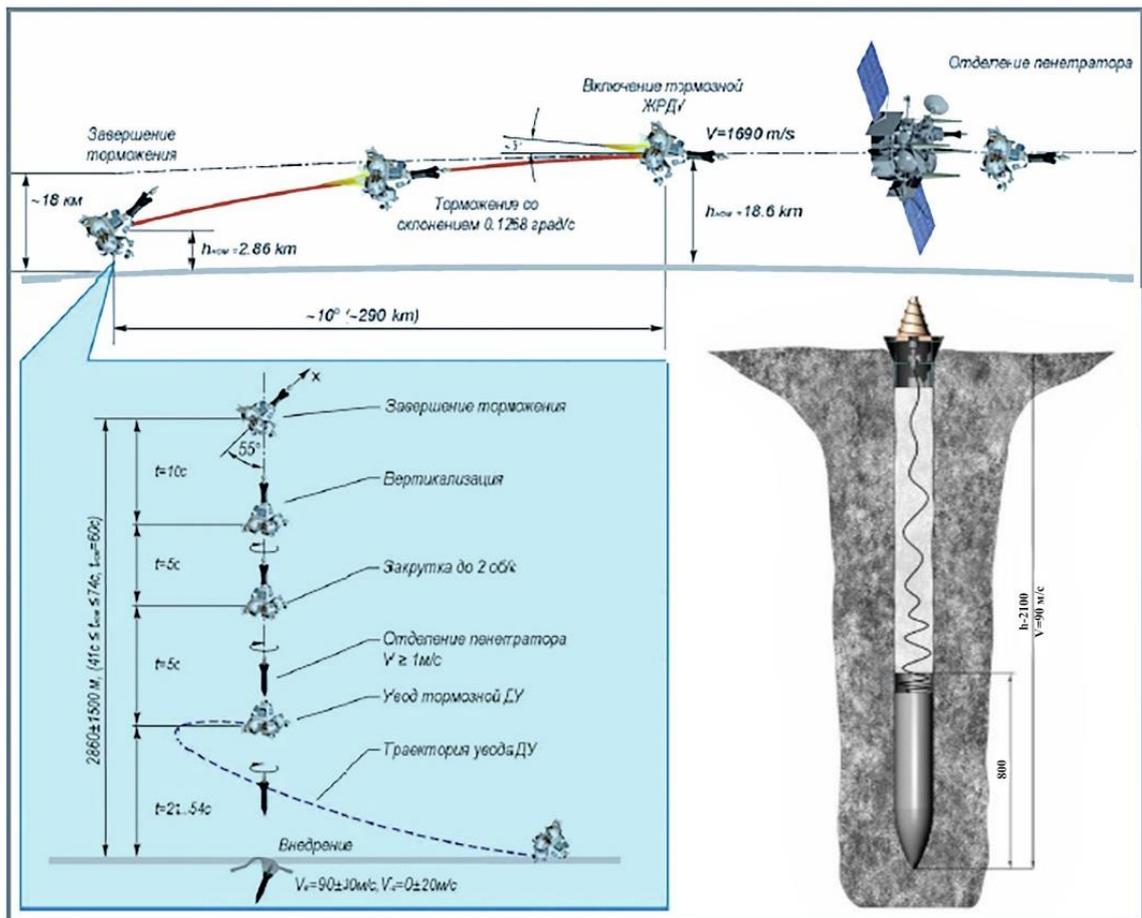


Рисунок 1.11 Схема спуска пенетратора КА «Луна-Глоб» [16]

1.1.2 Моноблочная структура

1.1.2.1 Миссия «MoonLITE»

Концепция миссии «MoonLITE» включала в себя малый орбитальный аппарат и четыре пенетратора (рисунок 1.13). Орбитальный аппарат должен был продемонстрировать телекоммуникационные и навигационные технологии, направленные на поддержку будущих исследовательских миссий, в то время как основная научная цель заключалась в исследовании сейсмической среды и глубинной структуры Луны, включая природу ядра, путем размещения сети сейсмометров через пенетраторы на лунной поверхности. Четыре пенетратора должны были быть расположены с широким охватом поверхности, два – на ближней стороне, а другие два – на дальней стороне. Кроме того, планировалось провести эксперименты по тепловому потоку. Предполагалось, что наземная

миссия продлится 1 год для поддержки сейсмической сети. Другие научные эксперименты не требовали такой продолжительности.

Демонстрация безвоздушных (т.е. неаэродинамических) оборудованных приборами пенетраторов на Луне должна была стать технологией, имеющей отношение к научным исследованиям других приоритетных планетарных направлений, таких как Меркурий, Европа и Энцелад. Интерес Великобритании к технологиям пенетратора был собран в Национальный консорциум, включающий крупных академических и промышленных игроков: MSSL, Surrey, The Open University, Birkbeck, QinetiQ, Imperial College и Southampton.

Основной целью орбитального аппарата после разворачивания пенетраторов должно было стать обеспечение телекоммуникационного ретранслятора для пенетраторов и демонстрация высокоскоростных линий связи с Лунной поверхностью.

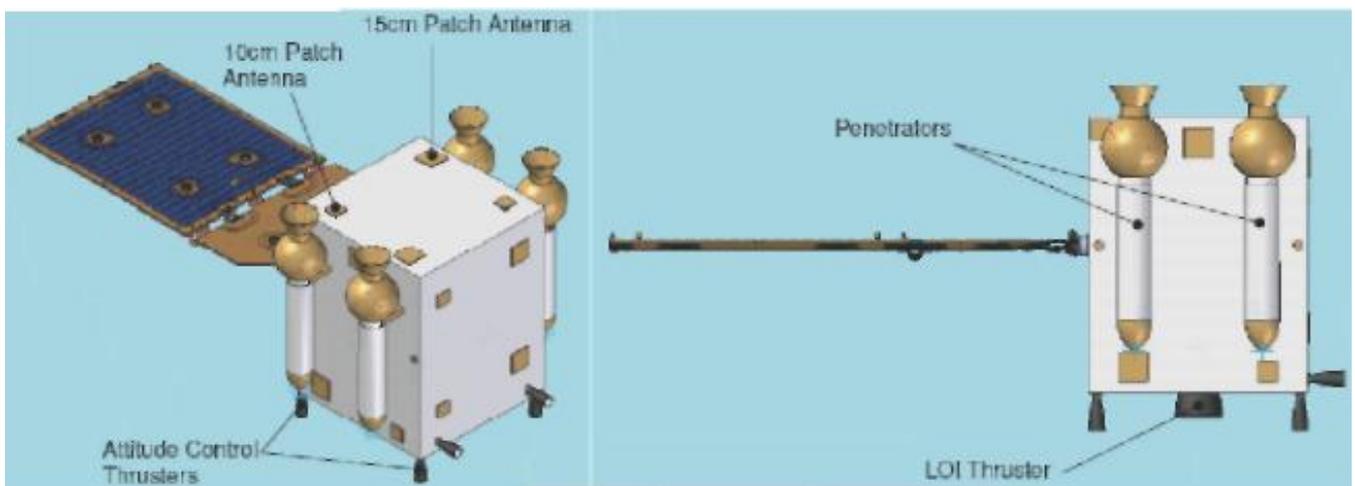


Рисунок 1.12 Конфигурация КА «MoonLITE» [42]

Базовая конфигурация КА «MoonLITE» представлена на рисунке 1.12. Его концепция основана на КА «GIOVE-A», но только с одной солнечной батареей, которая остается в сложенном состоянии до ввода пенетратора, а затем вращается.

Четыре пенетратора закреплены двумя парами на противоположных сторонах корпуса орбитального аппарата. Каждый цилиндрический пенетратор должен был быть оборудован научной полезной нагрузкой (например, сейсмометр, зонд теплового потока и детектор летучих веществ), которую он должен доставить на лунную поверхность. Базовая конструкция аналогична японскому пенетратору

«Lunar-A». Предполагалось, что каждый из них должен был иметь общую массу 36 кг, включая 23 кг ДУ и 13 кг пенетратора с научной полезной нагрузкой массой ~3 кг. Ожидалось, что пенетратор ударится о поверхность Луны со скоростью около 300 м/с. Скорость передачи данных от пенетратора к орбитальному аппарату предполагается равной 30 кбит в сутки [61].

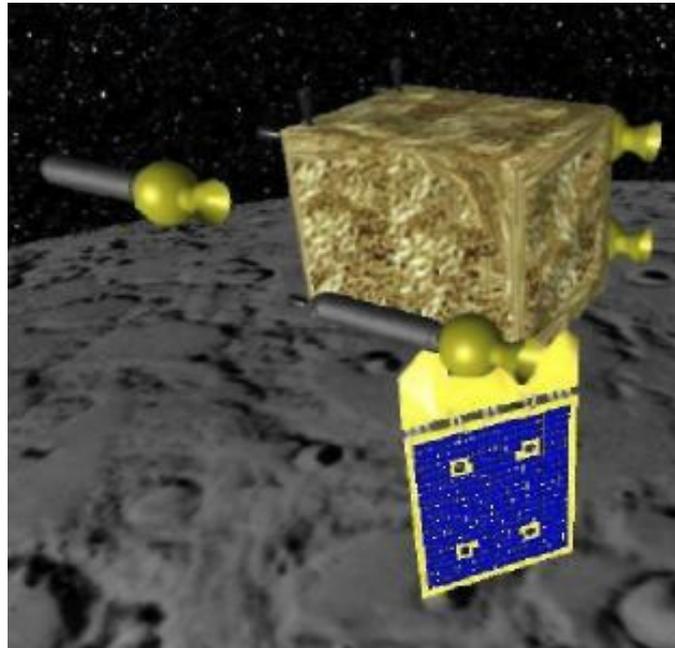


Рисунок 1.13 Орбитальный аппарат MoonLITE с четырьмя пенетраторами [42]

Таблица 1.3 Массовая сводка КА «MoonLITE»

Наименование	Масса (кг)
Конструкция	131.0
Коммуникации	8.4
Система энергоснабжения	28.7
Солнечные батареи	15.3
СОИС	44.1
ДУ	66.1
Внешние системы	16.6
БКС	30.0
ПН (пенетраторы и навигационная ПН)	158.4
Системный запас (платформа)	34.7
Итого (сухая масса)	539.7
Топливо (перелет, LOI, OM)	296.4
Топливо AOCS	10
Топливо (всего)	306.4
ВСЕГО (масса при запуске)	846.1

1.1.2.2 Миссия «Lunar-A»

Аппарат массой 540 кг, получивший название Lunar-A, начал разрабатываться в 1990 году и, в соответствии с предварительными планами, его старт планировался на август 1997 года. КА должен был выйти на эллиптическую окололунную орбиту с периапсисом в 40 км. Lunar-A представлял собой цилиндр высотой 111 см и диаметром 120 см.

В число научных задач, ставящихся перед станцией, входило выяснение деталей внутреннего строения Луны и определение размеров лунного ядра.

Внутренность Луны предполагалось исследовать устройством, называемым пенетратором. Пенетраторы должны были содержаться в футляре в форме копья длиной 80 см и диаметром 16 см. LUNAR-A должен был выпустить два пенетратора, которые должны были поразить поверхность Луны и проникнуть на глубину около двух метров.

Пенетраторы оснащенные сейсмометрами и датчиками теплового потока и должны были исследовать лунный интерьер в течение примерно одного года. Материнский корабль LUNAR-A должен был вращаться по орбите Луны и собирать информацию, посылаемую проникающими, одновременно фотографируя лунную поверхность своей камерой.

Пенетраторы должны были отделяться от КА в момент прохождения периапсиса, и на скорости 250 – 300 м/с внедряться в лунный грунт на глубину от 1 до 3 метров, в зависимости от твердости породы. На развертывание сети из трех пенетраторов отводилось около двух недель, после чего она должна была позволить путем регистрации лунотрясений установить пути распространения сейсмических волн и, таким образом, определить размер ядра Луны (если оно имеется). Полученные пенетраторами данные должны были записываться во внутреннее ЗУ, а затем передаваться на орбитальный блок в момент его пролета над пенетраторами, что должно было происходить каждые 15 дней. С орбитального блока данные должны были передаваться на Землю. Внешний вид пенетратора представлен на рисунках 1.14, 1.15, 1.16.



Рисунок 1.14 КА «LUNAR-A» [69]



Рисунок 1.15 Внешний вид КА «LUNAR-A» [69]

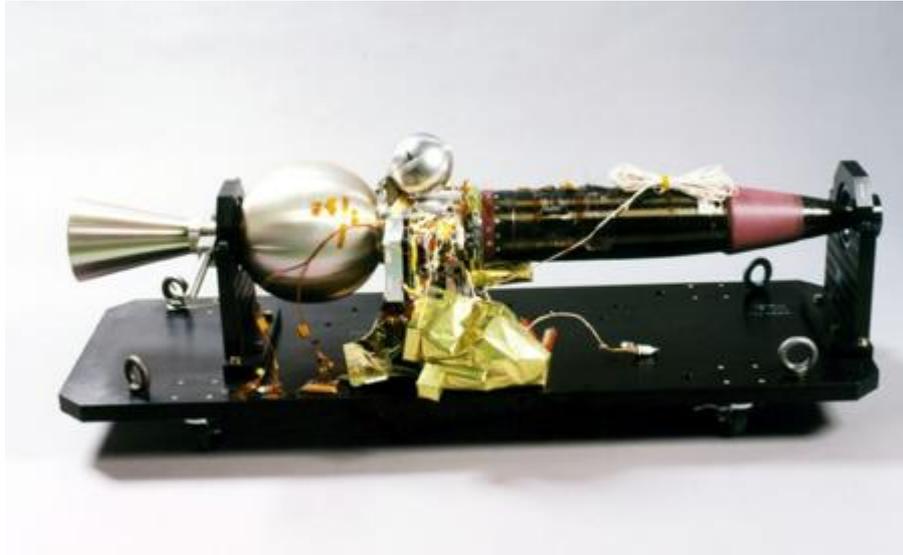


Рисунок 1.16 Внешний вид одного из пенетраторов КА «LUNAR-A» [69]

После сброса пенетраторов орбитальный аппарат должен был перейти на круговую орбиту с расстоянием от лунной поверхности около 200 км. С этой орбиты при помощи монохромной камеры с разрешением снимков 30 м, предполагалось провести топографическую съемку лунной поверхности вблизи терминатора [50].

1.1.3 Реактивные пенетраторы

Возможны три варианта запуска подобных пенетраторов [28, 43] как предлагается в работе.

Вариант первый – сброс пенетратора на этапе посадки с посадочного аппарата. В таком случае внедрение в грунт реализуется по средствам собственной кинетической энергии по инерции.

Вариант второй предусматривает использование реактивного двигателя внедряемого зонда с посадочного аппарата, после осуществления посадки на поверхность небесного тела. При таком варианте внедрение в грунт осуществляется за счет реактивной тяги двигателя пенетратора.

Вариант третий – комбинированный, реализуется за счет сброса внедряемого зонда на этапе посадки посадочного аппарата с использованием реактивного двигателя после отделения.

Предполагаемые виды компоновочных схемы пенетраторов показаны на рисунке 1.17 в.

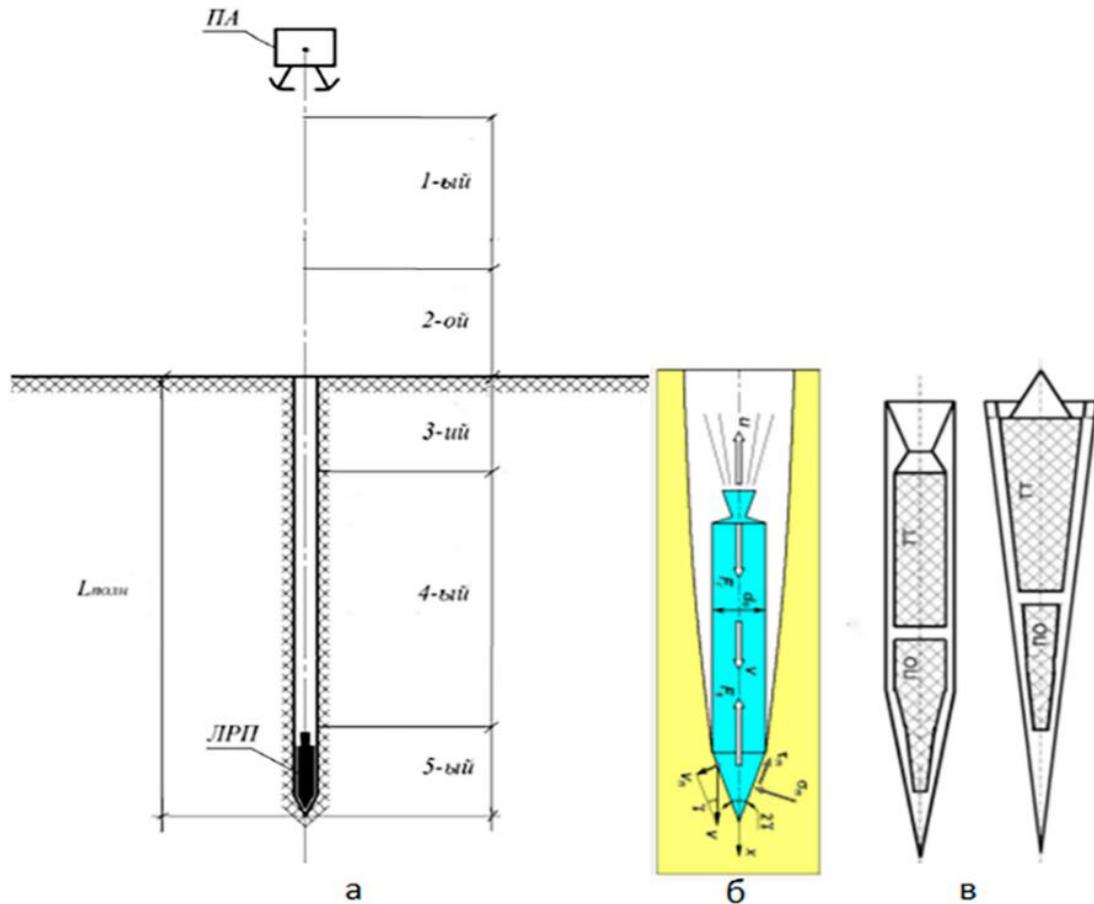


Рисунок 1.17 Проект реактивного пенетратора МАИ [28, 43] (а. схема спуска, б. схема движения, в. общий вид (цилиндроконический и конический)).

1.1.4 Тросовая система

В настоящее время концепция этого пенетратора предусматривает создание космического корабля для возврата образцов, который будет нести шесть легких ракетобразных «пенетраторов», которые будут сбрасываться на целевой объект (объекты) с орбиты или во время пролета с использованием космического троса длиной в несколько миль показана на рисунке 1.18. [56, 59].

Предполагается что контакт с поверхностью пенетратором осуществляется на высокой скорости - до 1 км/с, и он уходит под поверхность до гашения кинетической энергии. Во время удара пенетраторы соберут несколько килограммов материала в объем для отбора проб и будут намотаны тросом на

космический зонд для последующего возвращения на Землю. Подход с шестью пенетраторами позволит осуществить забор нескольких проб грунта.

Исследователи показали, что экспедиции с применением пенетраторов по возвращению образцов, варьируются от крошечных астероидов до тел размером со спутник Юпитера Европа, Меркурия и других планет.

На Земле можно использовать систему привязки-пенетратора для взятия проб из экстремальных или опасных сред, таких как внутренняя часть: или земля, загрязненная в результате ядерной аварии или арктических районов.

Два пенетратора были созданы и затем доставлены в Блэк-Рок, штат Невада, для летных испытаний в марте 2013 года. Расчетная скорость при ударе составляла около 1,4 Маха, или около 420 м/с. Эта скорость находилась в середине желаемого режима работы.

Проведенные испытания показали возможности живучести пенетратора на этих скоростях, обеспечение сбора образцов керна с частичным выбросом контейнера для возврата образцов.

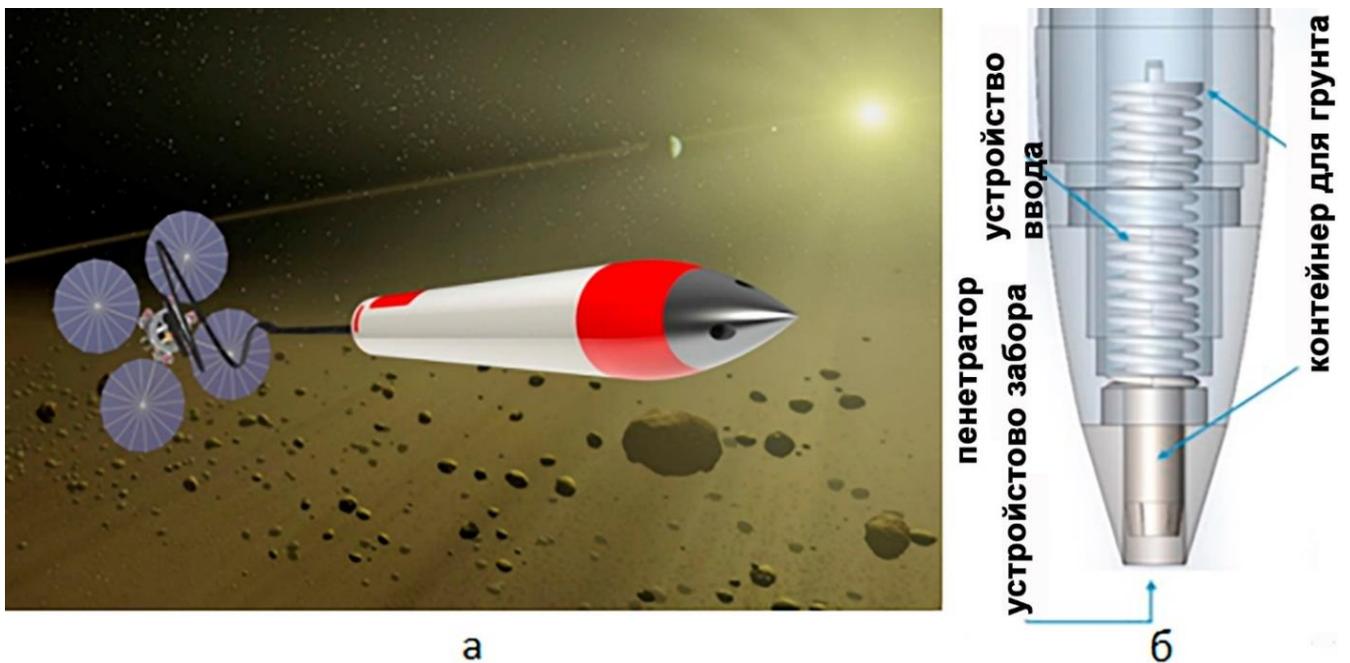


Рисунок 1.18 Схема тросового пенетратора . [56, 59].

1.1.5 Гиперскоростной пенетратор.

Существующие пенетраторы, позволяют обеспечить проникновение в реголит со скоростями до 450 м/с, при такой скорости наибольшая реализация заглубления в грунт не более чем на 6 метров, что не позволяет получить информацию о характеристиках грунта на больших глубинах. Так как аппараты, находящиеся в космическом пространстве, двигаются с большими скоростями (более 1000 м/с), то для обеспечения требуемой скорости внедрения для существующих пенетраторов необходимы средства торможения (тормозные двигательные установки, посадочные платформы и др.), которые составляют существенную часть (массу) спускаемого аппарата.

Гиперскоростные инерциальные пенетраторы за счет высокой скорости внедрения позволяют проникать в грунты небесных тел на достаточно большие глубины. За счет высокой скорости внедрения в грунт небесного тела, гиперскоростному пенетратору необходимо значительно меньше затратить энергии (топливо), чем другим пенетраторам, за счет чего происходит существенный выигрыш по суммарной массе космического аппарата в целом.

Схема гиперскоростного пенетратора дает возможность обеспечить функционирование бортовой и служебной аппаратуры даже после при высокоскоростном внедрении (то есть на скорости, превышающей 1 км/с). Это обеспечивается за счет того, что гиперскоростной пенетратор при внедрении встречается с грунтом небесного тела наконечником, который при контакте также будет разрушаться. Конструкция внедряемого зонда должна быть спроектирована таким образом, чтобы при полном торможении разрушение ударника не достигло хвостовой части, в которой должна располагаться целевая и служебная аппаратура.

При контакте ударника и грунта небесного тела происходит разрушение тел соударения, при том, что более прочное вещество разрушается медленнее, оно перемещается внутрь создаваемой каверны (рисунок 1.19 б).

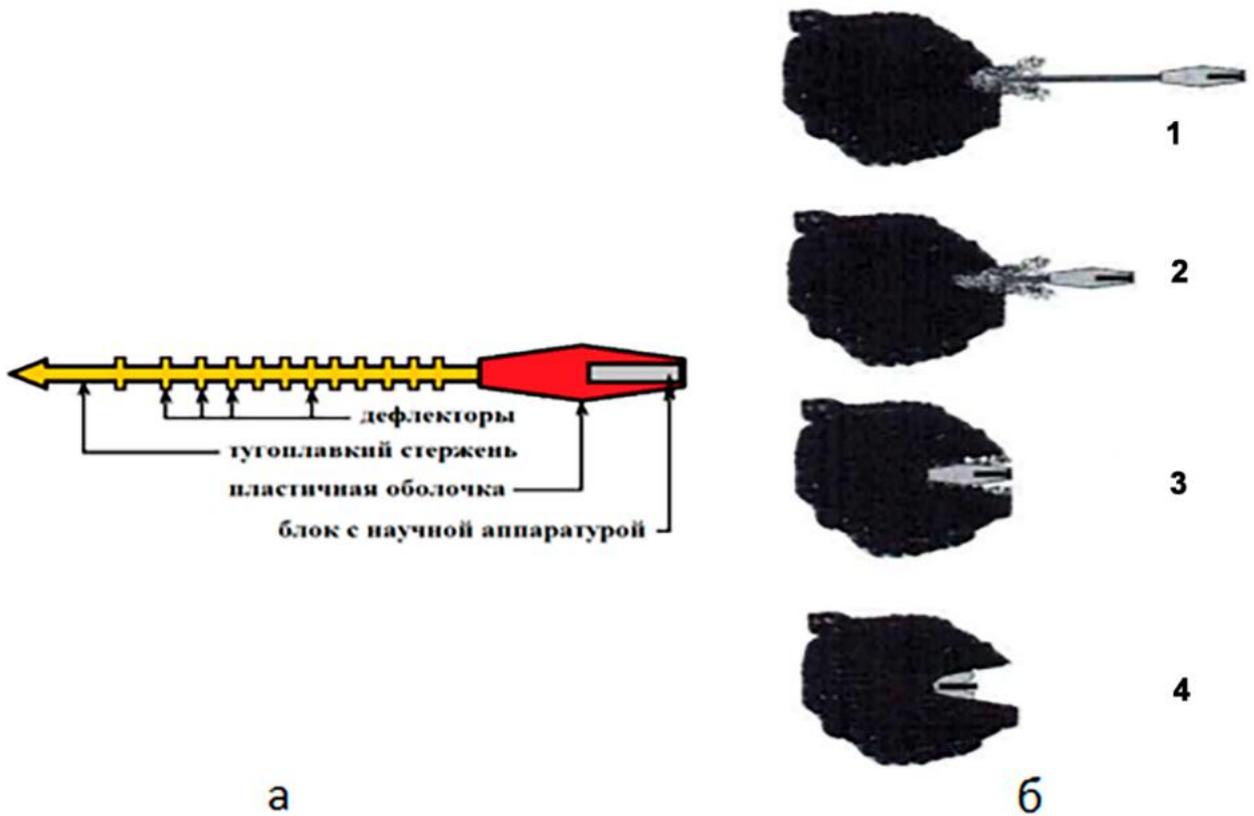


Рисунок 1.19 Проектный облик гиперскоростного пенетратора [4]
(а. схема пенетратора б. стадии внедрения в космическое тело)

1.2 Результаты анализа и сравнение научных миссий с использованием пенетраторов

До летных испытаний были доведены пенетраторы для исследования Марса: миссии Марс-96 и Mars Polar Lander. Основным назначением Марс-96 и Mars Polar Lander было проведение исследований планеты Марс. Аварийная ситуация не позволившая реализовать Марс-96 произошла на орбите Земли. Mars Polar Lander скорее всего был разрушен по результатам посадки на Марс. На сегодняшний день ни у одного проекта с использованием пенетраторов успешной реализации не получилось, однако внедряемые зонды по-прежнему остаются перспективным техническим решением, использование которых имеет свои достоинства и преимущества при исследовании небесных тел.

В таблице 1.4 представлены варианты аппаратуры для размещения на исследовательских пенетраторах, как видно из таблицы 1.4 диапазон исследований, решаемых при помощи пенетраторов достаточно большой, а небольшой вес внедряемых зондов дает возможность запускать с космического аппарата на поверхность небесных тел несколько пенетраторов, что позволяет создавать небольшие сети станций для проведения исследований небесного тела.

Таблица 1.4 Варианты аппаратуры для размещения в исследовательских пенетраторах [16]

	Научный комплекс	Структура с разделяющимися частями			Моноблочная структура			Реакт	Сверх скор	Выполняющие отдельные функции
		Марс 96	Луна глоб	Deep Space	Lunar-A	Moon LT	Ascon			
1	Сейсмометр + акселерометр	x	x	x	x	x	x	-	-	-
2	Ядерно Физ спектрометр	x	x			x	x	-	-	-
3	Термозонд	x	x	x	x	x	x	-	-	-
4	ТВ камера	x	x			x	x	-	-	-
5	Метео	x		x		x	x	-	-	-
6	Магнитометр					x	x	-	-	-
								-	-	-
	Служебные системы							-	-	-
7	Радиокомплекс	x	x	x	x	x	x	-	-	-
8	Блок управления	x	x	x	x	x	x	-	-	-
9	Энергопитание	x	x	x	x	x	x	-	-	-
10	Двиг. устан.							x	-	-
- - нет сведений										

Наиболее важной характеристикой пенетратора для построения системы, является ударная перегрузка, скорость столкновения и глубина проникновения в грунт, данные параметры приведены в таблице 1.5.

Пенетраторы разрабатываемые для лунных миссий [2, 35, 69] и для исследования Марса [34, 63] были способны доставлять на поверхность небесных тел аппаратуру, которая выдерживает ударную нагрузку в несколько десятков тысяч единиц. Поэтому рабочая скорость встречи пенетратора с твердой поверхностью ограничена сотнями метров в секунду. Пенетраторы, разработанные

для лунных и марсианских миссий, не могут быть применены без предварительного торможения. [36]

Ранее разрабатываемые пенетраторы были предназначены для реализации целевой задачи на низких скоростях внедрения в небесные тела (менее 1 км/с). Ни один из разрабатываемых пенетраторов не способен донести научную аппаратуру в целостности и сохранности в режиме “жесткой посадки” на поверхность космических тел при скорости встречи в несколько километров в секунду. Однако отсутствие такой техники сильно ограничивает возможности проведения Фундаментальных космических исследований Солнечной системы. [4]

Таблица 1.5 Характеристики различных типов пенетраторов [16]

№	Тип пенетратора	Назначение	Масса, Кг и геометр размеры мм	Макс перег. g	Мах Vвх м/с	Макс проникн. метр
1	Марс 96 (СССР)	Спуск в атмосфере Марса разделяющиеся части	110 D=800 L=1500	800	60-80	4-6
2	Луна-Глоб (РФ)	Спуск на Луне разделяющиеся части	239 D=140-200 L=1040	800	100	3-6
3	DeepSpace (US)	Спуск на поверхность Марса с разделяющимися частями	1,6 D=350/35L-105	60	100-200	0,6
6	Lunar-A (Jap)	Спуск на пов Луны монолитная конструкция	13 D=160 L=1422	3000	300	1-5
4	Moon LT(England)	Спуск на Луну с торможением монолитная конструкция	13 D=160 L=500	До 16000	300	2-5
5	Европа Акон/Cliper (ESA/NASA)	Спуск с торможением на Европу монолитная конструкция	50 D=200 L=600	До 3000	100-500	3-5
7	МАИ/МВТУ (РФ)	Спуск на поверхность с Vвх=0, движение в грунте на ракетных двигателях	50 D=200 L=2000	-	-	>10
8	гиперскоростной (РФ)	Спуск на кометы астероиды	100-200	-	1000-3000	>10
9	Phile (контакт) (ESA)	Посадочная станция с пенетраторами	2	-	-	0
10	SCT (трос)(USA)	Трос с устройством для захвата грунта и возврата его на борт спутника	20	500-3000	600	3-5
11	Hayabusa (удар) (Jap)	Удар медного снаряда с образованием осколков	4,5-25	500	-	-

Гиперскоростной пенетратор, как средство обеспечения доставки полезной нагрузки является перспективным инструментом, однако при высокой скорости сближения (свыше 1 км/с) важно обладать методикой выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел, способствующей принятию решения при разработке гиперскоростного пенетратора.

Для выполнения вышеуказанной задачи нужно провести многостороннее исследование по нескольким параметрам, определяющим сближение гиперскоростного пенетратора с небесным телом и взаимодействие его (пенетратора) с грунтом, таким образом, чтобы его хвостовая часть с полезной нагрузкой затормозилась раньше, чем весь ударник пенетратора будет разрушен.

1.3 Выводы к главе

1. Проведен анализ концепции системы «пенетратор», как средства планетных исследований.
2. Рассмотрены космические научные миссии в рамках, которых проектировалось использование пенетраторов.
3. Рассмотрены результаты и сравнение научных миссий с использованием пенетраторов. Показаны основные преимущества и целесообразность использования пенетраторов для проведения космических исследований.
4. Проведен структурный анализ параметров рассматриваемых миссий с применением пенетраторов, как по функциональным характеристикам, так и по их составу.
5. Рассмотрена возможность применения высокоэнергетических пенетраторов для исследования без атмосферных небесных тел.

2. ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГИПЕРСКОРОСТНОГО ПЕНЕТРАТОРА

2.1 Гиперскоростной пенетратор для исследования небесных тел

Сложность проведения подповерхностных исследований небесных тел является актуальной научно-технической задачей. Проведение бурения небесных тел является сложнейшей задачей с учетом реализации посадки и проведения забора грунта по средству применения буровой установки в условиях пониженной гравитации при лимитированных энергоресурсах.

В НПО им. С.А. Лавочкина велась работа по внедряемым зондам с проникновением в Луну. Первый этап включал в себя выход на орбиту искусственного спутника Луны со скоростью ~ 2000 м/с. На втором этапе проводилось торможение до скорости 80—100 м/с, что должно было обеспечить углубление в грунт от 1 до 3 метров.

Сближение космических аппаратов с небесными телами происходит на больших скоростях (более 1 км/с), произвести мягкую посадку в таких условиях крайне затруднительно или невозможно. Однако проведение контактных исследований этих тел является крайне необходимой для проведения фундаментальных космических исследований.

Во время проведения нескольких миссий к планетам Солнечной системы трасса космических аппаратов проходила вблизи некоторых малых тел, представляющих интерес для науки. Поскольку скорости сближений аппаратов с этими телами составляли свыше 10 км/с, и технически было невозможно осуществить на них мягкую посадку, изучение встречных тел сводилось только к получению их изображений. Хотя и эти данные представляют огромный интерес для исследования свойств межпланетного пространства, некоторые важнейшие сведения методами дистанционного зондирования получить не удалось.

Гиперскоростные (сверхскоростные) пенетраторы. При пролете мимо малых тел Солнечной системы интересно сбросить на них научную аппаратуру для контактных исследований. Проблема — в величине скорости встречи КА с

космическим телом. Торможение на большой скорости не может происходить без разрушения пенетратора.

В точке контакта ударника и мишени при достаточно больших скоростях, происходит разрушение кристаллических решеток, сталкивающихся тел.

В результате столкновения возникающая энергия в большей степени разрушает материал, который является менее прочным, в связи с чем происходит перемещение контактной точки в сторону удара. В точке контакта ударника и небесного тела возникает каверна, с истечением сжатого газа, который так же влияет на торможение пенетратора. Большая часть энергии взаимодействия между ударником и мишенью расходуется на разрушение обоих тел, только после замедления до определённого значения все тело начинает тормозиться как твердое тело.

Можно сказать, что гиперскоростной пенетратор должен состоять из двух частей – ударника и модуля целевой и служебной аппаратуры (рисунок 2.1). Ударник необходим для поглощения кинетической энергии, возникающей в процессе торможения пенетратора. [4]

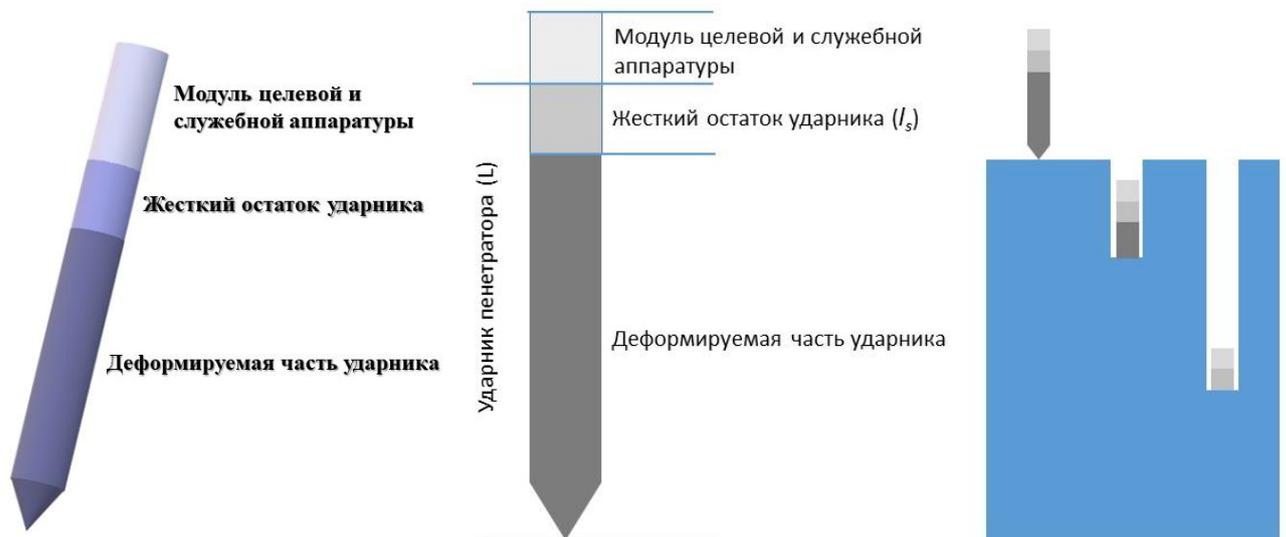


Рисунок 2.1 Внешний вид и схема движения гиперскоростного пенетратора

Структуру гиперскоростного пенетратора необходимо выполнить так, чтобы во время стирания ударника модуль целевой и служебной аппаратуры затормозился до нужной скорости без разрушения.

При известных тактико-технических характеристиках гиперскоростного penetrатора и свойствах грунта небесного тела можно произвести расчет параметров ударника penetrатора (его материал, длину, диаметр и массу), которые обеспечат торможение, за счет стирания ударника и требуемое внедрение хвостовой части penetrатора на заданную глубину.

Для обеспечения требуемой скорости внедрения в грунт возможно потребуется использование отделяемой тормозной двигательной установки.

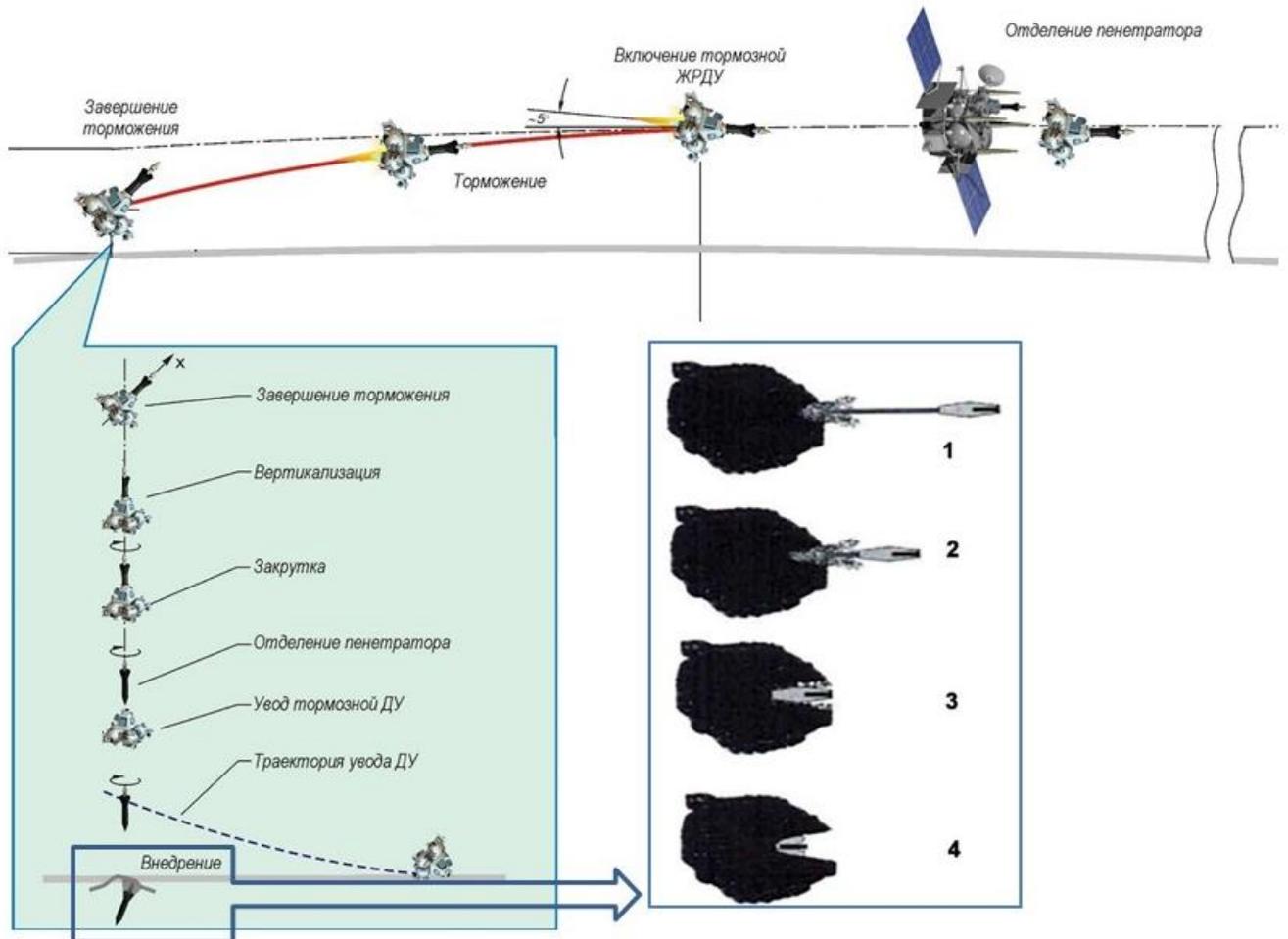


Рисунок 2.2 Схема миссии с использованием гиперскоростного penetrатора

Тогда схема миссии с использованием гиперскоростного penetrатора будет включать в себя следующие этапы (рисунок 2.2):

- доставка на орбиту небесного тела penetrатора с двигательной установкой космическим аппаратом;

- работа двигательной установки для обеспечения начальной скорости внедрения;
- внедрение в грунт.

2.2 Использование аппаратуры при сверхскоростном ударе.

Чтобы увеличить разрешенную скорость внедрения пенетратора в небесное тело, требуется разработка целевой и служебной аппаратуры, которая будет способна выдержать ударную нагрузку в десятки тысяч «g».

На сегодняшний день электронная аппаратура широко применяется в военной и космической технике. Надежность и точность ракетных комплексов напрямую зависит от таких её электронных составляющих, как система навигации, блок управления, взрыватель и др. Во время эксплуатации данная аппаратура подвергается интенсивным ударным воздействиям, амплитуда ускорений которых может достигать от 80 “g” до 100000 “g”. Для обеспечения удароустойчивости и ударопрочности электронной аппаратуры, часто применяют заливку её узлов и блоков полимерными компаундами. [6]

Космическим приборам часто приходится справляться со значительными уровнями ударного ускорения, как на начальном этапе запуска, так и во время спуска и посадки в случае планетарных исследований. Нынешние планы космических полетов нового поколения с использованием пенетраторов, подвергнут установленные на них бортовые приборы, гораздо большим ударным нагрузкам, и поэтому необходимо найти способы либо усилить, либо защитить чувствительные компоненты на этапе удара. незатронутыми процессом инкапсуляции и последующей сублимации.

2.3 Динамика внедрения ударника гиперскоростного пенетратора

Ударник (наконечник) представляет собой прочный стержень, который одним концом встречается с мишенью, при этом большая часть кинетической энергии пенетратора будет расходоваться на разрушение материала мишени. Высокое

давление испаренного при столкновении вещества в точке соприкосновения не может разрушить пенетратор сразу. Волна разрушения будет проходить по нему с относительной скоростью движения пенетратора относительно точки соприкосновения с веществом мишени. Она падает по мере расходования кинетической энергии пенетратора. В результате полезная нагрузка в пенетраторе, будет доставлена на мишень в рабочем состоянии. Внешний вид и схема движения, рассматриваемого гиперскоростного пенетратора были представлены на рисунке 2.1.

Описание процессов проникания и пробивания должно базироваться прежде всего на четких представлениях и механизмах взаимодействия ударника и преграды. При этом для полного описания динамики соударения необходимо учитывать форму соударяющихся тел, распространение упругих, пластических и ударных волн, гидродинамическое течение материалов, конечные деформации, тепловые эффекты, влияние трения, возникновение и распространение зон разрушения и ряд других явлений. В таблице 2.1 дана условная классификация преобладающих свойств материалов в зависимости от скорости соударения V_s и скорости деформации $\dot{\epsilon}$.

Таблица 2.1 Свойства материалов и зависимости от условий соударения

$V_s, \text{ м/с}$	$\dot{\epsilon}, \text{ с}^{-1}$	Свойства (поведение) материала
< 50	10^0	Преобладают упругие деформации. Возможно появление зон локализации.
50...500	10^2	Преобладают пластические деформации.
500...1000	10^4	Проявление вязко-пластических и вязких свойств. Прочность материала остается существенной.
1000...3000	10^5	Гидродинамическое поведение твердых тел. Определяющий параметр – плотность.
3000...12000	10^6	Необходим учет сжимаемости.
> 12000	10^8	Испарение материала.

Для описания процесса внедрения гиперскоростного пенетратора предлагается использовать модифицированную гидродинамическую теорию, описывающую внедрение деформируемых стержней в полубесконечную преграду, представленную в [5]. Согласно [5] процесс соударения стержней с преградами в

каком-то смысле является промежуточным между ударом компактными ударниками и прониканием кумулятивных струй. Ввиду этого основным подходом в инженерных моделях проникания длинных стержней является модификация гидродинамической модели проникания, построенной для описания внедрения кумулятивной струи. Этому способствует то обстоятельство, что в рассматриваемом процессе можно выделить три основных, неравнозначных по вкладу, но отличающихся с точки зрения механики процесса, этапа. Первый этап - начало соударения - характеризуется развитием волнового взаимодействия в окрестности области первоначального контакта, при котором формируется поле скоростей и напряжений в зоне контакта соударяющихся тел. Второй этап - наиболее продолжительный и определяющий конечный результат - заключается в практически стационарном проникании ударника в преграду. Именно для этого этапа становится оправданным применение гидродинамического подхода. На заключительном этапе происходит торможение ударника, т.е. процесс снова становится нестационарным, при котором значительно изменяются условия соударения, в первую очередь меняется величина силы сопротивления внедрению. С точки зрения конечного результата этот этап, как и первый, не является определяющим.

Упрощенный подход, являющийся модификацией гидродинамической теории кумуляции, заключается в следующем. Пусть скорость пенетратора равна V , скорость проникания равна U , а давление на контакте стержня с мишенью равно P . Допустим, что эти величины приближенно удовлетворяют уравнению Бернулли [5]

$$P = \frac{1}{2} \rho_t U^2 + R_t = \frac{1}{2} \rho_p (V - U)^2 + Y_p, \quad (1)$$

где R_t , Y_p , ρ_t , ρ_p – пределы текучести и плотности материалов преграды и стержня соответственно. Из (1) следует

$$U = \frac{V - \mu(V^2 + A)^{\frac{1}{2}}}{1 - \mu^2}, \quad (2)$$

где

$$\mu = \left(\frac{\rho_t}{\rho_p} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad A = \frac{2(R_t - Y_p)(1 - \mu^2)}{\rho_t}, \quad (3)$$

Торможение стержня, сопровождающееся его стиранием, описывается следующей зависимостью:

$$Y_p = -\rho_p L \frac{dV}{dt}, \quad (4)$$

где L - текущая длина стержня. Скорость укорочения равна

$$\frac{dl}{dt} = -(V - U), \quad (5)$$

Получаемое решение зависит от соотношения величин R_t и Y_p , когда скорость снаряда уменьшается до значения

$$V_r = \left(\frac{2(Y_p - R_t)}{\rho_t} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (6)$$

прекращается деформирование стержня и дальнейшее его проникание в мишень соответствует движению жесткого тела в жидкости. При этом давление на конце стержня

$$P = \frac{1}{2} \rho_t V^2 + R_t, \quad (7)$$

и, следовательно, закон торможения имеет приближенно следующий вид:

$$\rho_p l_s \frac{dV}{dt} = - \left(\frac{1}{2} \rho_t V^2 + R_t \right), \quad (8)$$

Пусть скорость $[2(Y_p - R_t)/\rho_t]^{1/2}$ равна V_r . В соответствии с (4) глубина проникания d_r до прекращения деформации снаряда равна

$$d_r = \frac{\rho_p}{Y_p} \int_{V_r}^{V_{уд}} U l dV, \quad (9)$$

где U вычисляется по формуле (2), а величина l определяется уравнением

$$\frac{l}{L_{\text{пенетратора}}} = \left[\frac{V + (V^2 + A)^{1/2}}{V_{уд} + (V_{уд}^2 + A)^{1/2}} \right]^{\frac{R_t - Y_p}{\mu Y_p}} \times \\ \times \exp \left[\frac{\mu \rho_p}{2(1 - \mu^2) Y_p} \right] \{ [V(V^2 + A)^{1/2} - \mu V^2] - [V_{уд}(V_{уд}^2 + A)^{1/2} - \mu V_{уд}^2] \}, \quad (10)$$

где U это скорость проникания, $V_{уд}$ – начальная скорость соударения, V_r – скорость при которой прекращается деформация пенетратора, $L_{\text{пенетратора}}$ – начальная длина пенетратора, R_t , Y_p , ρ_t , ρ_p – пределы текучести и плотности материалов преграды и пенетратора соответственно.

Исходя из описанной модели внедрения видно, что глубина проникания пенетратора до прекращения деформации на прямую от массы ударника не зависит, однако она зависит от длины и плотности материала пенетратора, величин, которые напрямую влияют на массу, в связи с чем целесообразно для проведения расчета внедрения перевести длину МЦСА в длину соответствующую плотности ударника.

$$L_{\text{МЦСА}} = \frac{m_{\text{МЦСА}}}{\rho_p \pi R^2}, \quad (11)$$

Тогда для проведения расчета общая длина пенетратора будет равна:

$$L_{\text{пенетратора}} = L_{\text{МЦСА}} + L_{\text{ударника}}, \quad (12)$$

При этом принимая во внимание, что деформация МЦСА не допустима, а разрушению подвергается только ударник предел текучести для всего пенетратора принимается равной Y_p .

Длина жесткого остатка стержня, вычисляется по следующей формуле:

$$\frac{l_s}{L_{\text{пенетратора}}} = \left\{ \frac{[A(\mu + 1)(\mu - 1)]^{\frac{1}{2}}}{V_{уд} + (V_{уд}^2 + A)^{\frac{1}{2}}} \right\}^{\left(\frac{R_t - Y_p}{\mu Y_p}\right)} \times \exp \left\{ \frac{-\mu \rho_p}{2(1 - \mu^2)Y_p} \left[V_{уд}(V_{уд}^2 + A)^{\frac{1}{2}} - \mu V_{уд}^2 \right] \right\}, \quad (13)$$

После достижения пенетратором скорости V_r , дополнительное проникание жесткого остатка пенетратора на глубину d_e до полной остановки предлагается рассчитывать по формуле АНИИ [5]:

$$d_e = \lambda_1 \lambda_2 K_{пр} \frac{m}{d^2} V_r \frac{\cos(n\theta)}{\sqrt{\cos\theta}}, \quad (14)$$

$$\lambda_1 = 0,5 + 0,4 \sqrt[3]{\left(\frac{H_r}{d}\right)^2}, \quad (15)$$

$$\lambda_2 = 2,8\sqrt[3]{d} - 1,3\sqrt{d}, \quad (16)$$

где λ_1, λ_2 – коэффициенты учитывающие форму головной части пенетратора, H_r – длина головной части, n – коэффициент, учитывающий возможное искривление движения в преграде, θ – угол встречи снаряда с преградой, m – масса недеформируемой части пенетратора, d – диаметр пенетратора (диаметр МЦСА), $K_{пр}$ – коэффициент, характеризующий свойства преграды.

Полная глубина проникания D получается, как сумма величин глубины проникания d_r до прекращения деформации и глубины дополнительное проникание жесткого остатка стержня d_e , вычисляемых соответственно по формулам (9) и (14).

При этом глубину проникания модуля целевой и служебной аппаратуры следует вычислять как разницу между полной глубиной проникания D и длиной жесткого остатка ударника l_s :

$$D_{\text{МЦСА}} = D - l_s, \quad (17)$$

Согласно [5], как показывают экспериментальные исследования, при внедрении стержней в высокоимпульсные хрупкие материалы глубина внедрения d_r оказывается значительно меньше в 1,5...2 раза, чем предсказывают формулы.

Если средства КА на момент отделения пенетратора не могут обеспечить расчетную скорость внедрения пенетратора, то пенетратору необходимо придать дополнительный импульс. Для обеспечения начальной скорости удара $V_{уд}$ в грунт небесного тела может быть использована двигательная установка с заданными техническими характеристиками. Расчет требуемой массы топлива, необходимой для создания начальной скорости удара $V_{уд}$ проводится по формуле Циалковского:

$$m_{\text{топлива}} = \left(e^{\frac{V_{вх}-V_{уд}}{I_y}} - 1 \right) (m_{\text{пенетратора}} + m_{\text{ДУ}}), \quad (18)$$

где: $V_{вх}$ – скорость пенетратора при отделении от КА, $V_{уд}$ – начальная скорость внедрения, I_y – удельный импульс двигателя ДУ, m – масса пенетратора с заправленной ДУ, m_0 – сухая масса ДУ и пенетратора.

2.4 Особенности ударного внедрения пенетраторов в грунт небесных тел

Процесс ударного внедрения пенетратора в грунт небесного тела является наиболее важным событием, существенно влияющим на эффективность всей научной миссии. При высокой ударной перегрузке использование металлических изделий (наконечник, элементы конструкции, припой в аппаратуре) может приводить к металлизации на внутренней полости воронки за счет испарения металла и даже инерциальному взрыву, негативно влияющих на эффективность всей научной миссии.

Как следует из многочисленных работ, посвященных особенностям и последствиям высокоскоростного удара металлов в высокопрочную преграду, возникающая ударная нагрузка может приводить к т.н. инерциальному взрыву металла. В этом случае поведение металла становится почти полностью подобным взрыву взрывчатых веществ, таких как тротил и др.

Физическая природа такого явления упрощенно описывается тем, что при высокоскоростном ударе, приводящем к высокой перегрузке, кристаллическую

решетку металла наконечника за счет сил инерции начинают упорядоченно покидать подвижные заряженные частицы – электроны. Большое значение вышедших электронов становится критичным для прочности самой кристаллической решетки, приводя к ее лавинообразному разрушению и взрыву с выбросом энергии (в т.ч. в виде свечения, атомно-паровой смеси металла, ударной волны) превышающую запасенную кинетическую энергию двигавшегося металлического наконечника. [17]

Таблица 2.2 Свойства материалов и зависимости от условий соударения [17]

№	Тип материала	Металл	Атомная масса A , а.е.м.	Энергия связи ϵ , эВ·атом ⁻¹	Критическая температура T_c , К	Критическая скорость $v_{кр}$, м/с	Перегрузка при инерц. взрыве $G_{кр}$, млн, г	Перегрузка при инерц. взрыве $G'_{кр}$, млн, г
1	Сплавы	Свинец/олово	нд ¹	нд ¹	нд ¹	526	0,395	0,26
2		Латунь	нд ¹	нд ¹	нд ¹	755	0,81	0,54
3		Бронза	нд ¹	нд ¹	нд ¹	1245	2,21	1,48
4		Нерж. сталь	нд ¹	нд ¹	нд ¹	1412	2,848	1,90
5		Д/алюминий	нд ¹	нд ¹	нд ¹	1865	4,97	3,31
6	Чистые металлы	Цезий	133	0,827	- ²	558	0,445	0,015
7		Свинец	207	2,04	7,2	702	0,704	0,023
8		Висмут	209	2,15	0,00053	717	0,734	0,024
9		Кадмий	112,4	1,16	0,5	718	0,736	0,025
10		Барий	137	1,86	- ²	823	0,968	0,032
11		Цинк	65,4	1,35	0,9	1006	1,446	0,048
12		Индий	115	2,6	4,3	1063	1,614	0,054
13		Уран	238	5,405	0,8	1066	1,623	0,054
14		Олово	119	3,12	3,7	1145	1,873	0,062
15		Тантал	181	8,089	4,5	1495	3,193	0,106
16		Вольфрам	183,8	8,66	0,015	1535	3,366	0,112
17		Медь	64	3,5	- ²	1660	3,937	0,131
18		Цирконий	91	6,32	0,55	1863	4,958	0,165
19		Молибден	96	6,81	0,92	1883	5,065	0,169
20		Никель	58,7	4,435	- ²	1944	5,399	0,180
21		Железо	55,8	4,29	- ²	1960	5,488	0,183
22		Ниобий	93	7,47	9,2	2004	5,737	0,191
23		Титан	48	4,855	0,4	2249	7,226	0,241
24		Алюминий	27	3,34	1,2	2487	8,836	0,295
25		Бериллий	9	3,33	0,03	4301	26,427	0,881

Примечание: 1 – нет данных, 2 – металл не становится сверхпроводником.

В работах [19-21] обосновывается связь между критической скоростью и параметрами кристаллической решетки металла наконечника пенетратора:

$$v_{кр} = \sqrt{\frac{2ef\varepsilon}{m_p \cdot A}}, \quad (19)$$

где $m_p = 1,67 \cdot 10^{-27}$ кг — масса протона; A - атомная масса металла наконечника; $e = 1,6 \cdot 10^{-19}$ Кл — заряд электрона, используемый для перевода единицы энергии из джоулей (Дж) в электронвольты (эВ), ε – энергия металлической связи материала наконечника пенетратора, эВ·атом⁻¹[14], f –коэффициент эффективности удара.

В работе [17] были определены значения критической перегрузки $G_{кр}$, приводящей к инерциальному взрыву для многих металлов и их сплавов при коэффициенте эффективности удара $f=0,25$ [19], которые представлены в таблице 2.2.

2.5 Физико-технические свойства грунтов небесных тел

В настоящий момент в Солнечной системе обнаружены сотни тысяч астероидов. По состоянию на 11 января 2015 г. в базе данных насчитывалось 670474 объекта, из которых для 422 636 точно определены орбиты и им присвоен официальный номер, более 19 000 из них имели официально утверждённые наименования. Предполагается, что в Солнечной системе может находиться от 1,1 до 1,9 миллиона объектов, имеющих размеры более 1 км. Большинство известных на данный момент астероидов сосредоточено в пределах пояса астероидов, расположенного между орбитами Марса и Юпитера.

Самым крупным астероидом в Солнечной системе считалась Церера, имеющая размеры приблизительно 975×909 км, однако с 24 августа 2006 года она получила статус карликовой планеты. Два других крупнейших астероида Паллада и Веста имеют диаметр ~500 км. Веста является единственным объектом пояса астероидов, который можно наблюдать невооружённым глазом. Астероиды, движущиеся по другим орбитам, также могут быть наблюдаемы в период прохождения вблизи Земли.

Общая масса всех астероидов главного пояса оценивается в $3,0—3,6 \cdot 10^{21}$ кг, что составляет всего около 4 % от массы Луны, то есть абсолютное большинство астероидов имеют ничтожную по астрономическим меркам массу.

Спектральная классификация основывается на спектре электромагнитного излучения, который является результатом отражения астероидом солнечного света.

2.6 Выбор проектных параметров гиперскоростных пенетраторов

Задача выбора параметров гиперскоростного пенетратора, запускаемого с космического аппарата, заключается в следующем: гиперскоростной пенетратор, оснащенный двигательной установкой (с известными массой и значением удельного импульса) и состоящий из ударника и МЦСА (определённых массы, радиуса и длины) при отделении от КА имеет скорость $V_{вх}$, при входе пенетратора в грунт небесного тела (с известными характеристиками) должно быть обеспечено проникание МЦСА на заданную глубину $D_{МЦСА}$ при этом начальная скорость удара $V_{уд}$ может быть реализована за счет выдачи импульсов ДУ. Необходимо определить оптимальные параметры гиперскоростного пенетратора (материал, длина и начальная скорость удара) обеспечивающие суммарную минимальную начальную массу гиперскоростного пенетратора с учетом ДУ и топлива двигательной установки, необходимого для изменения со скорости от $V_{вх}$ до $V_{уд}$.

$$D_{МЦСА} = D_{МЦСА \text{ треб}},$$

$$m_{общая} = (Y_p, \rho_p, V_{уд}, L_{пенетратора}, m_{топлива}, R_t, \rho_t, D_{МЦСА \text{ треб}}, m_{МЦСА}, d, V_{вх}, J_y, m_{ду}),$$

$$m_{общая} \rightarrow \min, \quad (20)$$

Выбор небесного тела определяет физико-механические свойства грунта – предел текучести и плотность (R_t, ρ_t). Кроме того, при выборе небесного тела определяется необходимая глубина внедрения на которой предполагается проводить исследования при помощи модуля целевой и служебной аппаратуры.

Конструктивные ограничения определяются возможностью компоновки космического аппарата с которого планируется осуществить запуск пенетратора и

его (космического аппарата) размещения под головным обтекателем в составе космической головной части ракеты-носителя. Так же конструктивные решения при разработке космического аппарата влияют на начальную скорость при внедрении пенетратора в грунт небесного тела.

При проведении анализа результатов учитываются следующие ограничения:

- длина пенетратора не должна превышать максимальную длину, допускаемую конструкцией КА ($l_{\text{пенетратора}} \leq l_{\text{max}}$), это ограничение закладывается разработчиком исходя из компоновки изделия и размещения аппарата под головным обтекателем;
- предел текучести материала ударника должен быть больше предела текучести материала преграды ($Y_p > R_t$);
- глубина внедрения МЦСА должна соответствовать требуемому значению $D_{\text{МЦСА}} = D_{\text{треб}} \pm \Delta 1$, где $\Delta 1$ – этот допустимый диапазон глубины внедрения;
- начальная скорость удара не должна превышать скорость возникновения инерциального взрыва $V_{\text{уд}} \leq V_{\text{критическая}}$;
- если длина ударника будет недостаточно велика, то при движении в небесном теле ударник может полностью стереться и роль ударника начнет выполнять модуль целевой и служебной аппаратуры, в связи с чем длина недеформируемого остатка пенетратора должна быть больше длины МЦСА $l_s \geq l_{\text{МЦСА}} + \Delta 2$, где $\Delta 2$ – минимально допустимый остаток ударника;
- при начальном движении внутри небесного тела при больших скоростях происходит разрушение ударника, во время этого процесса его элементы могут оседать на стенках каверны, что может негативно сказаться на выполнении целевой задачи, что бы исключить это влияние глубина внедрения пенетратора, как недеформируемого тела не должна быть больше чем суммарная длина недеформируемого остатка ударника и МЦСА $d_r \geq l_{\text{МЦСА}} + l_s$;
- из-за погрешностей характеристик двигателя ДУ существует вероятность разброса начальной скорости пенетратора при внедрении в небесное тело, что может привести к невыполнению требуемой глубины внедрения, для

- повышения надежности миссии необходимо ввести ограничение по скорости, при которой пенетратор гарантированно выполнит миссию;
- при недостаточной информации о физико-химических характеристиках грунта небесного тела требуется учитывать возможность внедрения в различные грунты и оценивать поведение ударника гиперскоростного пенетратора как в грунтах с минимальной, так и максимальной несущей способностями.

В целях определения возможности использования различных материалов в предварительном расчете с «грубым» шагом ΔV и ΔI для каждого рассматриваемого материала проводится расчет на внедрение в грунт небесного тела с выбором наилучших вариантов по минимальной суммарной массе пенетратора. Для результатов удовлетворяющих всем условиям вычисляется масса топлива необходимого для обеспечения $V_{уд}$, после чего определяется суммарная начальная масса (масса пенетратора и заправленной ДУ).

В целях определения варианта с наименьшей суммарной массой для пенетратора с ударником из определенного материала проводятся расчеты с «детальным» шагом ΔV и ΔI для каждого из полученных на предыдущем этапе материалов. Для каждого из материалов ударника уточняются характеристики пенетратора и массы топлива ДУ, обеспечивающие минимальное значение суммарной начальной массы с учетом ограничений.

При отсутствии определенности с моделью грунта на протяжении всего движения в каверне проводится моделирование со всеми ограничениями с моделями грунтов с минимальной и максимальной способностью, при этом берется во внимание обязательное наличие результата при внедрении во все модели грунта и определяются результаты обеспечивающие минимальное значение суммарной начальной массы с учетом ограничений.

По результатам всех вычислений проводится сравнение оптимальных пенетраторов с ударниками из различных материалов в целях принятия конструкторского решения.

На рисунках 2.3 – 2.4 представлены алгоритм и блок-схема реализации методики выбора проектных параметров гиперскоростного penetrатора. По указанной блок-схеме было разработано математическое обеспечение анализа на языке Visual Basic для определения оптимального penetrатора, способствующего принятию решения при разработке гиперскоростного penetrатора.

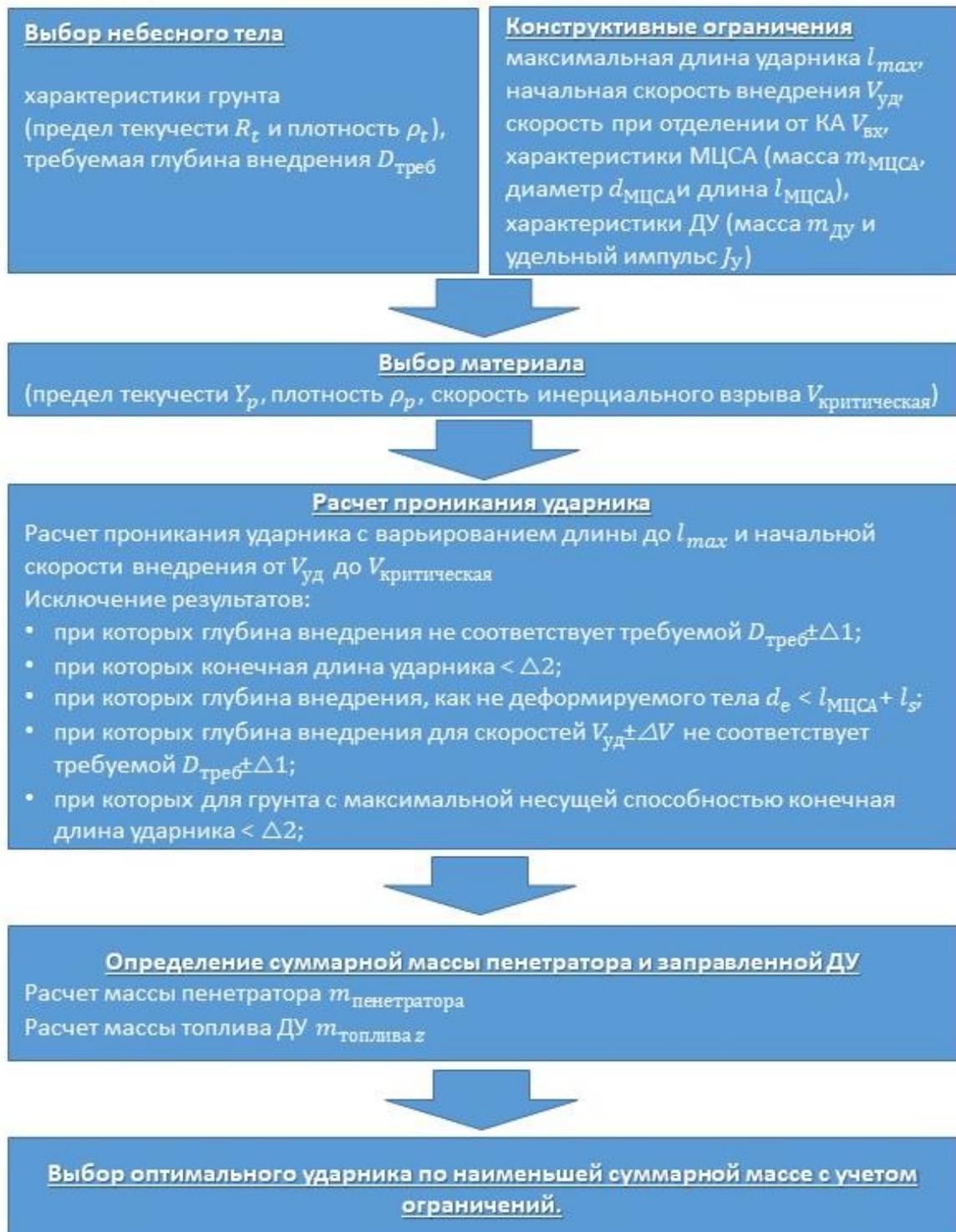


Рисунок 2.3 Алгоритм выбора параметров гиперскоростного penetrатора

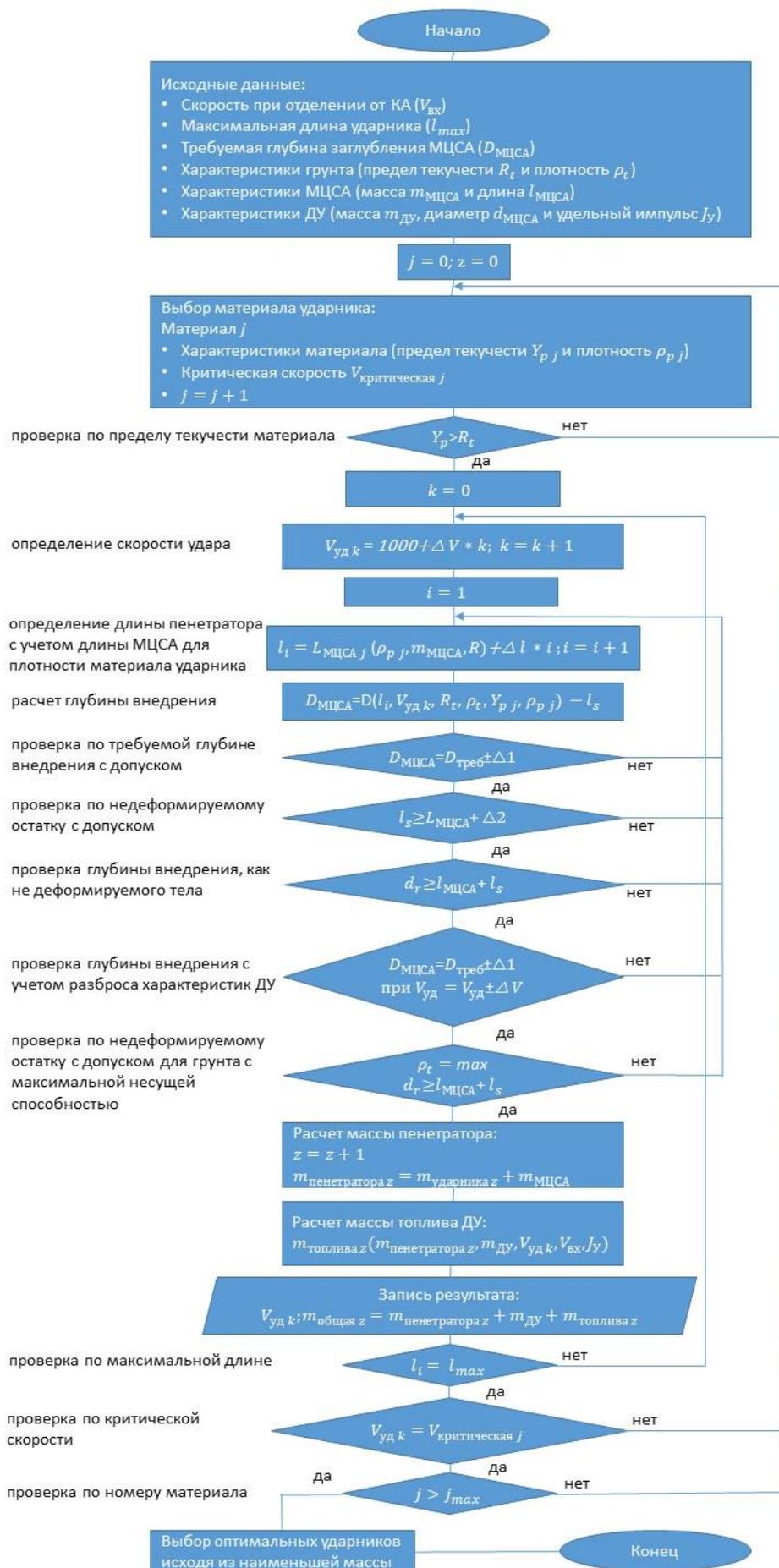


Рисунок 2.4 Блок-схема выбора параметров гиперскоростного пенетратора

2.7 Выводы к главе

1. Представлена концепция гиперскоростного пенетратора, а также сформулированы основные преимущества его использования.
2. Приведено описание процессов проникания и пробивания преград при скоростях выше 1000 м/с.
3. Описана математическая модель динамики внедрения ударника гиперскоростного пенетратора зависящих от динамических пределов текучести и плотности ударника и преграды, а также от длины ударника.
4. Приведено обоснование особенности ударного внедрения гиперскоростного пенетратора в преграду, связанное с возможностью инерциального взрыва металла.
5. Определена задача выбора параметров гиперскоростного пенетратора, запускаемого с космического аппарата.
6. Определены ограничения, накладываемые на при проведении анализа результатов.
7. Описана методика выбора проектных параметров ударников гиперскоростных пенетраторов с приведением алгоритма и блок-схемы определения оптимального ударника исходя из наименьшей массы.

3. АНАЛИЗ СХОДИМОСТИ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ И РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

3.1 Наземная экспериментальная отработка пенетраторов

Подготовка и проведение испытаний опытных макетов космического аппарата являются одним из важнейших и дорогостоящих этапов создания космической техники.

Целью испытаний является получение информации о состоянии испытываемого изделия. Целью испытаний пенетраторов является экспериментальное определение качественных и количественных характеристик процессов функционирования пенетратора при внедрении в аналоги грунтов в условиях, максимально приближенных к натурным. В ходе испытаний должны решаться следующие задачи:

- подтверждение заданных параметров внедрения пенетратора в грунтовые модели;
- подтверждение работоспособности механических, пиротехнических, гидравлических и других систем, задействованных в процессе внедрения;
- подтверждение работоспособности применённых технологий в процессе создания пенетратора.

Динамика внедрения пенетратора в грунт является ответственным, сложным и быстро текущим процессом для исследования.

3.1.1 Наземные испытания в рамках миссии «Марс-96»

Для проведения наземной экспериментальной отработки пенетратора миссии «Марс-96» в части внедрения в грунт был создан габаритно-массовый макет (ГММ) пенетратора, укомплектованный штатными и специальными служебными системами и механизмами. Конструкция экспериментального макета состояла из внедряемой части, остающейся на поверхности хвостовой части и приборного отсека (подвижного контейнера), расположенного в хвостовой части, кабель-троса,

соединяющего между собой внедряемую и хвостовую части и содержит системы и механизмы, необходимые для функционирования.

В соответствии с целью и задачами испытаний программой измерений предусматривались измерения в ходе эксперимента следующих параметров:

- начальной скорости подхода макета к поверхности (скоростная киносъемка);
- начального давления в работе полости системы амортизации;
- конечного положения изделия в грунте (глубины проникания, удаления от точки проникания, угла останова изделия в грунте);
- составляющих по трем осям перегрузки по времени в подвижном контейнере;
- конечного положения приборного контейнера относительно корпуса макета;
- наличия деформации на корпусе, наличия обрыва кабель-троса;
- угла поворота корпуса механизма открытия окон спектрометра и наличие деформации на нем.

Проведение бросковых испытаний макетов пенетратора в общем случае в грунты с различными механическими характеристиками осуществлялась в шахте установки УН-2 в Московском авиационном институте. Схема установки для проведения наземной экспериментальной отработки пенетратора миссии «Марс-96» в части внедрения в грунт представлена на рисунке 3.1.

В рамках наземной отработки была проведена серия бросковых испытаний макетов пенетратора в аналог марсианского грунта (плотностью $q = 1.5 \dots 1.8 \text{ кг/см}^3$) с целью оценки динамики и параметров внедрения и разделения внедряемой и хвостовой частей макетов при различных скоростях подлета к поверхности грунтовой мишени.

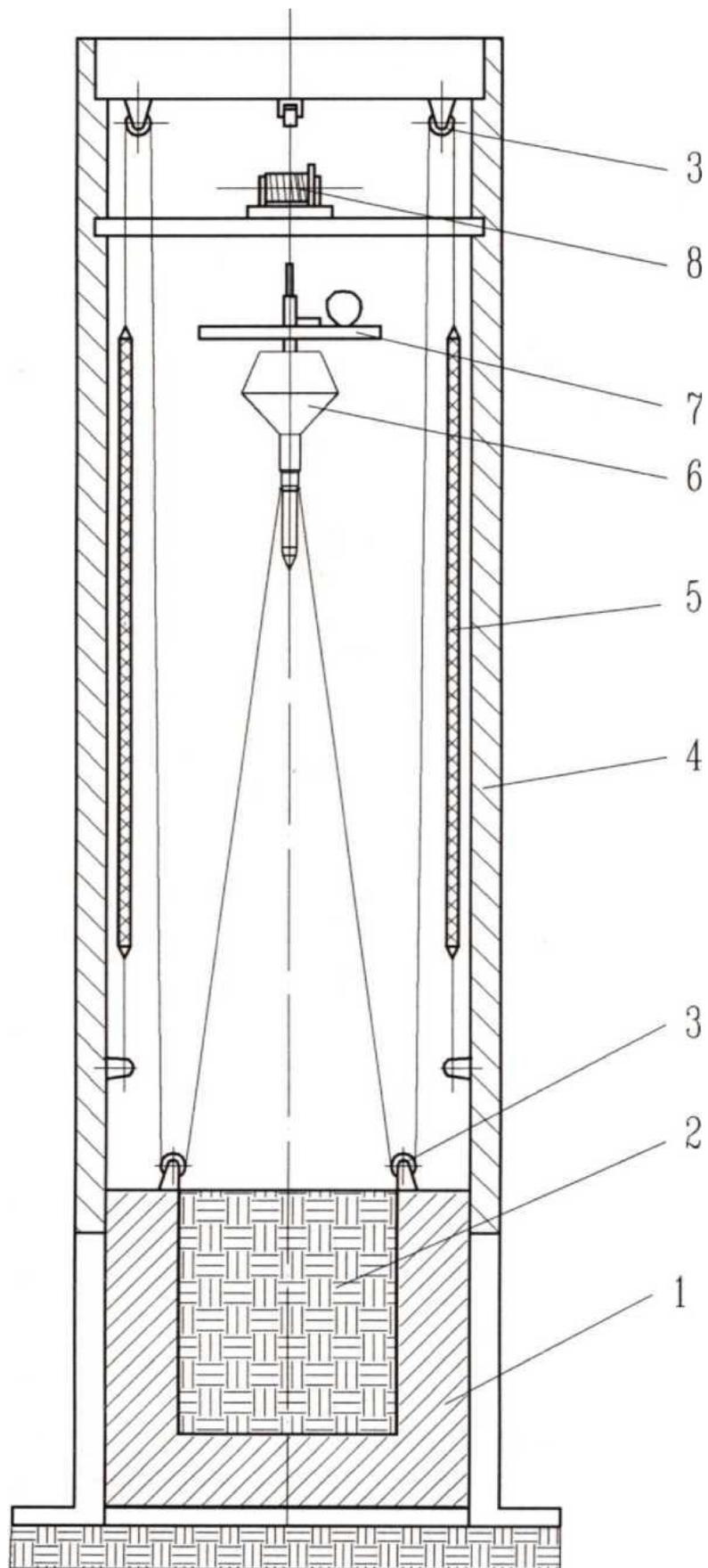


Рисунок 3.1 Схема установки: 1-колодец, 2-аналог грунта, 3-блок, 4-ствол шахты, 5-амортизатор-ускоритель, 6-макет пенетратора, 7-пусковое устройство, 8-лебедка.

За период с 16.06.93 по 30.12.93 было выполнено 19 бросков. Из них первые три броска с промежуточным конусом на хвостовой части макета диаметром 200 мм, остальные 16 бросков были выполнены с промежуточным конусом на хвостовой части диаметром 170 мм. При скоростях полета к поверхности грунтовой мишени 40 м/с и 50 м/с с диаметром промежуточного конуса хвостовой части макета пенетратора 200 мм заглубление среза тормозного конуса пенетратора ($\phi=400$ мм) ниже первоначального уровня поверхности грунтовой мишени составила ~170 мм и 280 мм, соответственно.

Проникновение внедряемой части пенетратора, измеренное от носка до начального уровня поверхности мишени при скорости полета 40 м/с - 1400 мм и при скорости полета 50 м/с - 1600 мм. При увеличении скорости полета макета к поверхности мишени до 60 м/с заглубление хвостовой части макета резко сократилось, срез тормозного конуса хвостовой части не доходил до начального уровня поверхности от 110 до 170 мм, а проникновение в грунт внедряемой части увеличилось до 1700...2000 мм (от носка до начального уровня поверхности мишени).

Этот качественный эффект объяснялся прежде всего тем, что при увеличении полетной скорости с 50 м/с до 60 м/с возрастает продольная перегрузка в процессе торможения макета за счет промежуточного конуса и усилие на штифте крепления внедряемой части к хвостовой части макета достигает величины необходимой для их среза. Вследствие этого внедряемая часть отделялась значительно раньше момента времени, когда тормозной конус макета мог бы достичь поверхности грунта. В тоже время хвостовая часть макета пенетратора после разделения за счет резкого снижения массы и увеличенного лобового сопротивления быстрее тормозилась в грунте и тем самым меньше проникала (заглублялась) в грунт. Такие случаи разделения при скоростях полета 60 м/с и более могли привести к недостаточному заглублению хвостовой части и значительным отклонениям от вертикального положения, а в некоторых случаях (наличие горизонтальной составляющей скорости) и к опрокидыванию ее из-за непрочного фиксирования корпуса хвостовой части в рыхлом грунте. Для исключения этого необходимо было

подобрать расчетным или опытным путем величину усилия среза штифтов для обеспечения более глубокого проникновения хвостовой части пенетратора в грунт при различных скоростях подлета.

Установка на хвостовую часть макета пенетратора тормозного промежуточного конуса диаметром 170 мм картину разделения внедряемой и хвостовой частей макета практически не изменила.

Срез тормозного конуса хвостовой части макета при скорости подлета 50 м/с не доходил до исходного уровня грунта на 90...150 мм, глубина проникновения носовой части составляла при этом 1600...2000 мм в зависимости от плотности грунта при броске ($q = 1.5...1.8 \text{ кг/см}^3$).

При всех бросках со скоростью подлета 40—50 м/с после внедрения макета в грунтовую мишень образовывалась воронка диаметром $\sim 0.9...1.0$ м и глубиной 250...270 мм, что также необходимо было учитывать при расчете заглубления хвостовой части пенетратора.

При изменении угла встречи макета пенетратора с поверхностью грунтовой мишени ($\beta \leq 30^\circ$) существенных изменений картины внедрения не наблюдалось. Отклонение в динамике движения внедряемой части также не обнаружено.

При тех бросках, где происходил контакт тормозного конуса с откосом грунта ($15^\circ \leq \beta \leq 30^\circ$) происходил небольшой разворот корпуса хвостовой части макета пенетратора в пределах $2^\circ...5^\circ$ относительно его продольной оси на момент контакта с поверхностью грунта. Результаты проведенной серии бросковых испытаний приведены в таблице 3.1.

В ходе проведения экспериментов по внедрению проводилась скоростная киносъемка процесса внедрения макета пенетратора в грунтовую мишень. По данным кинограммы (рисунок 3.2) производился расчет подлетной скорости модели к поверхности.

Повреждений конструктивных элементов макета пенетратора в ходе проведения бросковых испытаний обнаружено не было. [31].

Фрагмент кинограммы эксперимента № 56 (Прод.)

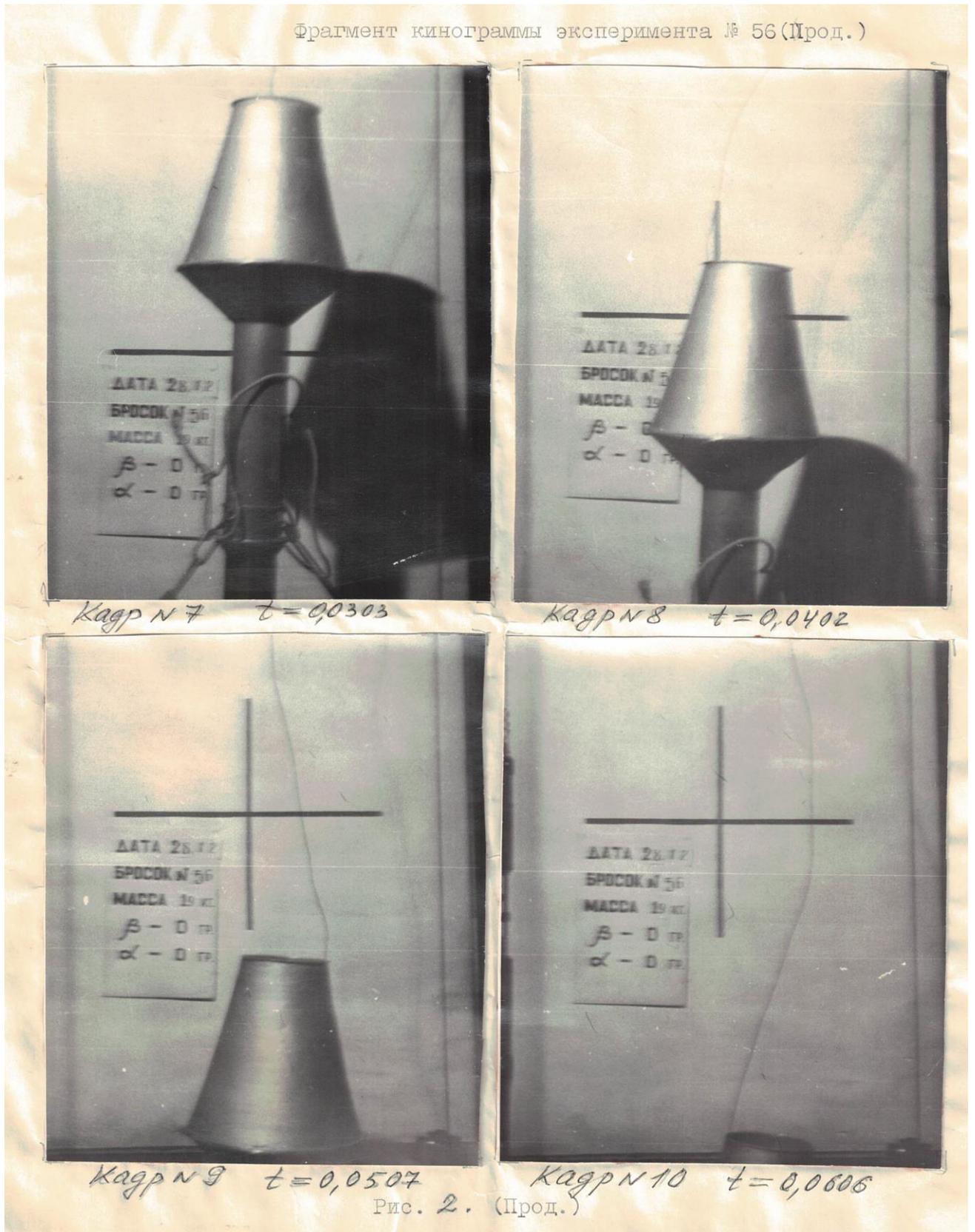


Рисунок 3.2 Фрагмент кинограммы эксперимента [31]

Таблица 3.1 Результаты бросковых испытаний макета миссии «Марс-96»

№	Плотность грунта, кг/см ³	Скорость полета, м/с	Загл. нос. части, мм
1.	1.5	41.6	1400
2.	1.5	50.0	1640
3.	1.5	51.3	1570
4.	1.5	60.4	1710
5.	1.5	62.4	2000
6.	1.5	60.0	1910
7.	1.6	52.0	1900
8.	1.7	47.0	1350
9.	1.7	46.5	1600
10.	1.8	46.7	1450
11.	1.8	46.3	1440
12.	1.8	47.8	1440
13.	1.8	51.5	1700
14.	1.8	60.0	1850
15.	1.8	58.7	1750
16.	1.8	28.0	1255

3.1.2 Наземные испытания в рамках миссии «MoonLITE».

В рамках британской миссии «MoonLITE» в Луну должны были вонзиться на высокой скорости четыре пенетратора с приборами на борту, среди которых были сейсмодатчики, анализаторы минерального состава и датчики температуры, также внутри пенетраторов имелись батареи и радиоаппаратура для передачи научной информации. Несмотря на то, что миссия так и не была реализована, в 2008 году на полигоне Министерства обороны Великобритании в Пендине, были проведены испытания, целью испытательных стрельб было проверить, выдержат ли пенетраторы удар в несколько тонн песка на скорости 305 м/с и сохранят ли работоспособность находящиеся внутри приборы.

Чтобы определить это, консорциум UK MoonLITE провел два ударных испытания пенетратора на установке в Пендине, Уэльс, с песчаной мишенью, используемой для имитации лунного реголита. Скорость удара снаряда составляла 310 м/с, а угол удара колебался от 88° до 108°. Угол атаки и наличие вспышки на конце создавали "хвостовой удар", приводящий к высокому вертикальному

ударному ускорению. Пенетратор и его ракеты были привязаны к саням для стрельбы в 300 м от цели (рисунки 3.3, 3.4).



Рисунок 3.3 Испытательный стенд проекта «MoonLITE» [43]

Измеренное пиковое ускорение на оси составляло 20 000 g в передней части пенетратора и около 10 000 g в задней части пенетратора. Боковые пиковые ускорения были измерены в задней части пенетратора и составили 15 000 g по вертикальным осям и 6500 g по горизонтальным осям. Отсек с суспензиями располагался примерно посередине пенетратора и поэтому должен был подвергаться аналогичной или более высокой ударной нагрузке. Несмотря на небольшую деформацию стальных носовых конусов пенетратора, представители разработчика пенетраторов, подтвердили, что приборы внутри пережили удар. Испытания были признаны успешными. [47]

Британские разработчики так же рассматривали применение этой технологии к исследованию других планет и спутников Солнечной системы, в частности к ледяному спутнику Юпитера Европе, у которой может быть океан под ее ледяной поверхностью.

В 2013 году на том же полигоне стальной пенетратор был запущен в 10-тонный куб льда, чтобы имитировать поверхность спутника Юпитера.

Полноразмерный 20-килограммовый снаряд врезался в ледяную глыбу со скоростью 340 м/с, но его конструкция осталась нетронутой, как и его внутренние компоненты. Зонд испытал пиковую ударную нагрузку в 24000 г. Несмотря на незначительные наружные повреждения снаряда, приборы внутри остались работоспособными.

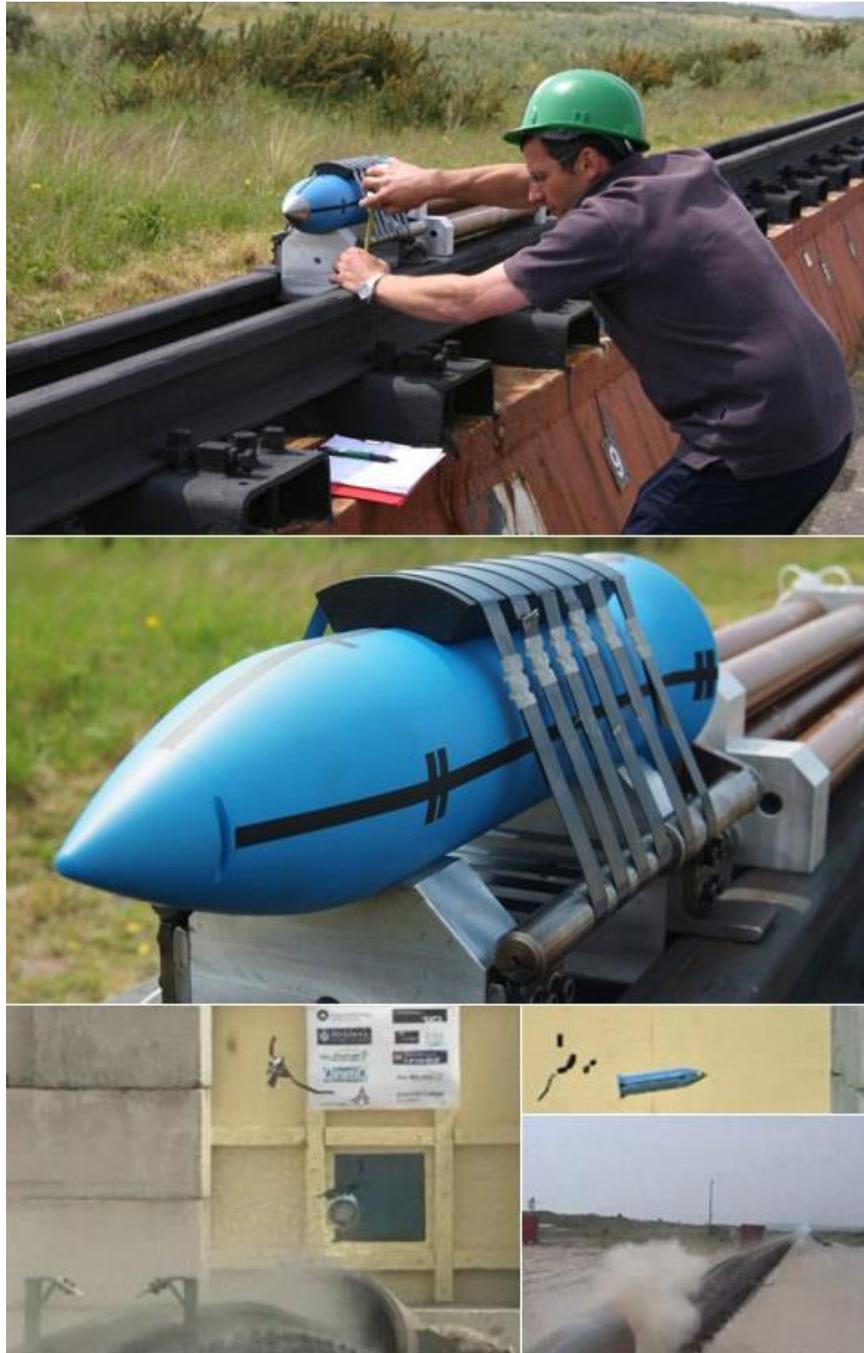


Рисунок 3.4 Испытания пенетратора проекта «MoonLITE» [43]

3.1.3 Тросовый пенетратор.

В 2013 году в рамках программы NASA Innovative Advanced Concepts (NIAC) было предоставлено финансирование нескольким творческим техническим концепциям в надежде, что одна или несколько из них приведут к большим прорывам в космической науке и исследованиях. В рамках одной из концепций предусматривалось создание космического корабля для возврата образцов, который будет нести шесть легких ракетообразных «пенетраторов», которые будут сбрасываться на целевой объект (объекты) с орбиты или во время пролета с использованием космического троса длиной в несколько миль.

Прототипы, прошли комплекс испытаний и были внедрены в землю во время полевых испытаний в пустыне Блэк-Рок в Неваде и показали хорошие результаты при скорости до 405 м/с.

Запуски ракет в Блэк-Рок проводились в течение нескольких лет, и время от времени наблюдались баллистические удары ракет из-за неудачного разворачивания парашюта. В результате таких ударов, ракетная система имела серьезные повреждения, хотя некоторые компоненты, включая хвостовую часть сохранили работоспособность.



Рисунок 3.5 Испытания прототипов пенетратора в 2012 году [57]

На рисунке 3.5 показаны результаты удара прототипа для случая, когда пенетратор поднимался до 1550 метров и после отделения падает на землю. Скорость удара составляет около 0,5 Маха или около 150 м/с. Осмотр места удара (рисунок 3.5) показал, что задняя часть прототипа не повреждена и после удара выступает за пределы площадки. Некоторые из выброшенных материалов имеют трещины под напряжением и некоторое сжатие. Чтобы удостовериться, что сам прототип не поврежден, была вырыта траншея место удара, как показано справа рисунка 3.6. Видно, что наконечник пенетратора достиг глубины почти 1,3 метра, что более чем в два раза превышало глубину ранее врезавшейся ракетной системы.



Рисунок 3.6 Испытания прототипов пенетратора в 2013 году [57]

Причем передняя часть пенетратора также была цела. Единственное внешнее повреждение, которое было замечено - это некоторое отделение трубы корпуса от носового конуса. Отсутствие повреждений согласуется с испытаниями на сжатие, которые показали, что материал зоны деформации может выдерживать усилия до 500 кН. При скорости удара 150 м/с сила, действующая на материал, была ниже пороговой, и, по существу, не ожидалось разрушения внутренних компонентов

пенетратора. Следующим этапом тестирования было войти в землю на более высокой скорости.

Один из рассмотренных методов заключался в использовании двухступенчатой системы, в которой был начальный подъем вверх (аналогично баллистическому испытанию описанному выше), а затем, когда ракета направлена вниз, с запуском второй ступени ракеты для более высокой скорости удара. Поскольку при таком варианте потенциальная зона поражения могла быть довольно большой, из соображений безопасности, от него пришлось отказаться.

Другой вариант, состоял в том, чтобы запускать ракету с помощью воздушных шаров или воздушных змеев на привязи, чтобы можно было существенно контролировать точное местоположение системы во время спуска вниз. Аэростатные системы обеспечивают большую устойчивость и меньше технических проблем, но полезная нагрузка в 20 кг довольно велика для простых метеозондов, а все, что больше, было слишком дорогим для первой фазы исследования. Сильные ветры, характерные для района Блэк-Рок, также ограничивали подъем воздушного шара.

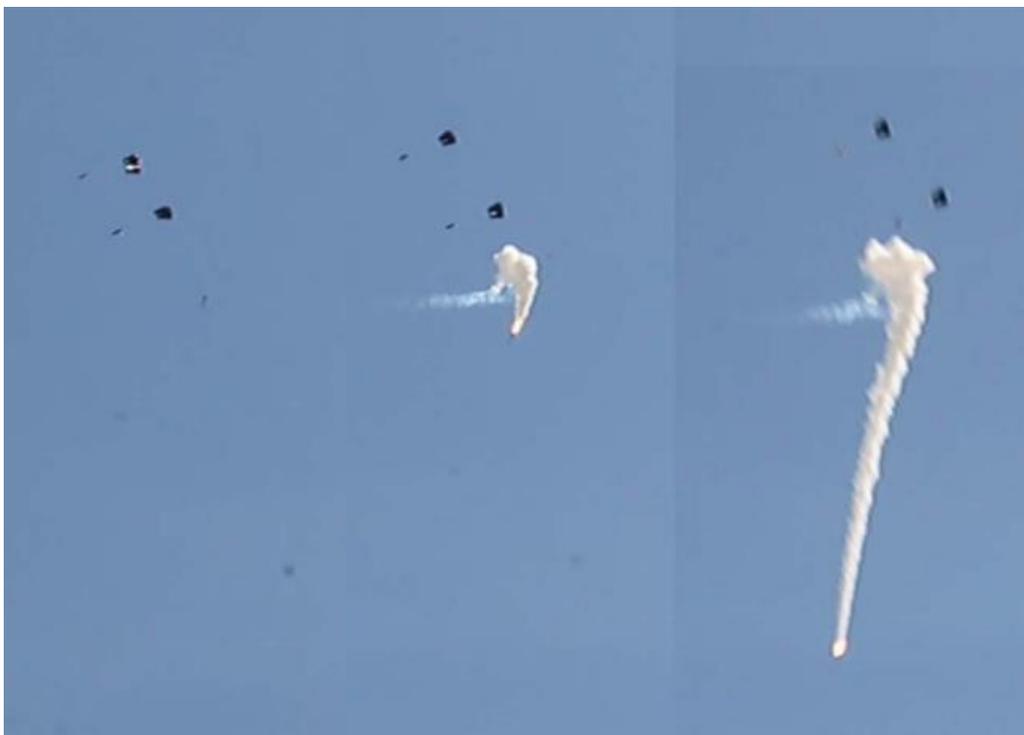


Рисунок 3.7 Запуск пенетратора с высоты 2500 футов (762 м), поддерживаемый двумя воздушными змеями с электроприводом [57]

Для проверки принципа полета было решено использовать воздушные змеи, так как 20 кг довольно большая нагрузка и для воздушного змея, было принято использовать их в тандеме. Полет пенетратора до момента удара показан на рисунке 3.7. Расчетная скорость при ударе составляла около 1,4 Маха, или около 420 м/с. Эта скорость находилась в середине желаемого режима работы.

На рисунке 3.8 показаны крупные планы места удара. Очевидных признаков самого пенетратора нет, хотя на месте четко виден рисунок ребер и корпуса ракеты, уходящих в землю. На некоторых выбросах видны признаки горения (темно-серого цвета) от ракетного двигателя.



Рисунок 3.8 Ударный кратер сверхзвукового полета пенетратора [57]

Подобно дозвуковому случаю, в этом районе прорыли траншею, чтобы выяснить процессы, возникающие в результате удара. Носовой обтекатель был найден неповрежденным на глубине 1,3 метра, как и в случае с дозвуковым двигателем. Однако было обнаружено, что он сдвинут в сторону под углом 90° от главной входной шахты. Этого положения можно было достичь только в том случае, если все еще горящий двигатель догонял носовой обтекатель и отталкивал его в сторону. Отверстие продолжалось по меньшей мере на 2,3 метра, но ни ракетный двигатель, ни корпус ракеты на самом деле найдены не были. По-видимому, там была полость размером с двигатель, уходящая дальше вниз.

Параллельное сравнение двух входных шахт для субзвукового и сверхзвукового корпусов показало, что оба удара образовали четко очерченный вал. На сверхзвуковом валу имелись следы горения работающего двигателя, поскольку стенки сильно обуглены, и есть свидетельства некоторого периодического изменения диаметра отверстия. Тот факт, что валы обладали схожими свойствами, говорит о том, что существует потенциал для выживания при сверхзвуковом ударе, но для этого необходимо обеспечить чтобы двигатель выбрасывался далеко за пределы удара, что требует перепроектирования испытательной системы, которое не могло быть достигнуто в рамках временных и финансовых ограничений первого этапа исследования. [57]

3.2 Подтверждение математической модели по результатам натурных испытаний

С целью подтверждения правильности примененной модели внедрения гиперскоростного пенетратора в небесное тело было проведено сравнение результатов теоретических расчетов с экспериментальными данными.

Как было показано в разделе 2.3 полная глубина проникания получается, как сумма величин глубины проникания до прекращения деформации и глубины дополнительное проникание жесткого остатка стержня. Для описания движения жесткого остатка стержня в модели внедрения гиперскоростного пенетратора было предложено рассчитывать по формуле АННИ, для оценки корректности её использования были проведены расчеты по данным наземных экспериментальных отработок миссий «Марс-96», «MoonLite» и «Тросовой системы» описанных выше. В таблице 3.2 представлены экспериментальные и расчетные значения проведенных экспериментов.

На сегодняшний день экспериментальной отработки полноразмерных пенетраторов со скоростями выше 1000 м/с не проводилось. С целью экспериментального подтверждения зависимостей глубины проникания и скорости движения, а также валидации используемой модели в предложенной методике выбора проектных параметров гиперскоростного пенетратора были использованы

результаты экспериментов, в которых в качестве ударников были использованы компактные и удлиненные стержни с плоским торцом.

В [7] приведены результаты экспериментов внедрения компактных ударников. Интервал скоростей соударения составил 1.0...3.5 км/с - в экспериментах со стальными и медными преградами. Полученные в результате экспериментов значения приведены в табл. 3.3.

Таблица 3.2 Экспериментальные и расчетные значения НЭО миссий «Марс-96», «MoonLite» и «Тросовой системы»

№	Скорость подлета, м/с	Заглубление фактическое, мм	Заглубление расчетное, мм	Сходимость, %
Марс-96				
1.	41.6	1400	1305	93,21
2.	50.0	1640	1569	95,67
3.	51.3	1570	1609	97,52
4.	60.4	1710	1894	89,24
5.	62.4	2000	1889	94,45
6.	60.0	1910	1882	98,53
7.	52.0	1900	1606	84,53
8.	47.0	1350	1383	97,56
9.	46.5	1600	1443	90,19
10.	46.7	1450	1449	99,93
11.	46.3	1440	1430	99,31
12.	47.8	1440	1458	98,75
13.	51.5	1700	1461	85,94
MoonLite				
14.	310	3900	3758	96,36
Тросовая система				
15.	420	2134	2278	93,25

Таблица 3.3 Экспериментальные и расчетные значения глубины кратера

№	Условия нагружения	l _c , мм	V ₀ , км/с	Эксп. L _к	Расчет L _к	%, схождения
1	Сталь – сталь	8.0	2.877	1,47	1,667	88,18
3	Сталь - медь	8.0	3.254	1,92	1,6842	86,00
4	Сталь - медь	8.0	2.509	1,56	1,448	92,27
5	Сталь- дюралюминий	20	1,380	35,5	40,6	87,44
6	Медь – отожжённый алюминий	20	0,870	35,5	38,62	91,92

Примечание. l_c - длина ударника; V₀ - скорость удара; L_к - глубина проникания.

В [55] описаны серии экспериментов, в этих экспериментах стержни из алюминиевого сплава диаметром 0,25 дюйма (0,00635 м) и длиной в десять калибров, были выпущены по свинцовым мишеням со скоростью от 2000 до 7000 футов в секунду (от 610 до 2134 м/с). Предварительные эксперименты показали, что свинцовые мишени диаметром 4 дюйма (0,1016 м) и длиной 1 фут (0,3048 м), претерпели значительные боковые искажения из-за своего конечного размера. Чтобы преодолеть эту трудность и более точно приблизиться к поведению полубесконечной мишени в теории, свинцовые цилиндры были заключены в сталь. Глубина и объем кратеров были измерены относительно верхней части стальной обсадной колонны, что обеспечило хороший неискаженный уровень поверхности. На рисунке 3.9 и в таблице 3.4 представлены значения полученные экспериментальным и расчетным методами. Анализ расчетных и экспериментальных значений показал хорошую сходимость результатов.

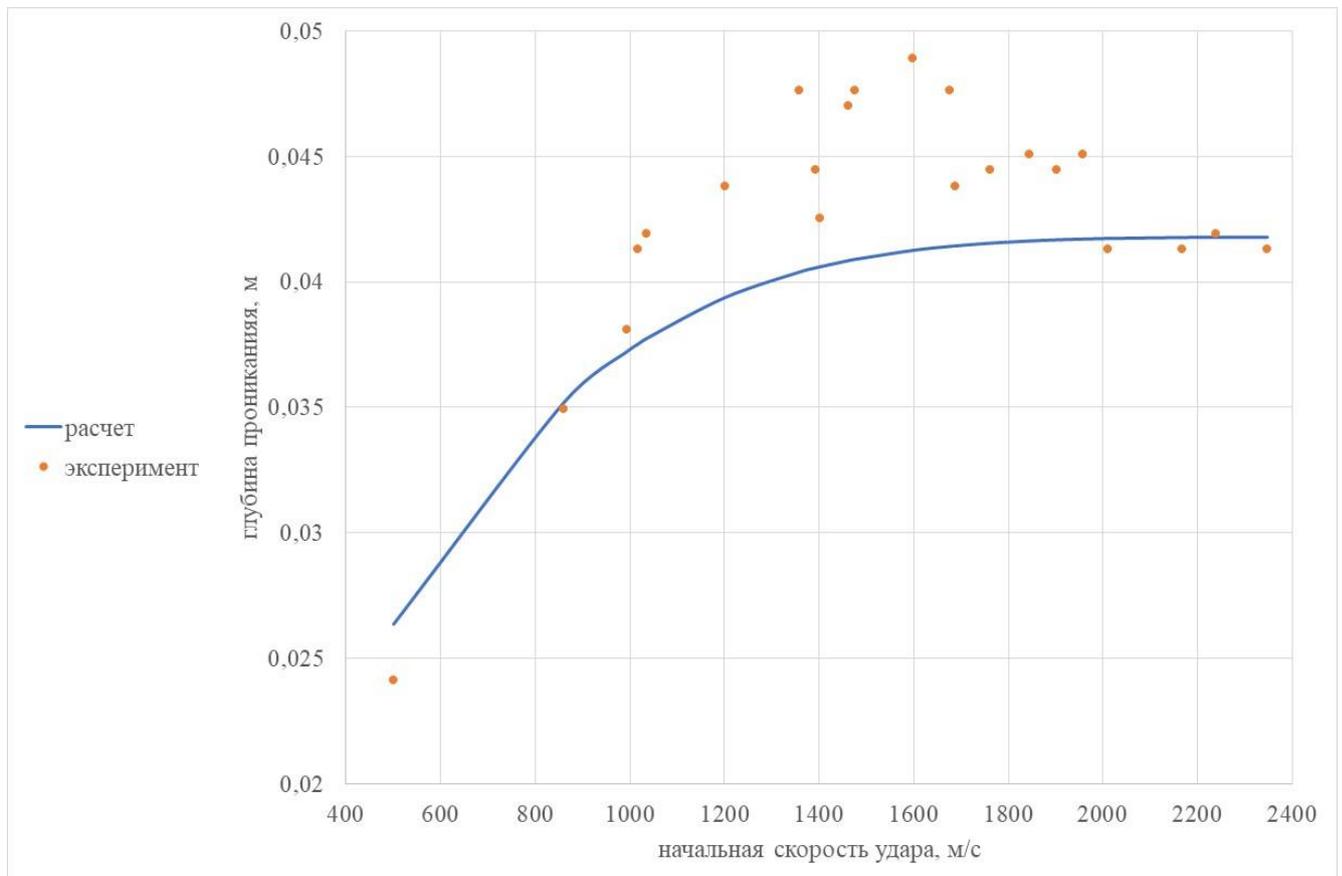


Рисунок 3.9 Сопоставление расчетных и экспериментальных значений

Таблица 3.4 Экспериментальные и расчетные значения глубины кратера

№	Скорость, м/с	Экспериментальные значения, м	Расчетные значения, м	Сходимость, %
1.	499,87	0,0241	0,0264	90,67
2.	859,54	0,0349	0,0352	99,20
3.	993,65	0,0381	0,0372	97,73
4.	1018,03	0,0413	0,0375	90,97
5.	1036,32	0,0419	0,0378	90,12
6.	1200,91	0,0438	0,0394	89,89
7.	1359,41	0,0476	0,0404	84,84
8.	1392,94	0,0445	0,0406	91,26
9.	1402,08	0,0425	0,0406	95,45
10.	1463,04	0,0470	0,0409	86,95
11.	1475,23	0,0476	0,0409	85,88
12.	1597,15	0,0489	0,0413	84,38
13.	1676,40	0,0476	0,0414	86,97
14.	1688,59	0,0438	0,0414	94,57
15.	1761,74	0,0445	0,0415	93,46
16.	1844,04	0,0451	0,0416	92,34
17.	1901,95	0,0445	0,0417	93,76
18.	1956,82	0,0451	0,0417	92,51
19.	2011,68	0,0413	0,0417	98,90
20.	2167,13	0,0413	0,0418	98,80
21.	2240,28	0,0419	0,0418	99,68
22.	2346,96	0,0413	0,0418	98,77

3.3 Рекомендации по исследованиям гиперскоростного пенетратора

Исходя из существующих испытательных стендах миссий «Марс-96», «MoonLITE» и тросовой системы можно провести испытания полногабаритной модели пенетратора на скоростях до 420 м/с. Модернизация существующих или создание новых экспериментальных установок для проведения испытаний является дорогостоящим и длительным процессом, наиболее перспективной заменой натурным испытаниям является переход в виртуальную среду с использованием электронных моделей.

Для возможной виртуальной среды для реализации виртуальных испытаний может быть использован программный конечно-элементный комплекс ABAQUS — универсальная система общего назначения, предназначенная как для

проведения многоцелевого инженерного многодисциплинарного анализа, так и для научно-исследовательских и учебных целей в самых разных сферах деятельности.

В [39] было описано проведения множества экспериментальных исследований по описанию ударного поведения железобетонных конструкций (RC), результаты которых показали, что RC-конструкции проявляют высокую стойкость при использовании высокой прочности бетона (Levi-Hevroni et al., 2018, Andrew et al., 2017). В (Dechun et al., 2017). В исключительных случаях было выявлено, что увеличение прочности при сжатии незначительно влияет на ударопрочность железобетонной плиты С. Борвик и др. (2002) экспериментально исследовали баллистическую пробиваемость армированных стальным волокном высокоэффективных бетонных плит, пробиваемых стальными снарядами. При увеличении неограниченной прочности бетона на сжатие было получено незначительное увеличение предельной баллистической скорости на 20%. Леви-Хеврони и др. (2018) изучали поведение фасонных образцов бетона при динамическом растяжении. Валентини и Хофстеттер (2013) изучили модель пластичности и модель повреждения-пластичности 3D-образца бетона с помощью анализа конечных элементов. Они наблюдали и изучали различия между прогнозируемым и фактическим поведением материала. Аслани и Неджад (2012) разработали три новые модели для исследования разрушения. Эти модели включали упругую модель, модель прочности на растяжение и модель напряжения-деформации при сжатии. Эти модели также были проверены на соответствие экспериментальным результатам. Грегуар и др. (2013) сравнили экспериментальные результаты с численным моделированием, выполненным со ссылкой на интегральную нелокальную модель. Франсиско Лопес-Альманса и др. (2014) в своей работе подчеркивали важность того, что модель пластичности повреждений бетона (CDP) способна воспроизводить фактическое геометрическое нелинейное поведение бетонных каркасов RC по сравнению с другими вычислительными моделями, такими как модели распределенной пластичности или модели сосредоточенной пластичности. Temsah et al. (2018) в основном сосредоточились на возможности использования программного обеспечения с

использованием конечных элементов для моделирования взрывной нагрузки на железобетонные балки с использованием модели CDP. Взрывная нагрузка рассчитана численно с использованием встроенной модели CONWEP в ABAQUS с допустимой погрешностью. Были проведены многочисленные исследования влияния ударной нагрузки на различные типы конструктивных элементов. Отман и Марзук (2018) использовали определяющую модель CDP для анализа поведения бетона при различных скоростях ударной нагрузки. Liu и соавт. (2018) изучили реакцию обычного бетона и бетона со сверхвысокими эксплуатационными характеристиками при ударе с высокой скоростью. Численная модель привела к неточным результатам по диаметру кратера, но отразила глубину проникновения целей. Драти и др. (2016) использовали стохастическое моделирование, основанное на безэлементном методе Галеркина, для прогнозирования верхней и нижней границ ударопрочности бетонных конструкций. Кальяна Рама Дж.С. и др. (2017) разработали входные параметры для модели CDP на основе моделей напряженно-деформированного состояния бетона для оценки разрушающие свойства бетона. Предложенная модель хорошо согласуется с экспериментальными значениями энергии разрушения, не зависящей от размера. Кота С. К. и др. (2019) успешно смоделировали реакцию RC-каркасов, подвергшихся сейсмическим нагрузкам, используя модель CDP. Входные параметры для исследования были получены из существующих моделей напряженно-деформированного состояния бетона. Колонны, балки и соединения балка-колонна были усилены с использованием полос различной толщины. Был сделан вывод о том, что модель CDP может быть использована для прогнозирования поведения радиоуправляемых рам, подверженных гравитационным и боковым нагрузкам.

На рис. 3.9 показаны внутренняя энергия бетона и кинетическая энергия снаряда, проанализированные с использованием моделей JH-2 и CDP соответственно. В обоих случаях кинетическая энергия снаряда уменьшалась от точки соприкосновения с бетонной панелью. Скорость уменьшения была почти одинаковой для обеих моделей до 400 мкс и увеличилась для модели CDP после

этого, поскольку хрупкость бетонной модели увеличивалась с точки соприкосновения снаряда.

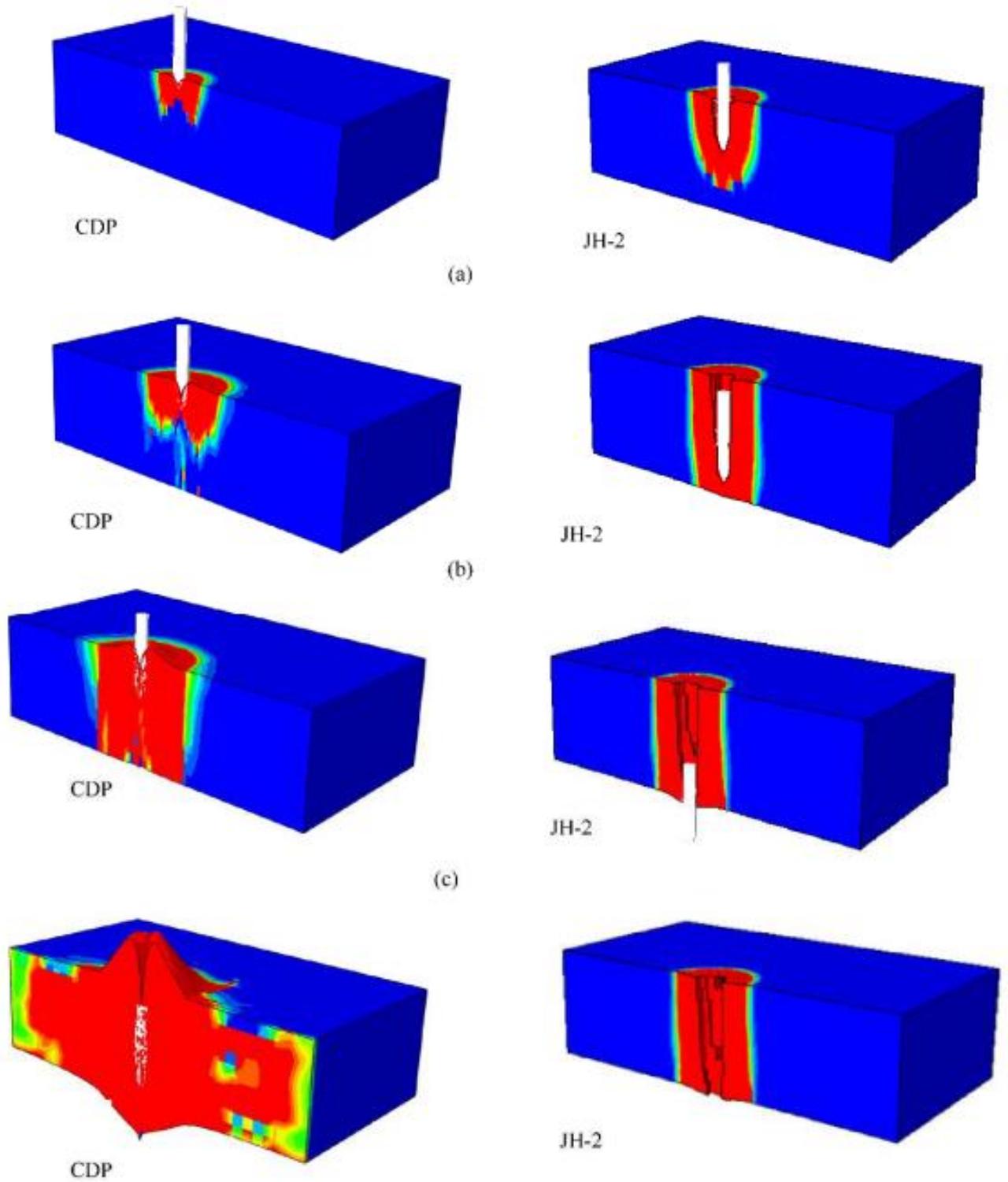


Рисунок 3.10 Контур повреждения в бетоне [39]

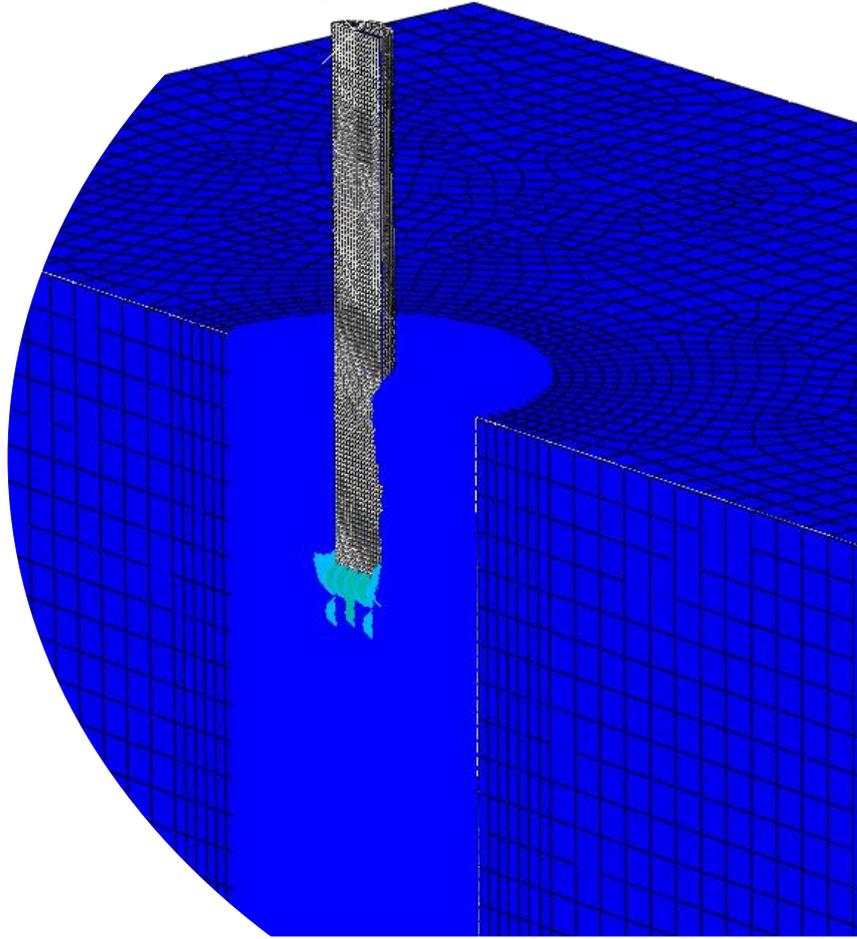


Рисунок 3.11 Контур повреждения в бетоне пенетратором

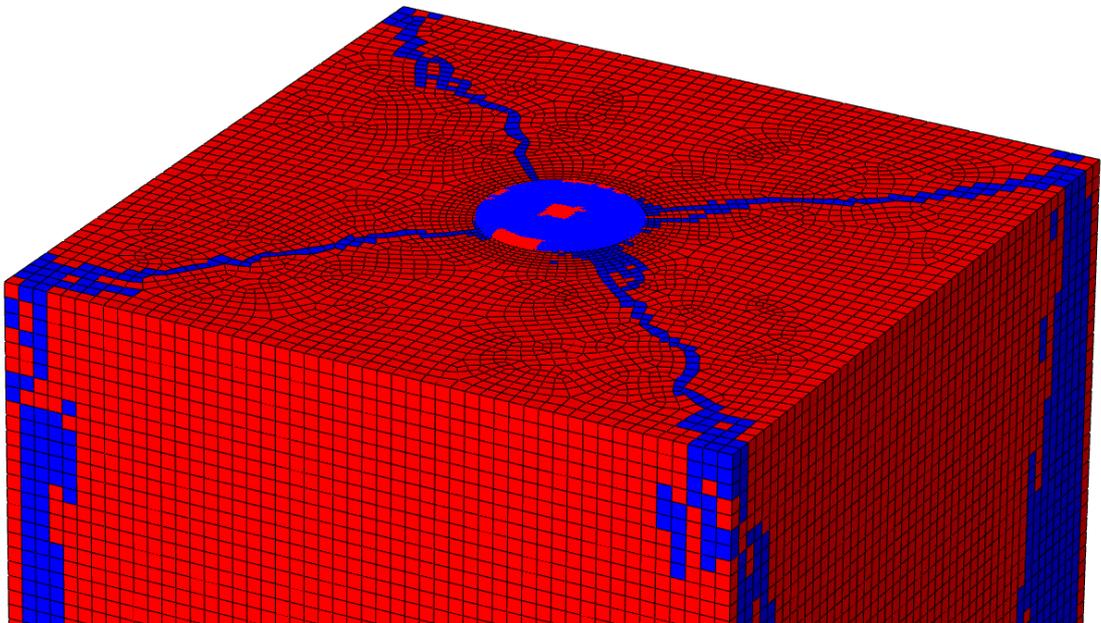


Рисунок 3.12 Контур повреждения в бетоне пенетратором

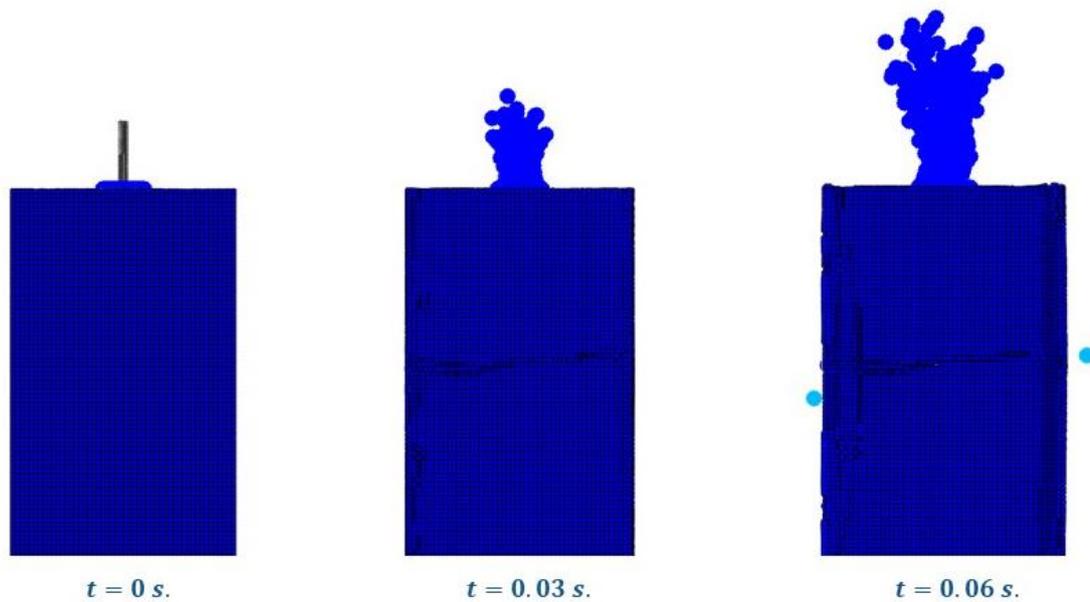


Рисунок 3.13 Контур повреждения в бетоне пенетратором

В рамках частной работы был проведен численный анализ ударных характеристик внедрения ударника в бетонную преграду, подверженных воздействию высоким скоростям. Результаты, полученные с помощью 3D средств моделирования (рисунок 3.10 – 3.12) показали возможность создания программно-методического комплекса для проведения экспериментальной отработки гиперскоростного пенетратора в виртуальной среде.

3.4 Выводы к главе.

1. На сегодняшний день для наземной экспериментальной отработки пенетраторов были созданы стенды для проектов «Марс-96», «MoonLITE» и пенетраторов тросовой системы.

2. Анализ экспериментальных стендов по отработке пенетраторов показывает, что на сегодняшний день стенды позволяют испытать в натуральных условиях пенетраторы со скоростью не более 420 м/с.

3. Результаты приведенных экспериментов показывают, что используемая в разработанной методике выбора проектных параметров гиперскоростного пенетратора модель динамики внедрения ударника

гиперскоростного пенетратора показывает достаточно хорошую сходимость результатов расчетов и экспериментов.

4. На сегодняшний день существуют программные и вычислительные средства, позволяющие перевести испытания в виртуальное пространство.

5. Результаты, полученные с помощью 3D средств моделирования, показали возможность создания программно-методических комплексов для отработки гиперскоростных пенетраторов в виртуальной среде.

4. РАССМОТРЕНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ ГИПЕРСКОРОСТНОГО ПЕНЕТРАТОРА В МИССИИ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ЛУНЫ

В 2008 году НПО им. С.А. Лавочкина был предложен проект миссии по исследованию Луны, предусматривающий изучение Луны с орбиты ее искусственного спутника, проведение контактных исследований предлагалось проводить при помощи внедряемых посадочных зондов – пенетраторов. Сброс пенетраторов предполагалось производить с орбиты искусственного спутника Луны. Прицеливание и формирование предпосадочной траектории должен был обеспечить орбитальный аппарат.

Районы внедрения двух пенетраторов должны были находиться в экваториальной области, на расстоянии не менее 1000 км друг от друга, а в случае реализации проекта с тремя пенетраторами, третий должен располагаться на расстоянии примерно 1000 км от экваториальной области по широте.

Как альтернатива приводится применение в данной миссии гиперсверхскоростного пенетратора с определением оптимального ударника, используя методику выбора проектных параметров и математическое обеспечения анализа для определения пенетратора с оптимальным ударником.

4.1 Состав и основные характеристики пенетратора

В таблицах 4.1 и 4.2 представлены массово-инерционные характеристики по этапам полета и состав пенетратора.

Таблица 4.1 – Массово-инерционные характеристики пенетратора по этапам полета

Этапы полета	Масса, кг	Хцт, м	Јх, кг·м ²	Ју, кг·м ²	Јz, кг·м ²
После отделения ОА	230	0.3	17.4	19.2	19.2
Выработано 50% топлива	175	0.34	13.3	17.65	17.65
Окончание торможение	120	0.4	8.65	12.6	12.6
Отделение внедряемого зонда	100	0.31	8.4	5.1	5.1

Таблица 4.2 – Массовая сводка орбитального пенетратора

Система	Масса, кг.
Система управления	8
Радиокомплекс и антенно-фидерная система	2
Система электропитания	4
Двигательная установка	46
Конструкция	16
Бортовая кабельная сеть	8
Система терморегулирования	2
Внедряемый зонд	20
Резерв	10
Итого (пенетратор сухой)	116
Активное топливо	107.6
Гарантийные запасы	2.4
Конструктивные остатки	4
Итого (топливо)	123
Итого (пенетратор заправленный)	239

4.2 Тормозная двигательная установка

Двигательная установка предназначена для создания импульсов тяги при проведении тормозных маневров пенетраторов и создания реактивных управляющих моментов.

Двигательная установка должна была состоять из:

- топливных баков с заправкой до 130 кг;
- маршевого двигателя с удельным импульсом $\approx 300\text{g}$;
- двигателей стабилизации;
- узлов отделения от орбитального аппарата;
- и др.

4.3 Лунный грунт

4.3.1 Общие сведения

В результате метеоритной бомбардировки на поверхности Луны сформировался слой реголита: несортированного обломочного материала, состоящего из фрагментов физически и химически измененных первичных пород. Реголит распространен практически повсеместно и иногда отсутствует лишь на склонах крутизной более 30-40°. Мощность реголита зависит от возраста поверхности и характера геологической ситуации: на морях она колеблется от 0,5-1,0 м до 10-20 м, в среднем составляя 2-5 м; на материках реголит обычно более мощный. Особенно велика мощность реголита в зонах подсклоновых шлейфов - до нескольких десятков метров.

4.3.2 Минеральный и химический состав реголита

В состав реголита входят первичные частицы - обломки пород и минералов скального основания, и вторичные частицы - продукты ударной переработки первичных (стекла, шлаки, агглютинаты). Соотношение первичных и вторичных частиц зависит от степени зрелости реголита. Обломки первичных частиц могут составлять 20-70% от всех компонентов реголита.

Обломки первичных пород в реголите представлены:

- в морских районах - базальтами и габбро, имеющими свежий облик;
- в материковых районах - плагиоклазовыми базальтами, габбро-норитами, троктолитами, габбро-анортозитами и анортозитами, для которых характерна высокая степень ударного метаморфизма.

Вторичные компоненты реголита представлены

- реголитовыми брекчиями, образовавшимися в результате уплотнения мелкодробленого материала;
- агрегатами спекшихся зерен реголита, именуемых спеками (агглютинатами), доля которых в реголите 20-50%;

- стеклом - от тончайших пленок до сферических образований (сферул), доля которых в реголите не выше 2-3%;
- частичками металлического железа неправильной формы.

4.3.3 Физико-механические свойства реголита

Величина объемного веса лунного реголита колеблется в пределах от 1,0 до 2,0 г/см³ при наиболее вероятном интервале 1,4-1,8 г/см³. Она слабо зависит от региональной геологической ситуации (материк-море).

Объемный вес реголита с глубиной несколько возрастает, причем наибольшие изменения происходят на глубинах 10-30 см (таблица 4.3).

Таблица 4.3 – Изменение объемного веса лунного реголита с глубиной

Глубина, см	Объемный вес ρ , г/см ³ (осредненные данные)
0-15	1,50 ± 0,05
0-30	1,58 ± 0,05
30-60	1,74 ± 0,05
0-60	1,66 ± 0,05

Изменение величины когезии (мера слипания частиц), угла внутреннего трения, коэффициента пористости с объемным весом показано в таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Зависимость физико-химических свойств реголита от его объемного веса

Объемный вес, г/см ³	Коэффициент пористости	Когезия, 10 ⁻² кН/см ²	Угол внутреннего трения, °
0,99	2,12	3	13
1,43	1,17	1	17
1,50	0,94	5	19
1,70	0,82	31	14
1,87	0,66	28	56

Лабораторные исследования морского реголита, отобранного “Луной-16”, показали, что такие его свойства, как сопротивление сдвигу, коэффициенты трения

по различным контртелам, абразивность и микротвердость, отвечают этим параметрам для земных аналогов реголита (таблица 4.5).

Таблица 4.5 – Результаты лабораторных исследований морского реголита

Измеренные параметры	Лунный реголит (море)	Земные аналоги	
		размельченный базальт	андезитовый базальтовый песок
Соппротивление сдвигу при разных сжимающих напряжениях, кг/см ² :			
– 0,052	0,034	0,023	0,043
– 0,238	0,169	0,147	0,154
– 0,550	0,302	0,304	0,282
Абразивность (вес.), г	3,7	4,0	4,1
Помутнение К, %	4,5	4,4	4,8
Микротвердость, кг/мм ²	800	791	719
Коэффициенты трения:			
– резина натуральная	0,5	0,5	0,65
– капроновая ткань	0,4	0,4	0,55
– фенилон	0,5	0,45	0,6
– резина натуральная	0,35	0,5	0,6
30РП	0,55	0,5	0,6
– силиконовая резина	0,40	0,35	0,40
– фенилон, кирза	0,35-0,40	0,4-0,5	0,4-0,45
– кожа натуральная	0,30	0,2	0,3
– магниевый сплав	0,45	0,25	0,4
– дюралюминий	0,35	0,3	0,3
– титановый сплав	0,25	0,25	0,25
– нержавеющая сталь	0,30	0,25	0,3
– конструкционная	0,30	0,40	0,3
сталь			
– твердый сплав ВК-8			

Общий характер изменения несущей способности с глубиной дан в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Общий характер изменения несущей способности с глубиной

Глубина	Несущая способность, Н/м ² (кгс/см ²)
Менее 1 мм	980 (0,01)
1 мм - 2 мм	1960 (0,02)
1 см - 2 см	19600 (0,2)
5 см - 7 см	$4,9 \cdot 10^4$ (0,5)
10 см - 15 см	$9,8 \cdot 10^4 - 19,6 \cdot 10^4$ (1 – 2)
70 см	$9,8 \cdot 10^4 - 14,7 \cdot 10^4$ (1,0 - 1,5)

4.4 Развертывание орбитального пенетратора

4.4.1 Доставка пенетраторов на предпосадочную орбиту и отделение от орбитального аппарата

Орбитальный аппарат должен был сформировать предпосадочную орбиту пенетратора с перицентром над предполагаемой точкой посадки (рисунок 4.1).

Ориентацию КА перед отделением обеспечивалась орбитальным аппаратом.

4.4.2 Пассивный полет и торможение орбитальной скорости

После отделения от орбитального аппарата управление угловым движением пенетратора осуществляется на основе информации БИБ. На пассивном участке используются газовые двигатели стабилизации в количестве 8 штук. В процессе торможения управление угловым движением в каналах тангажа и рыскания осуществляется отключением 4-х двигателей стабилизации тягой 1.36 кГ, а в канале крена газовыми двигателями.

Начальный угол отклонения продольной оси от местной вертикали в точке схода составляет порядка 95 град, скорость склонения 0.1268 град/с. Характеристическую скорость импульса торможения на проектной стадии следует принять 1735 ... 1760 м/с.

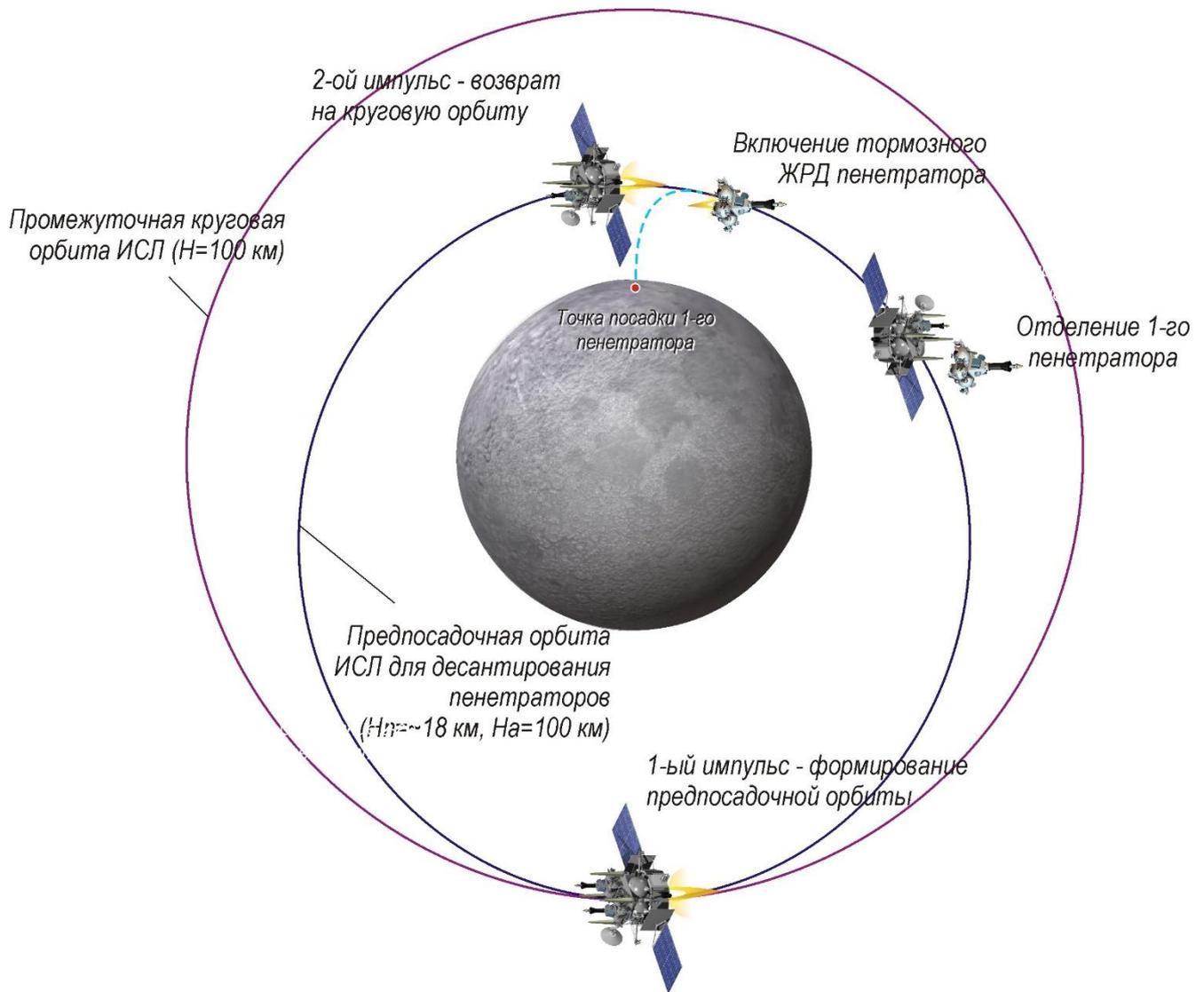


Рисунок 4.1 – Схема доставки пенетраторов на предпосадочную орбиту [16]

Номинальная точка схода с орбиты: высота ≈ 18600 м, начальная скорость ≈ 1690 м/с. Номинальная траектория второго торможения заканчивается на высоте 2860 м при остаточной скорости 10 м/с. Угол отклонения вектора скорости от гравитационной вертикали в момент выключения центрального двигателя составляет порядка 65 ... 70 град, а угол отклонения продольной оси от той же гравитационной вертикали – 55 град.

Основные этапы посадки пенетратора представлены на рисунке 4.2.

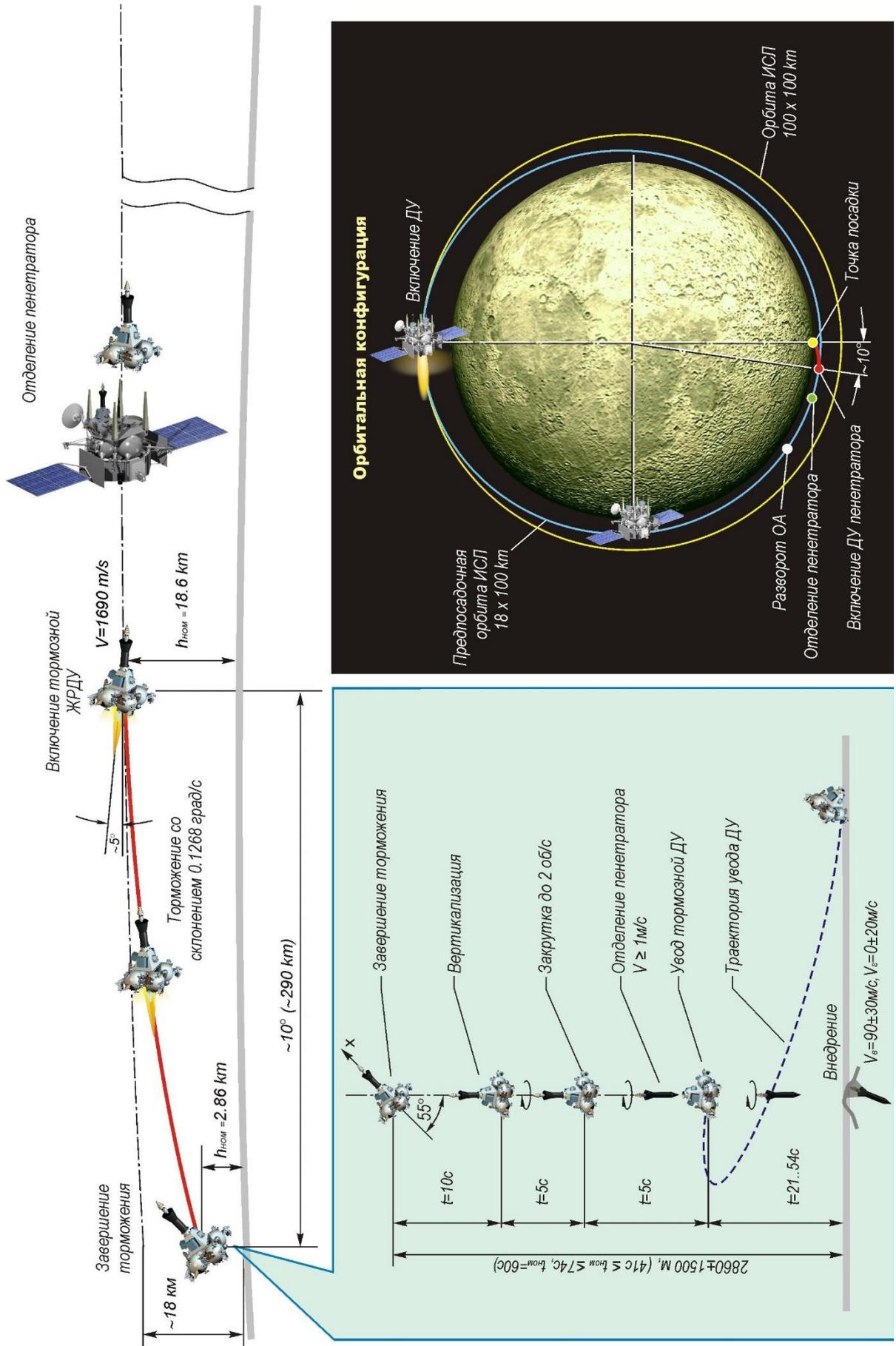


Рисунок 4.2 – Схема посадки пенетратора Лунной миссии с использованием пенетраторов [16]

4.4.3 Расчет на внедрение в лунный грунт для мягкой посадки

В рамках данного исследования были проведены расчеты динамики внедрения зонда в аналоги лунных грунтов и определены максимальные величины перегрузки и глубины при внедрении зонда.

Исходные данные для пенетраторов с мягкой посадкой:

- внедряемый зонд представляет собой абсолютно жесткое тело;
- продольная ось зонда в момент подхода к грунтовой модели совпадает с нормалью к площадке;
- угол наклона площадки равен нулю;
- горизонтальная составляющая вектора скорости отсутствует;
- вертикальная составляющая вектора скорости находится в диапазоне от 60 м/с до 120 м/с;
- масса внедряемого зонда – 20 кг;
- в качестве аналогов лунных грунтов принимается две модели:
 - грунт с минимальной несущей способностью. В качестве данной модели принимается сыпучий грунт на основе речного песка – аналог лунного реголита (грунтовая модель 1);
 - грунт с максимальной несущей способностью. В качестве данной модели принимается кирпичная кладка или пенобетон – аналог коренных пород (грунтовая модель 2).

Результаты

На этапе проекта рассматривалось семь вариантов исполнения внедряемого зонда.

Вариант 1а

Геометрические параметры внедряемого зонда для варианта 1а представлены на рисунке 4.3.

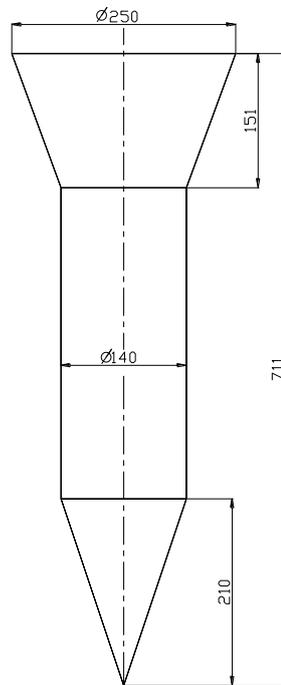


Рисунок 4.3 – Внедряемый зонд (вариант 1а)

Зависимость глубины проникания от скорости подхода зонда исполнением 1а для двух моделей грунтов представлена на рисунке 4.4.

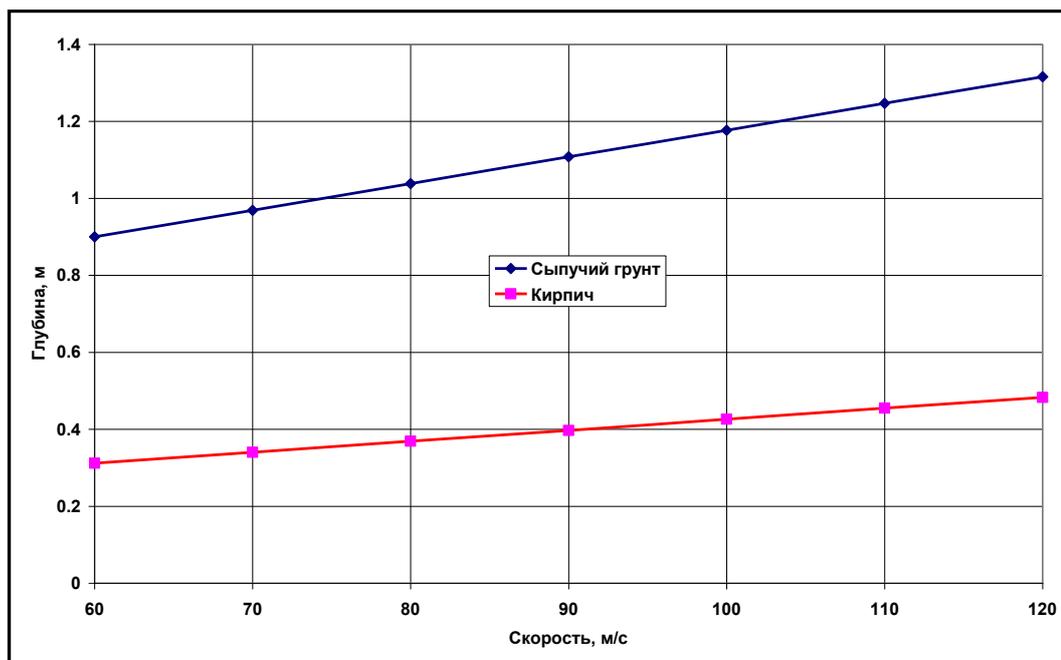


Рисунок 4.4 – График глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда для двух моделей грунтов

Вариант 1б

Геометрические параметры внедряемого зонда для варианта 1б представлены на рисунке 4.5.

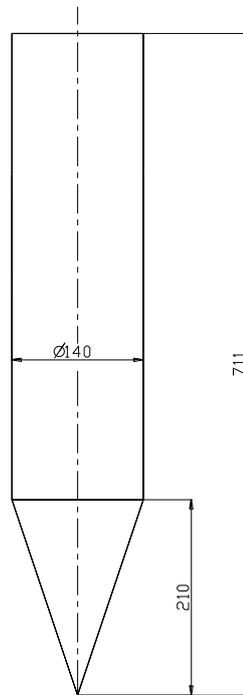


Рисунок 4.5 – Внедряемый зонд (вариант 1б)

Зависимость глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда исполнением 1б представлена на рисунке 4.6/

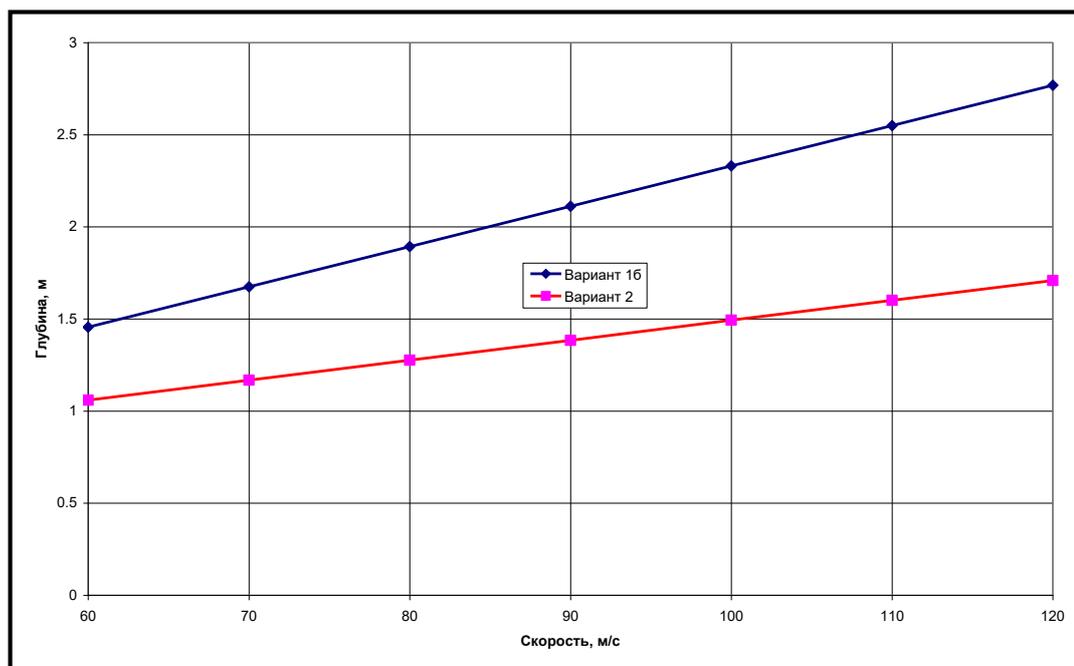


Рисунок 4.6 – График глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда

Вариант 2

Геометрические параметры внедряемого зонда для варианта 2 представлены на Рисунок 4.7. Зависимость глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда исполнением 2 представлена на рисунке 4.8.

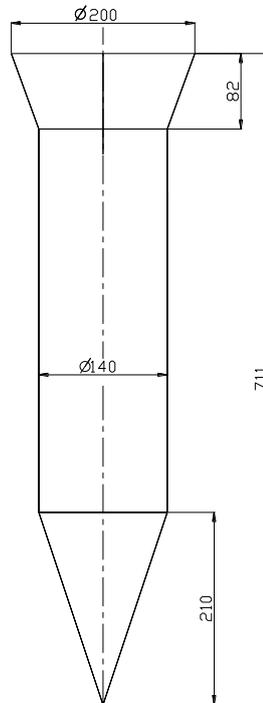


Рисунок 4.7 – Внедряемый зонд (вариант 2)

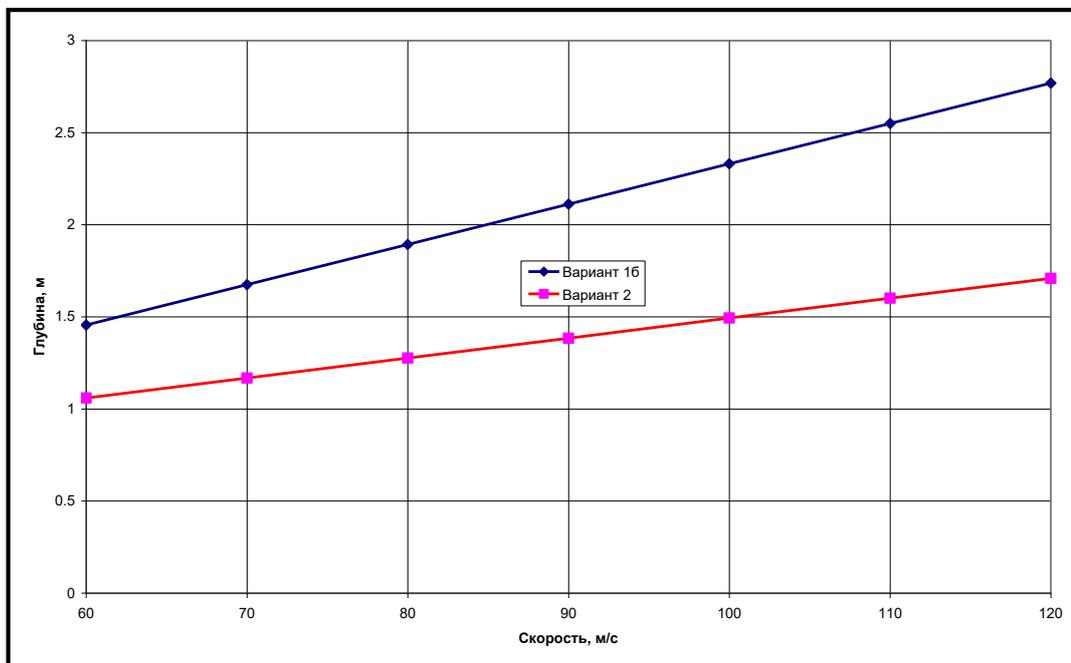


Рисунок 4.8 – График глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда

Вариант 3а

Геометрические параметры внедряемого зонда для варианта 3а представлены на рисунке 4.9. Зависимость глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда исполнением 3а представлена на рисунке 4.10.

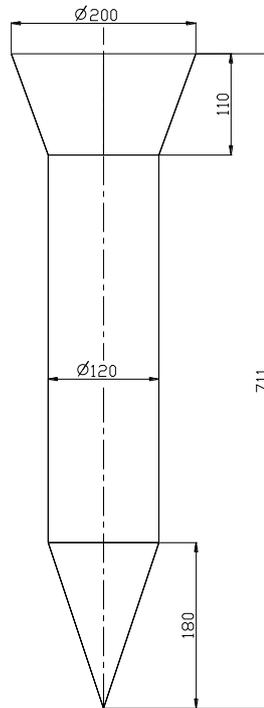


Рисунок 4.9 – Внедряемый зонд (вариант 3а)

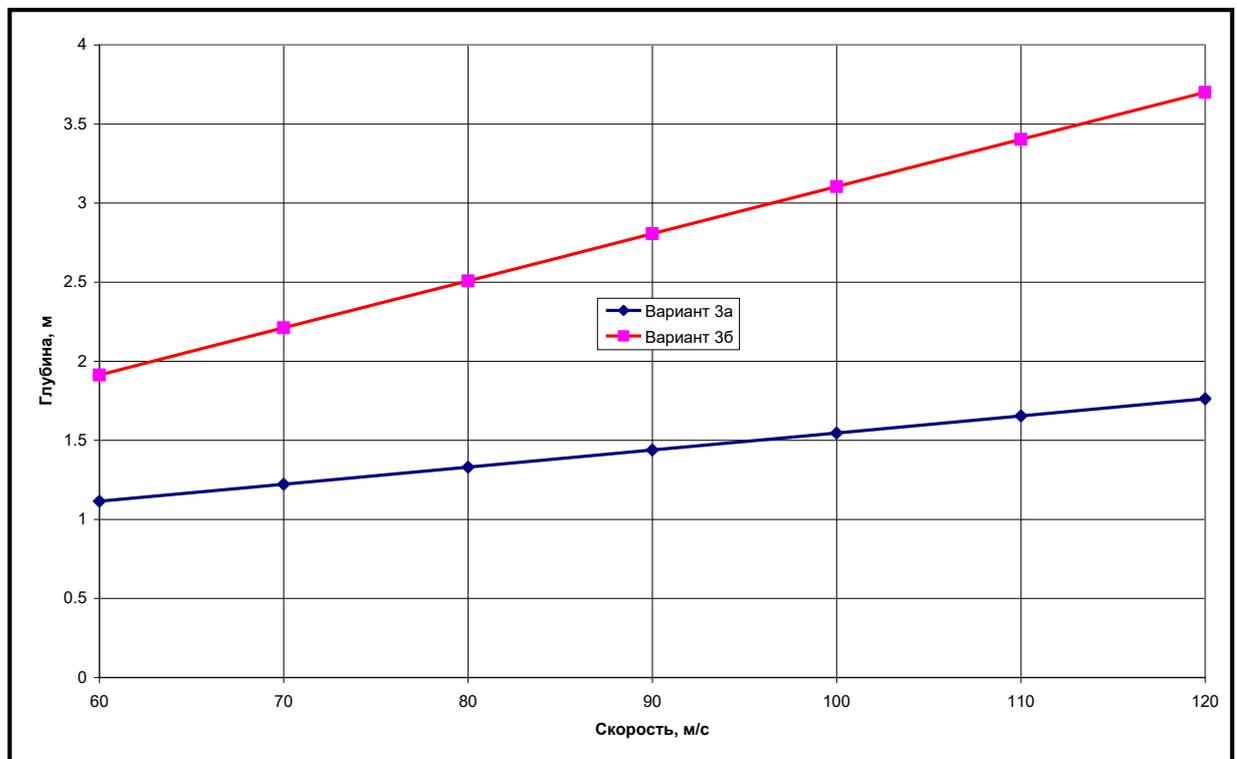


Рисунок 4.10 – График глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда

Вариант 3б

Геометрические параметры внедряемого зонда для варианта 3б представлены на рисунке 4.11. Зависимость глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда исполнением 3б представлена на рисунке 4.12.

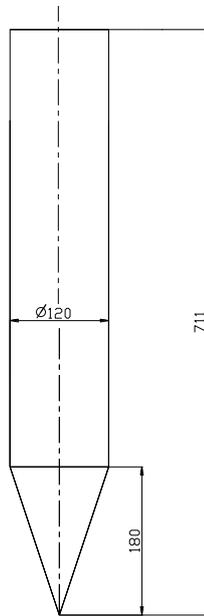


Рисунок 4.11 – Внедряемый зонд (вариант 3б)

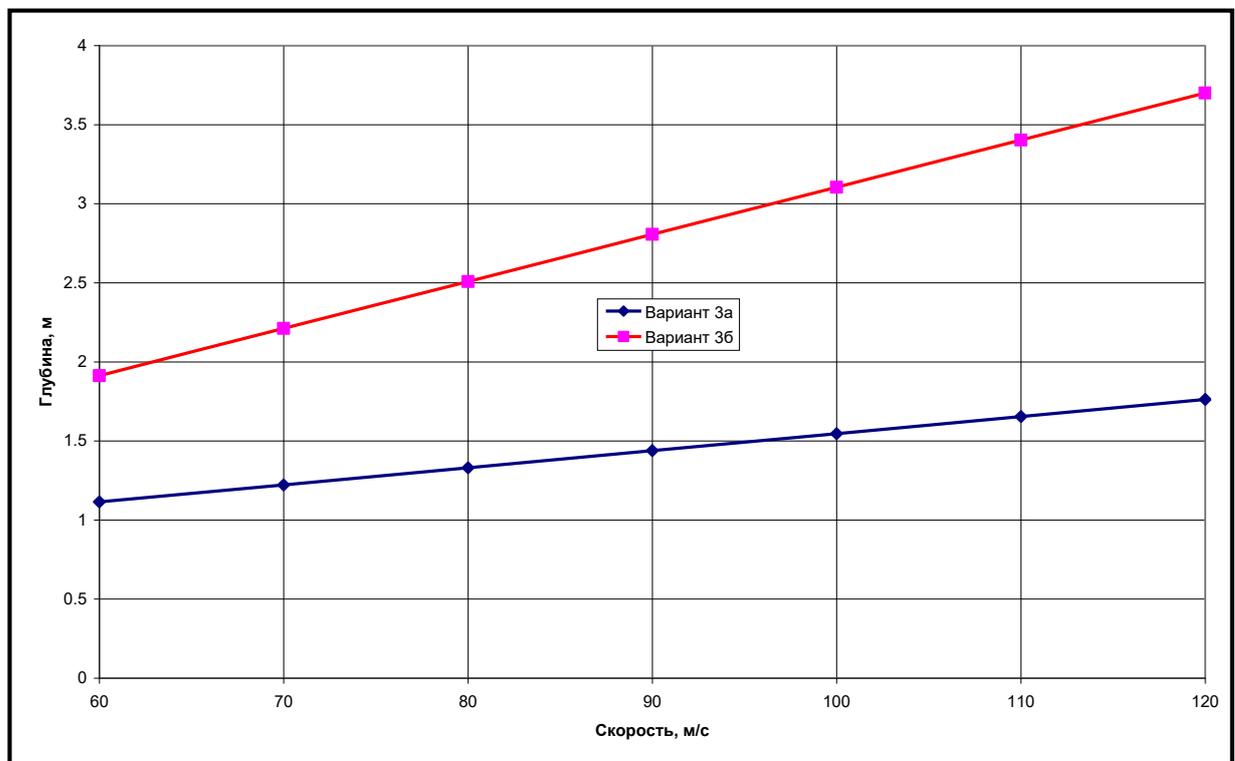


Рисунок 4.12 – График глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда

Вариант 4а

Для получения оптимальной с точки зрения максимальной глубины проникания и минимальной величины перегрузки рассмотрены варианты внедряемого зонда с оживальной формой головной части, радиус оживало принят равным 0.65м. Геометрические параметры внедряемого зонда для варианта 4а представлены на рисунке 4.13. Зависимость глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда исполнением 4а представлена на рисунке 4.14.

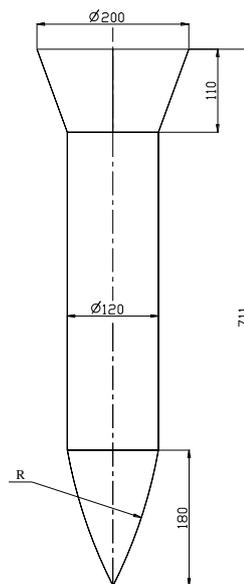


Рисунок 4.13 – Внедряемый зонд (вариант 4а)

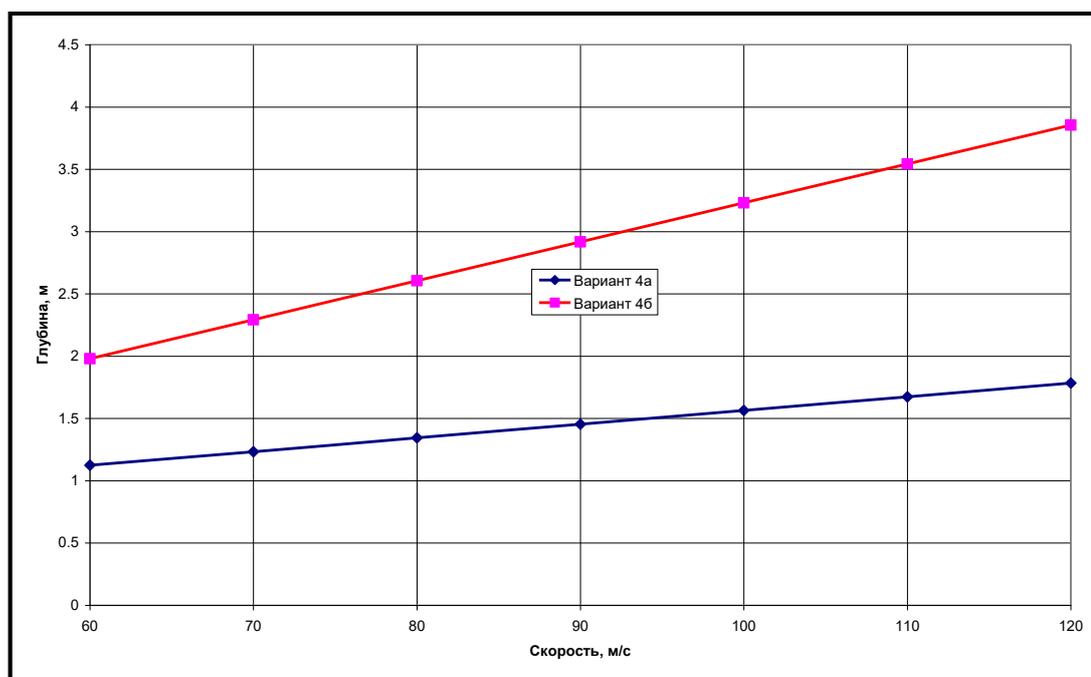


Рисунок 4.14 – График глубины проникания от скорости подхода пенетратора

Вариант 4б

Геометрические параметры внедряемого зонда для варианта 4б представлены на рисунке 4.15. Максимальная глубина внедрения достигнута при проникании пенетратора в исполнении 4б в грунте с минимальной несущей способностью с максимальной скоростью. При скорости подхода 120м/с эта величина составила ~ 3,855м.

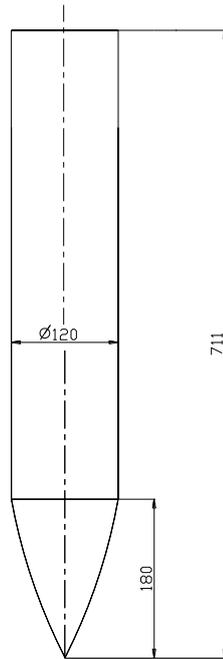


Рисунок 4.15 – Внедряемый зонд (вариант 4б)

Анализ результатов

Использование пенетратора с оживальной головной частью позволяет увеличить глубину проникания и снизить максимальную величину перегрузки на ~5%, однако, это характерно для пенетратора без конической хвостовой части.

Максимальная глубина внедрения достигнута при проникании пенетратора в грунт с минимальной несущей способностью с максимальной скоростью. При скорости подхода 120 м/с эта величина составила ~ 3,855 м.

Все пенетраторы с конической хвостовой частью при внедрении в аналог лунного реголита превысили допустимую величину осевой перегрузки 500g. Вариант внедряемого зонда 1б с конической носовой частью и диаметром 140 мм

при максимальной скорости внедрения 120 м/с достиг перегрузки 530g. При замене конической носовой части на оживальную перегрузка уменьшится до ~500g.

Из анализа приведенных схем внедряемого зонда и проведенных расчетов для дальнейших исследований предлагалось принять вариант 4б, с радиусом оживало 490 мм и с диаметром до 135÷140 мм. На этапе предварительного проектирования масса зонда принималась равной 20 кг.

4.5 Расчет на внедрение гиперскоростного пенетратора в лунный грунт.

4.5.1 Исходные данные для гиперскоростных пенетраторов:

- масса модуля целевой и служебной аппаратуры гиперскоростного пенетратора – 20 кг;
- длина модуля целевой и служебной аппаратуры гиперскоростного пенетратора – 0,4 м;
- диаметр гиперскоростного пенетратора – 0,14 мм;
- максимальная длина пенетратора – 5 м;
- удельный импульс основного двигателя ДУ – 2943 кгс;
- начальная скорость подхода ≈ 1690 м/с;
- требуемая глубина внедрения 3,5+0,5 м;
- продольная ось зонда в момент подхода к грунтовой модели совпадает с нормалью к площадке;
- угол наклона площадки равен нулю;
- горизонтальная составляющая вектора скорости отсутствует;
- в качестве аналогов лунных грунтов принимается две модели:
 - грунт с минимальной несущей способностью. В качестве данной модели принимается сыпучий грунт на основе речного песка – аналог лунного реголита (грунтовая модель 1);
 - грунт с максимальной несущей способностью. В качестве данной модели принимается кирпичная кладка или пенобетон – аналог коренных пород (грунтовая модель 2).

4.5.2 Результаты анализа внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт с минимальной несущей способностью

В соответствии с разработанной методикой выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел были проведены расчеты по вышеуказанным исходным данным. В качестве материалов ударника были рассмотрены следующие материалы: свинец, кадмий, алюминий, цинк, олово, тантал, вольфрам, медь, цирконий, никель, железо, сталь, титан, бериллий.

Результаты моделирования с использованием математического обеспечения для анализа и определения оптимальных параметров гиперскоростного пенетратора при внедрении в грунт с минимальной несущей способностью представлен в таблице 4.7. При моделировании были учтены все ограничения, описанные в разделе 2.6, при этом $\Delta V_{уд} = \pm 30$ м/с.

Результаты моделирования показали, что обеспечивающими необходимую глубину внедрения и имеющие наименьшую общую массу (масса гиперскоростного пенетратора и заправленной двигательной установки) являются пенетраторы с ударниками из железа, бериллия, титана, стали, алюминия и никеля. Диапазон суммарной массы (заправленной ДУ и пенетратора) между двадцатью наилучшими результатами составил немного более 10кг.

Исследования в области точек оптимальных значений для ударников пенетраторов из железа, бериллия, титана, стали, алюминия и никеля с использованием математического обеспечения для анализа и определения оптимальных параметров гиперскоростного пенетратора при внедрении в грунт с минимальной несущей способностью представлены в таблице 4.8 и рисунках 4.16 – 4.21.

Таблица 4.7 – Результаты расчета внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт с минимальной несущей способностью

№	Материал	V _{уд} , м/с	L _{нач} , м	I _{уд нач} , м	I _{уд кон} , м	m _{пен} , кг	m _{топ} , кг	de, м	dr, м	D _{МЦСА} , м	m _{общая}
1	Железо	1500	0,53	0,13	0,03	36,36	9,59	3,22	0,61	3,80	145,95
2	Бериллий	1500	1,10	0,70	0,07	39,82	9,83	2,21	1,48	3,62	149,65
3	Бериллий	1550	1,20	0,80	0,06	42,66	7,46	2,18	1,67	3,79	150,12
4	Бериллий	1600	1,30	0,90	0,04	45,51	5,03	2,13	1,86	3,96	150,54
5	Титан	1450	0,69	0,29	0,05	38,79	12,31	2,78	0,92	3,64	151,10
6	Бериллий	1450	1,10	0,70	0,13	39,82	12,40	2,40	1,39	3,66	152,22
7	Бериллий	1500	1,20	0,80	0,12	42,66	10,03	2,37	1,58	3,83	152,70
8	Титан	1550	0,79	0,39	0,04	45,26	7,60	2,65	1,23	3,85	152,85
9	Бериллий	1550	1,30	0,90	0,11	45,51	7,61	2,33	1,78	4,00	153,12
10	Сталь	1350	0,53	0,13	0,04	35,98	17,17	3,17	0,55	3,68	153,15
11	Титан	1400	0,69	0,29	0,09	38,79	14,89	3,04	0,84	3,79	153,69
12	Алюминий	1450	0,92	0,52	0,04	41,55	12,55	2,25	1,33	3,54	154,10
13	Титан	1250	0,59	0,19	0,10	32,33	21,86	3,16	0,49	3,54	154,19
14	Бериллий	1350	1,00	0,60	0,19	36,98	17,30	2,57	1,12	3,50	154,27
15	Бериллий	1400	1,10	0,70	0,19	39,82	15,00	2,58	1,30	3,69	154,82
16	Бериллий	1450	1,20	0,80	0,19	42,66	12,65	2,57	1,49	3,87	155,31
17	Сталь	1300	0,53	0,13	0,06	35,98	19,80	3,48	0,48	3,89	155,77
18	Алюминий	1500	1,02	0,62	0,04	45,70	10,25	2,24	1,55	3,75	155,95
19	Никель	1400	0,55	0,15	0,02	41,10	15,14	2,80	0,74	3,52	156,24
20	Титан	1350	0,69	0,29	0,12	38,79	17,53	3,29	0,76	3,94	156,32

Таблица 4.8 Результаты исследования в области точки оптимальных значений при внедрении гиперскоростного пенетратора в грунт с минимальной несущей способностью

№	Материал	V _{уд} , м/с	L _{нач} , м	I _{уд нач} , м	I _{уд кон} , м	m _{пен} , кг	m _{топ} , кг	de, м	dr, м	D _{МЦСА} , м	m _{общая}
1	Железо	1485	0,51	0,11	0,02	33,94	10,15	3,09	0,56	3,63	144,09
2	Бериллий	1494	1,05	0,65	0,05	38,40	10,03	2,16	1,42	3,53	148,43
3	Титан	1487	0,70	0,30	0,03	39,44	10,47	2,63	1,00	3,60	149,91
4	Сталь	1337	0,52	0,12	0,04	34,78	17,69	3,14	0,53	3,63	152,47
5	Алюминий	1448	0,92	0,52	0,04	41,55	12,65	2,26	1,34	3,55	154,20
6	Никель	1255	0,50	0,10	0,05	34,25	21,91	3,24	0,44	3,63	156,17

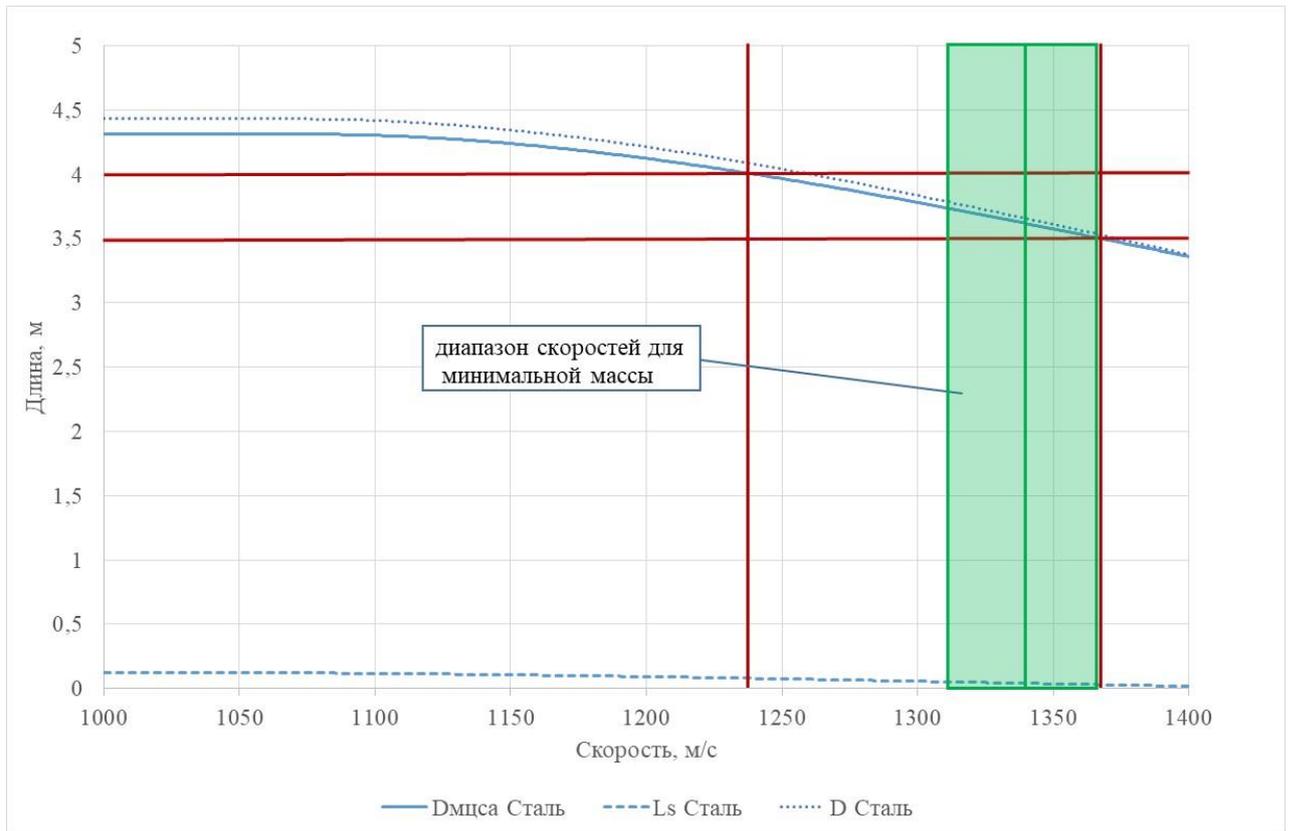


Рисунок 4.16 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из стали.

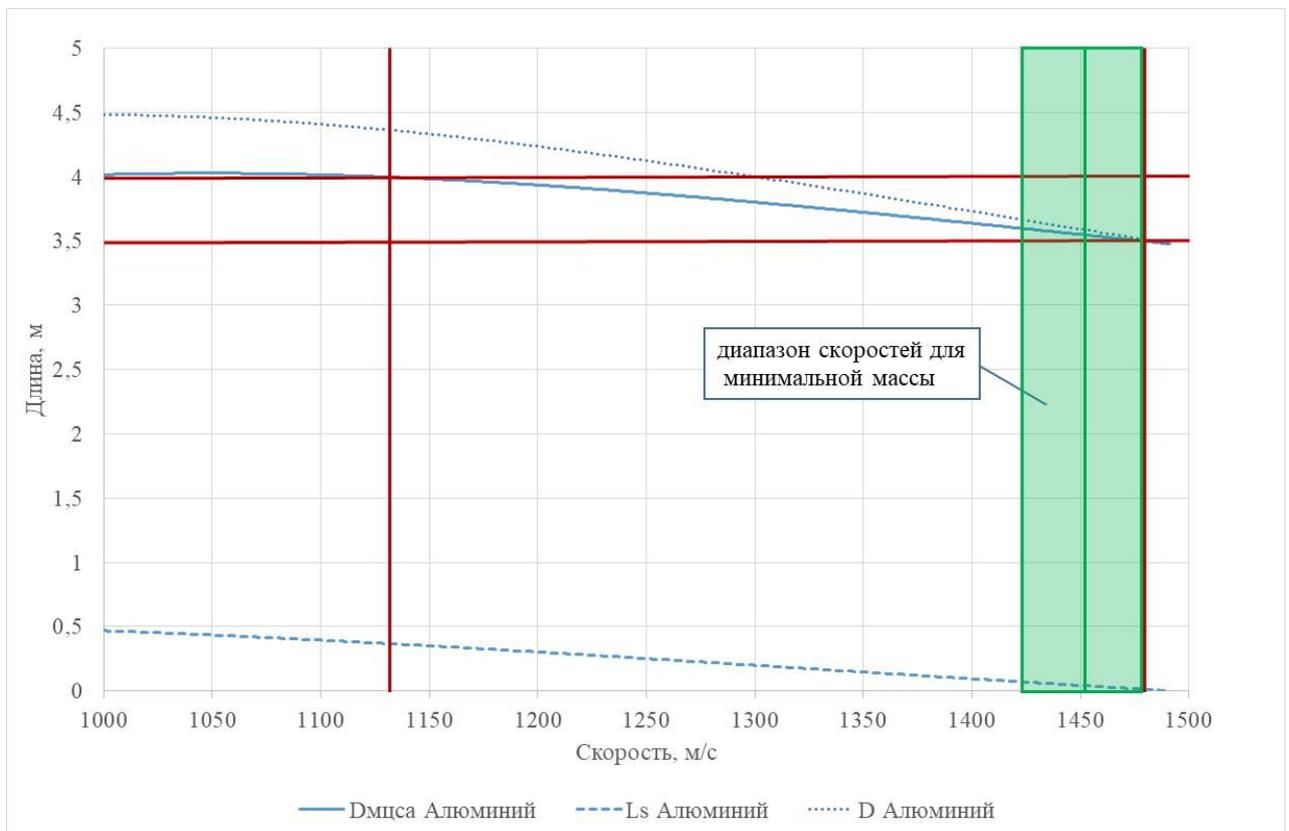


Рисунок 4.17 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из алюминия.

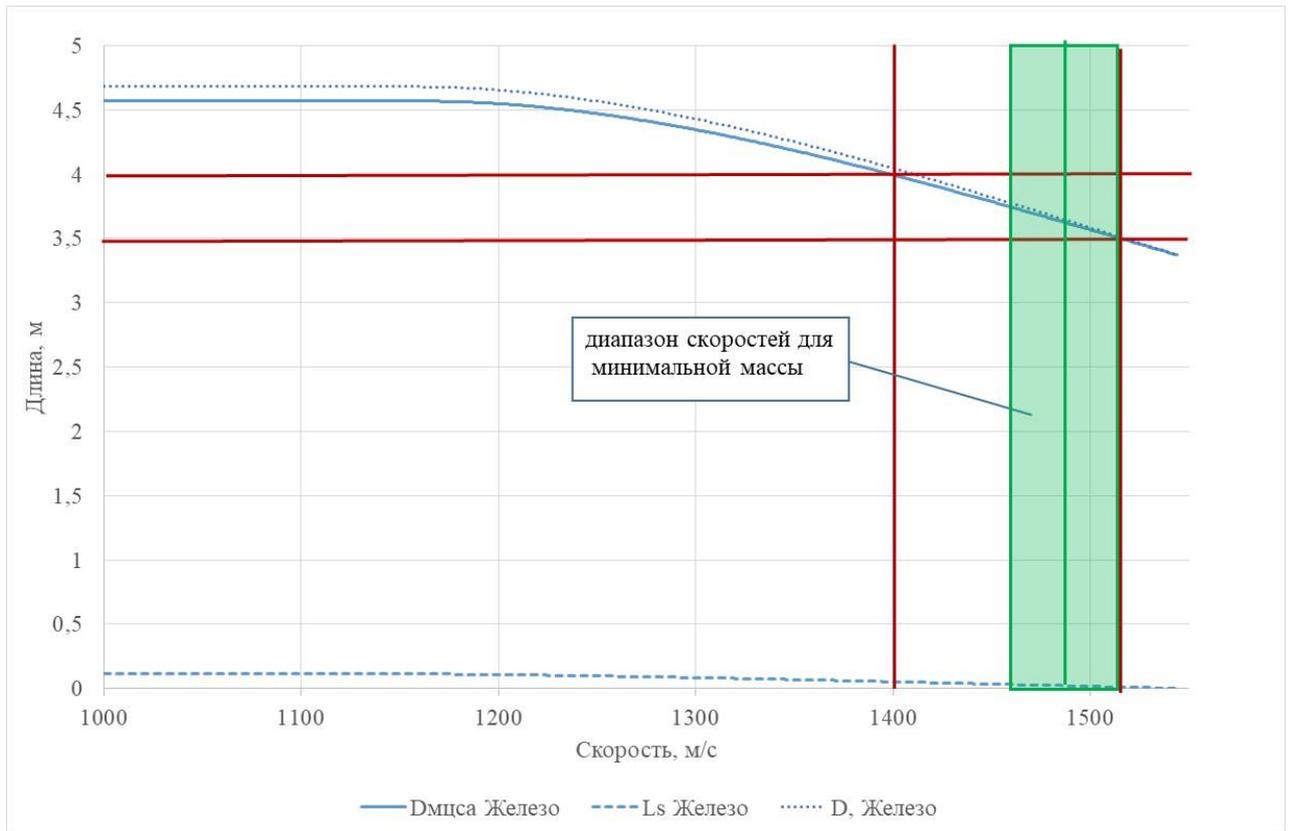


Рисунок 4.18 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из железа.

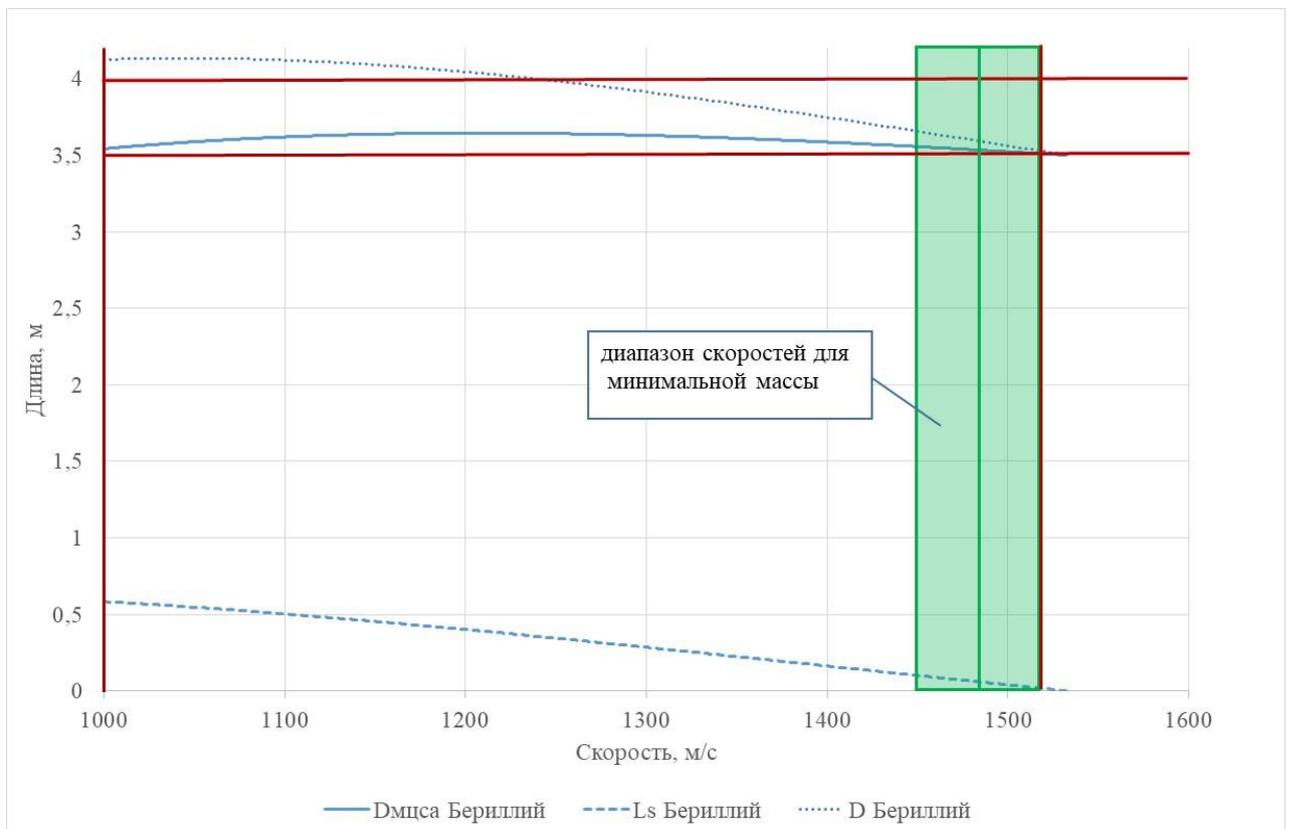


Рисунок 4.19 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из бериллия.

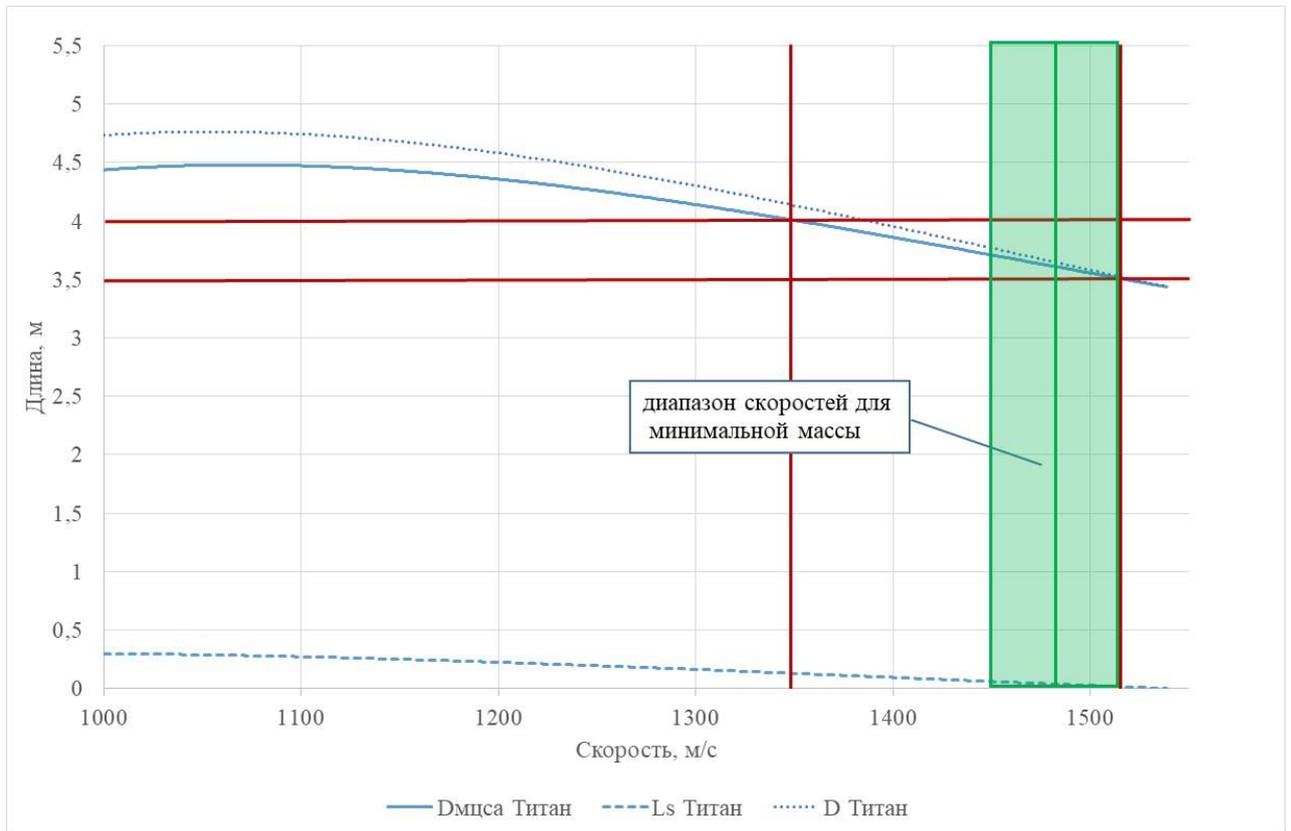


Рисунок 4.20 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из титана.

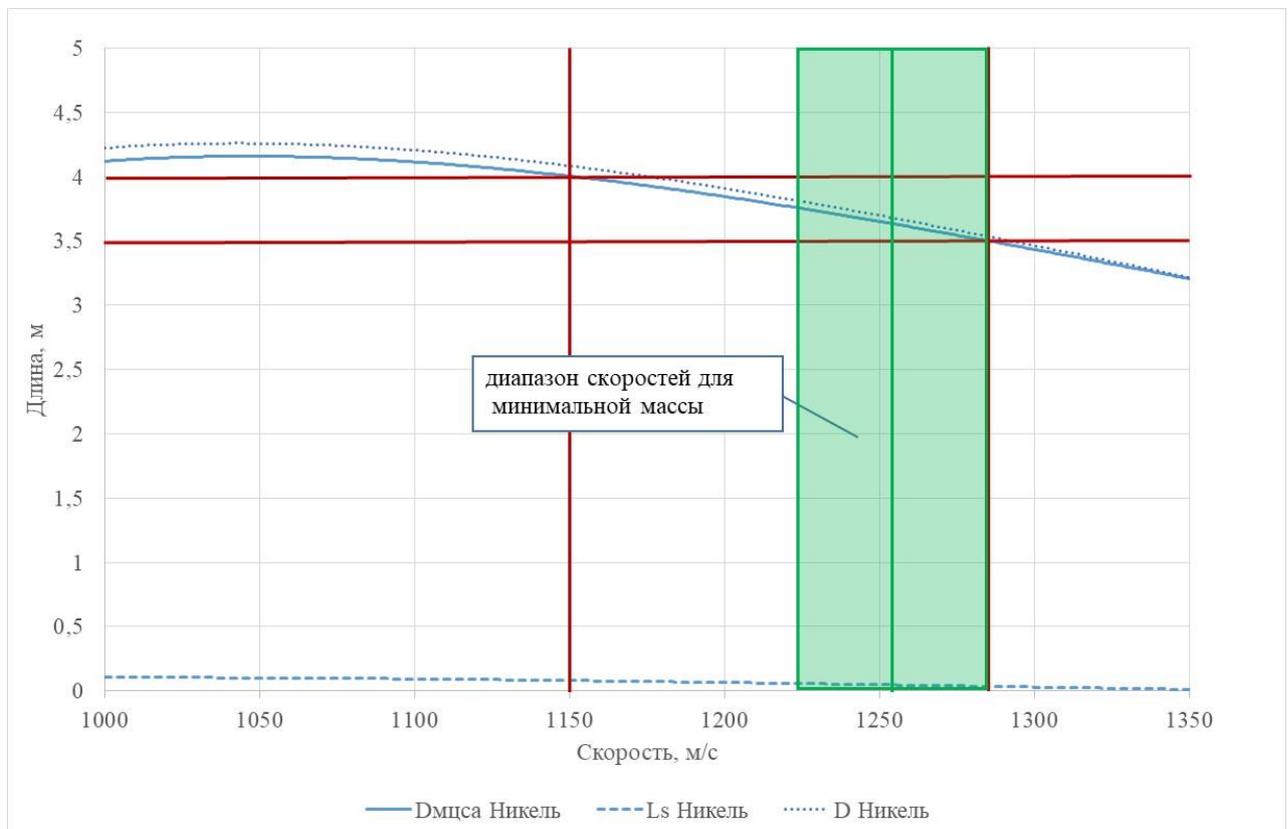


Рисунок 4.21 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из никеля.

На представленных графиках горизонтальные красные линии обозначают границы требуемого диапазона внедрения $3,5+0,5$ м, левая вертикальная красная линия обозначает минимальное значение начальной скорости внедрения в грунт гиперскоростного пенетратора, правая вертикальная красная линия обозначает максимальное значение начальной скорости внедрения при которой обеспечивается требуемое внедрение с учетом всех ограничений. Диапазон скоростей, обеспечивающий минимальную массу гиперскоростного пенетратора выделен зеленым цветом, с учетом разброса характеристик ДУ. По результатам расчетов определены варианты ударников из различных материалов обеспечивающие выполнение поставленной задачи при минимальной массе гиперскоростного пенетратора.

Результаты применения методики показали, что наиболее предпочтительным материалом для ударника гиперскоростного пенетратора при внедрении в грунт с минимальной несущей способностью является железо. Минимальная масса гиперскоростного пенетратора с ударником из железа составляет 144,09 кг, что на 94,91 кг (примерно 40%) меньше, чем масса пенетратора для мягкой посадки (239 кг).

Наименьшей массой обладает пенетратор с ударником из железа, при начальной скорости внедрения 1485 м/с его общая масса вместе с заправленной ДУ составила 144,09 кг, что на 94,91 кг меньше чем суммарная масса заправленной ДУ и пенетратора для мягкой посадки (239 кг). Анализ результатов показал, что использование гиперскоростного пенетратора для исследования Луны позволит снизить начальную суммарную массу примерно на 40% (по сравнению с пенетратором для мягкой посадки).

При этом длина пенетратора с ударником из железа является одной из самых наименьших (0,51 м), что является дополнительным фактором в пользу выбора ударника из данного материала.

4.5.3 Результаты анализа внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт с максимальной несущей способностью

В соответствии с разработанной методикой выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел были проведены расчеты по вышеуказанным исходным данным. В качестве материалов ударника были рассмотрены следующие материалы: свинец, кадмий, цинк, олово, тантал, вольфрам, медь, цирконий, никель, железо, сталь, титан, бериллий.

Результаты моделирования с использованием математического обеспечения для анализа и определения оптимальных параметров гиперскоростного пенетратора при внедрении в грунт с максимальной несущей способностью представлен в таблице 4.9. При моделировании были учтены все ограничения, описанные в разделе 2.6, при этом $\Delta V_{уд} = \pm 30$ м/с.

Таблица 4.9 – Результаты расчета внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт с минимальной несущей способностью

№	Материал	$V_{уд}$, м/с	$L_{нач}$, м	$I_{уд нач}$, м	$I_{уд кон}$, м	$m_{пен}$, кг	$m_{топ}$, кг	d_e , м	d_r , м	$D_{МЦСА}$, м	$m_{общая}$
1	Бериллий	1700	2,50	2,10	0,02	79,64	0,00	0,68	3,11	3,78	179,64
2	Бериллий	1650	2,40	2,00	0,08	76,80	3,03	0,74	2,93	3,59	179,83
3	Бериллий	1700	2,60	2,20	0,04	82,49	0,00	0,71	3,22	3,88	182,49
4	Бериллий	1650	2,50	2,10	0,11	79,64	3,08	0,77	3,04	3,69	182,72
5	Бериллий	1600	2,40	2,00	0,18	76,80	6,11	0,83	2,85	3,50	182,91
6	Бериллий	1700	2,70	2,30	0,07	85,33	0,00	0,73	3,34	3,99	185,33
7	Бериллий	1650	2,60	2,20	0,14	82,49	3,13	0,80	3,15	3,80	185,61
8	Бериллий	1600	2,50	2,10	0,21	79,64	6,21	0,86	2,95	3,60	185,85
9	Бериллий	1650	2,70	2,30	0,17	85,33	3,18	0,82	3,25	3,91	188,50
10	Бериллий	1600	2,60	2,20	0,24	82,49	6,31	0,89	3,06	3,71	188,79
11	Бериллий	1550	2,50	2,10	0,32	79,64	9,39	0,96	2,86	3,51	189,03
12	Бериллий	1600	2,70	2,30	0,28	85,33	6,41	0,92	3,16	3,81	191,73
13	Бериллий	1550	2,60	2,20	0,35	82,49	9,54	1,00	2,96	3,61	192,03
14	Алюминий	1600	2,02	1,62	0,02	87,25	6,47	0,70	2,90	3,58	193,72
15	Бериллий	1600	2,80	2,40	0,31	88,17	6,50	0,95	3,27	3,92	194,68
16	Бериллий	1550	2,70	2,30	0,39	85,33	9,69	1,03	3,07	3,71	195,02
17	Алюминий	1550	2,02	1,62	0,09	87,25	9,79	0,81	2,82	3,53	197,04
18	Бериллий	1550	2,80	2,40	0,43	88,17	9,84	1,06	3,17	3,81	198,01
19	Алюминий	1600	2,12	1,72	0,04	91,40	6,62	0,73	3,03	3,73	198,02
20	Бериллий	1500	2,70	2,30	0,51	85,33	13,03	1,14	2,96	3,59	198,36

Исследования в области точек оптимальных значений для ударников пенетраторов из железа, бериллия, титана, стали, алюминия и никеля с использованием математического обеспечения для анализа и определения оптимальных параметров гиперскоростного пенетратора при внедрении в грунт с минимальной несущей способностью представлены в таблице 4.10 и рисунках 4.22 – 4.23.

Таблица 4.10 Результаты исследования в области точки оптимальных значений при внедрении гиперскоростного пенетратора в грунт с максимальной несущей способностью

№	Материал	$V_{уд}$, м/с	$L_{нач}$, м	$L_{уд нач}$, м	$L_{уд кон}$, м	$m_{пен}$, кг	$m_{топ}$, кг	d_e , м	d_r , м	$D_{МПСА}$, м	$m_{общая}$
1	Бериллий	1655	2,37	1,97	0,06	75,94	2,71	0,72	2,90	3,56	178,65
2	Алюминий	1573	2,01	1,61	0,05	86,83	8,24	0,75	2,84	3,54	195,07

Результаты моделирования показали, что обеспечивающими необходимую глубину внедрения и имеющие наименьшую общую массу (масса гиперскоростного пенетратора и заправленной двигательной установки) являются пенетраторы с ударниками из бериллия и алюминия. Диапазон суммарной массы (заправленной ДУ и пенетратора) между двадцатью наилучшими результатами составил менее 20кг.

На представленных графиках горизонтальные красные линии обозначают границы требуемого диапазона внедрения $3,5+0,5$ м, левая вертикальная красная линия обозначает минимальное значение начальной скорости внедрения в грунт гиперскоростного пенетратора, правая вертикальная красная линия обозначает максимальное значение начальной скорости внедрения при которой обеспечивается требуемое внедрение с учетом всех ограничений. Диапазон скоростей, обеспечивающий минимальную массу гиперскоростного пенетратора выделен зеленым цветом, с учетом разброса характеристик ДУ. По результатам расчетов определены варианты ударников из двух материалов обеспечивающие выполнение поставленной задачи при минимальной массе гиперскоростного пенетратора.

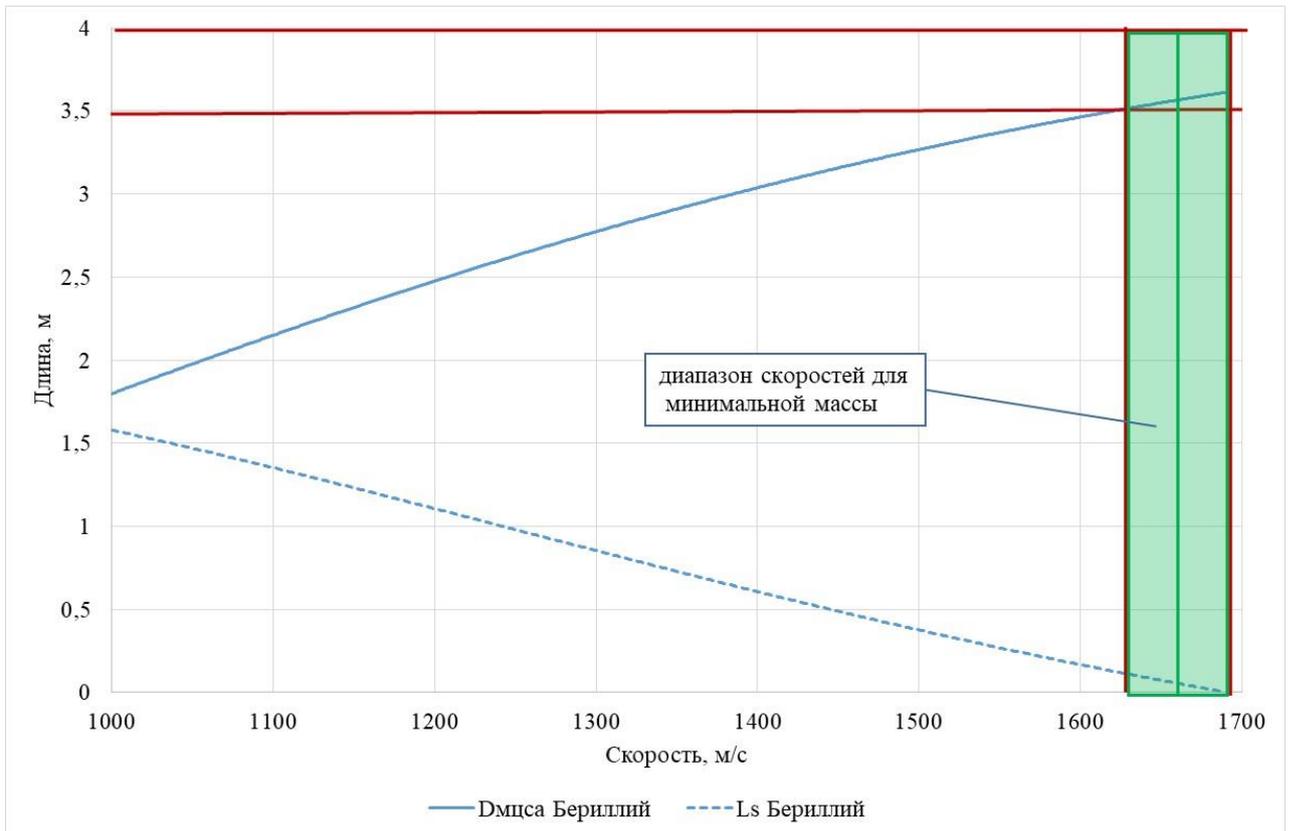


Рисунок 4.22 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из бериллия.

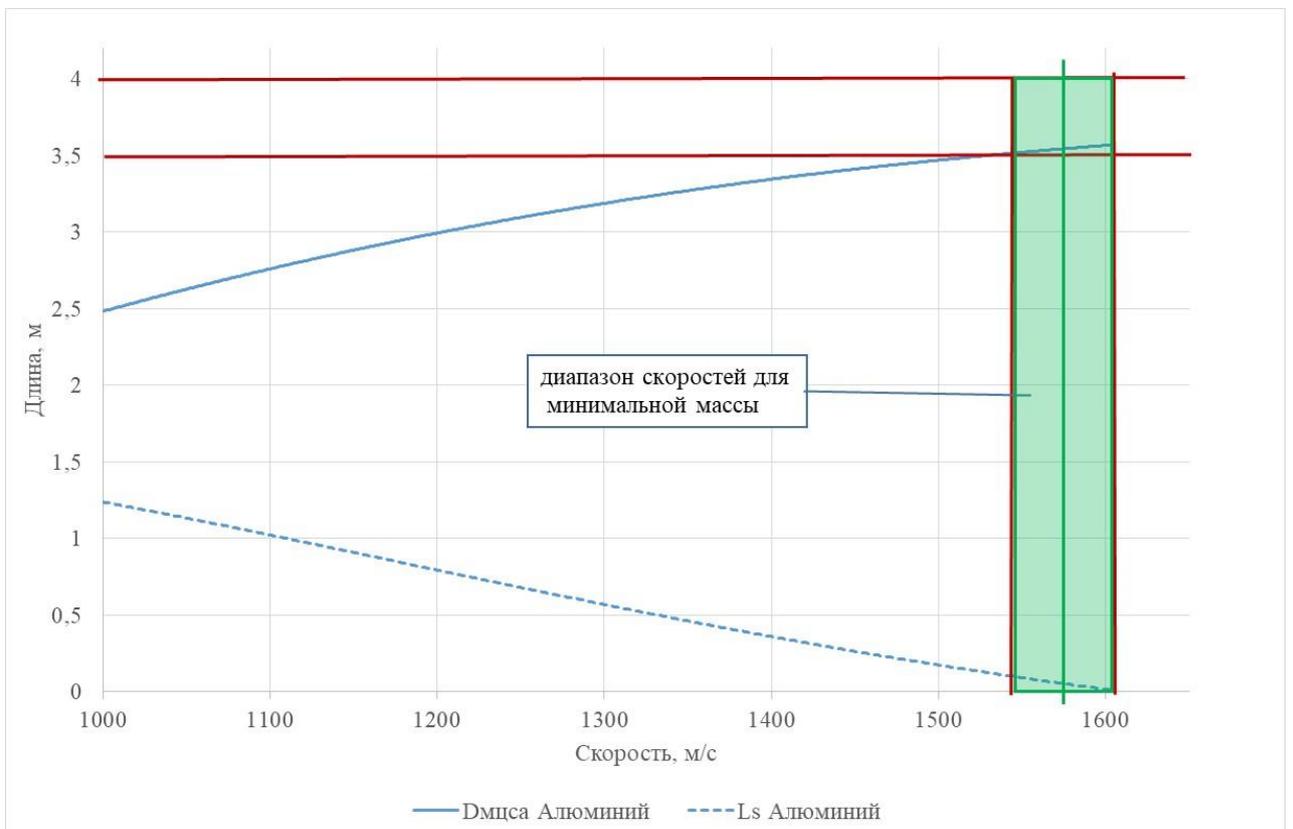


Рисунок 4.23 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из алюминия.

Результаты применения методики показали, что наиболее предпочтительным материалом для ударника гиперскоростного пенетратора при внедрении в грунт с максимальной несущей способностью является бериллий. Минимальная масса гиперскоростного пенетратора с ударником из бериллия составляет 178,65 кг, что на 73,35 кг (примерно 30%) меньше, чем масса пенетратора для мягкой посадки (239 кг).

Наименьшей массой обладает пенетратор с ударником из бериллия, при начальной скорости внедрения 1655 м/с его общая масса вместе с заправленной ДУ составила 178,65 кг, что примерно на 60 кг меньше чем суммарная масса заправленной ДУ и пенетратора для мягкой посадки (239 кг). Анализ результатов показал, что использование гиперскоростного пенетратора для исследования Луны позволит снизить начальную суммарную массу на 25% (по сравнению с пенетратором для мягкой посадки), а также обеспечить требуемое внедрение на заданную глубину в грунт с максимальной несущей способностью в отличие от пенетратора для мягкой посадки (внедрение не превысило 0,483 м).

4.5.4 Результаты анализа внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт с неопределенной несущей способностью

Учитывая, что по несущей способности грунта Луны имеются значения на глубину до одного метра, а характеристики грунта напрямую влияют на поведение ударника при проведении расчета внедрения гиперскоростного пенетратора, как деформируемого тела для принятия конструкторских решений целесообразно оценить поведение ударников, представленных в таблице 4.12 при попадании в грунт с максимальной несущей способностью и наоборот, проникание ударников представленных в таблице 4.14 в грунт с минимальной несущей способностью.

На рисунках 4.24 – 4.29 представлены результаты расчета внедрения в грунт с максимальной несущей способностью ударников из железа, бериллия, титана, стали, алюминия и никеля, показавших наименьшую массу пенетраторов при внедрении в грунт с минимальной несущей способностью.

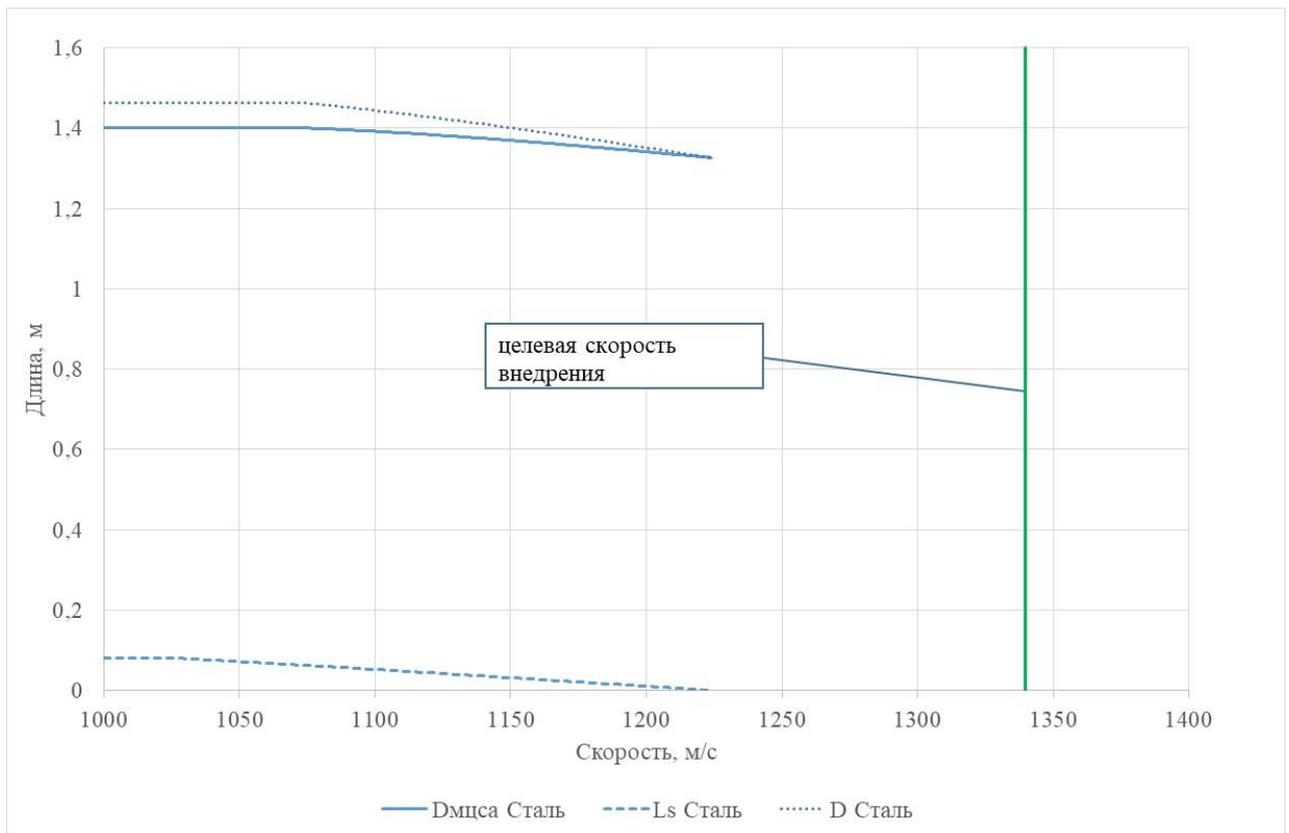


Рисунок 4.24 – График внедрения пенетратора с ударником из стали в грунт с максимальной несущей способностью.

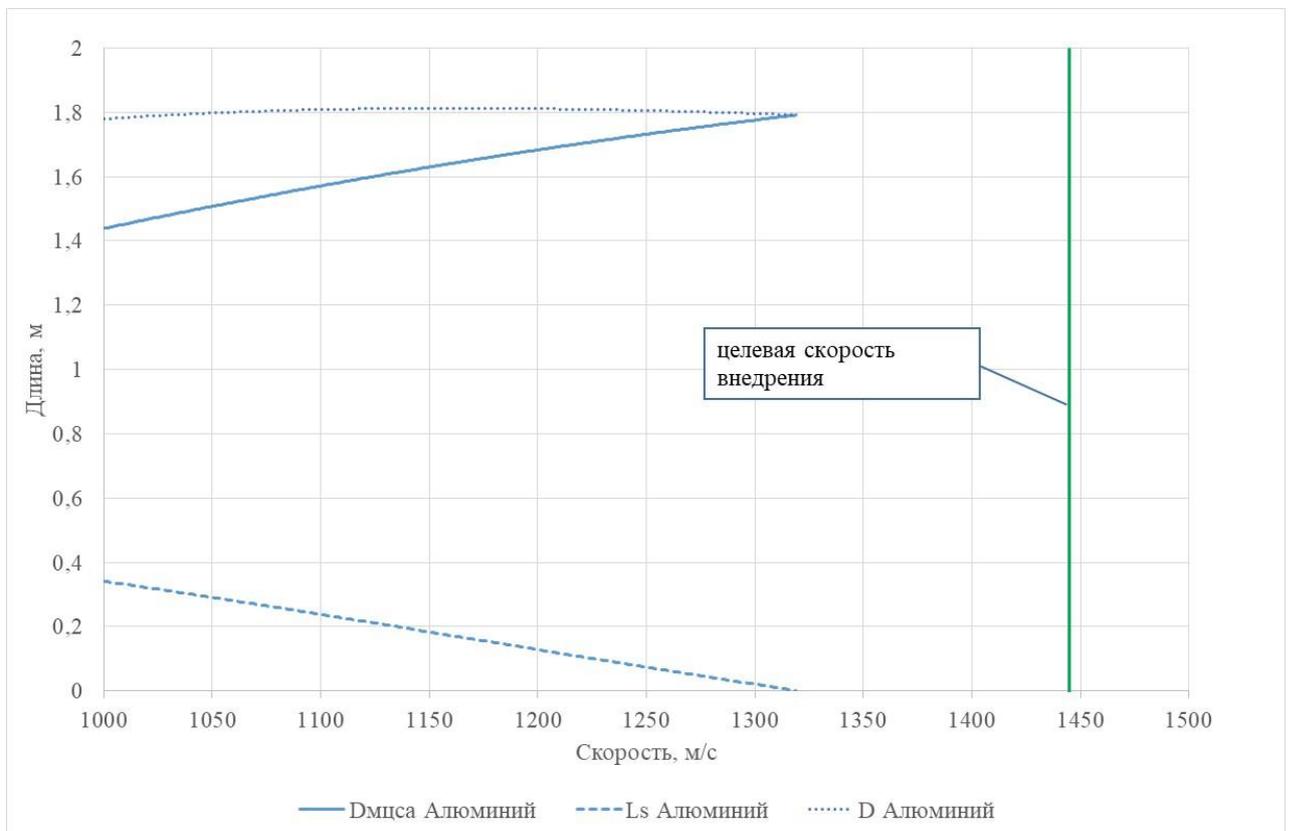


Рисунок 4.25 – График внедрения пенетратора из алюминия в грунт с максимальной несущей способностью.

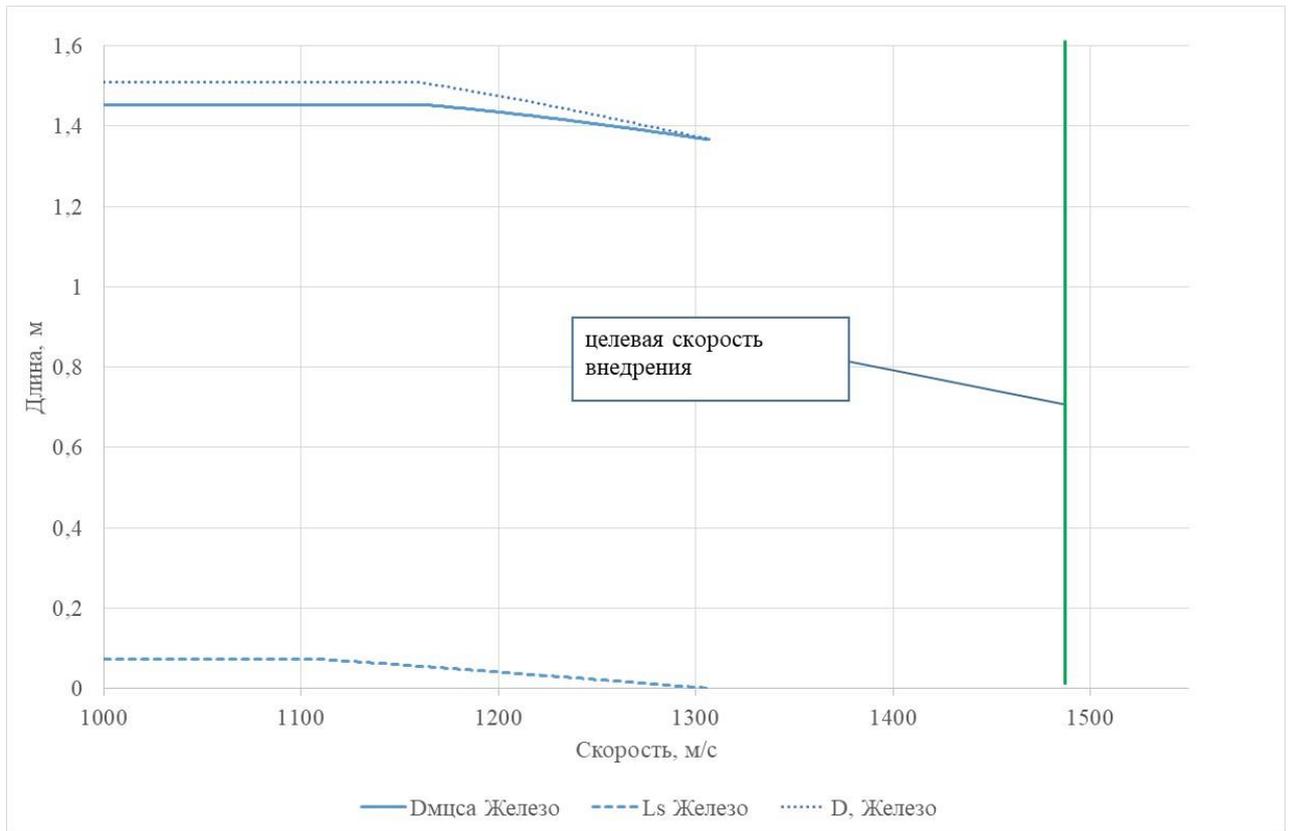


Рисунок 4.26 – График внедрения пенетратора с ударником из железа в грунт с максимальной несущей способностью.

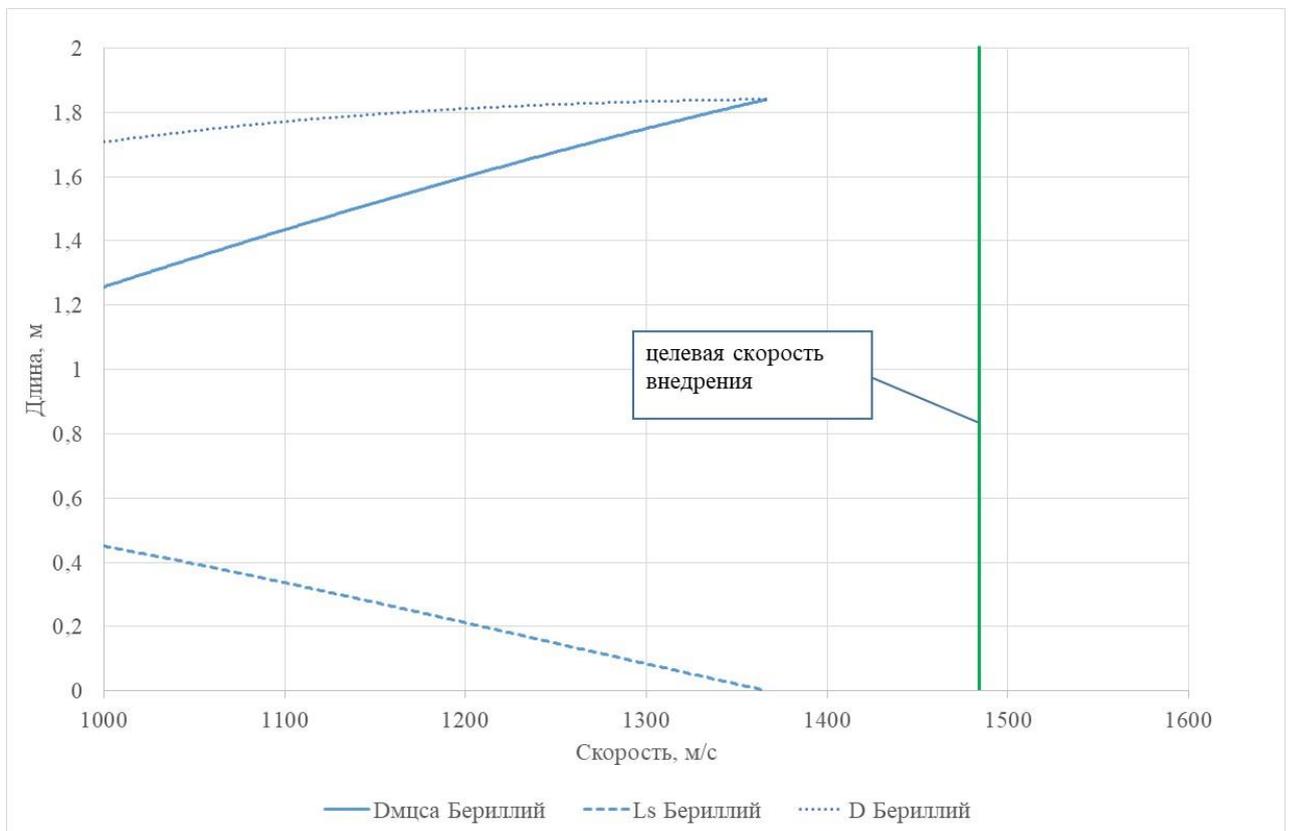


Рисунок 4.27 – График внедрения пенетратора с ударником из бериллия в грунт с максимальной несущей способностью.

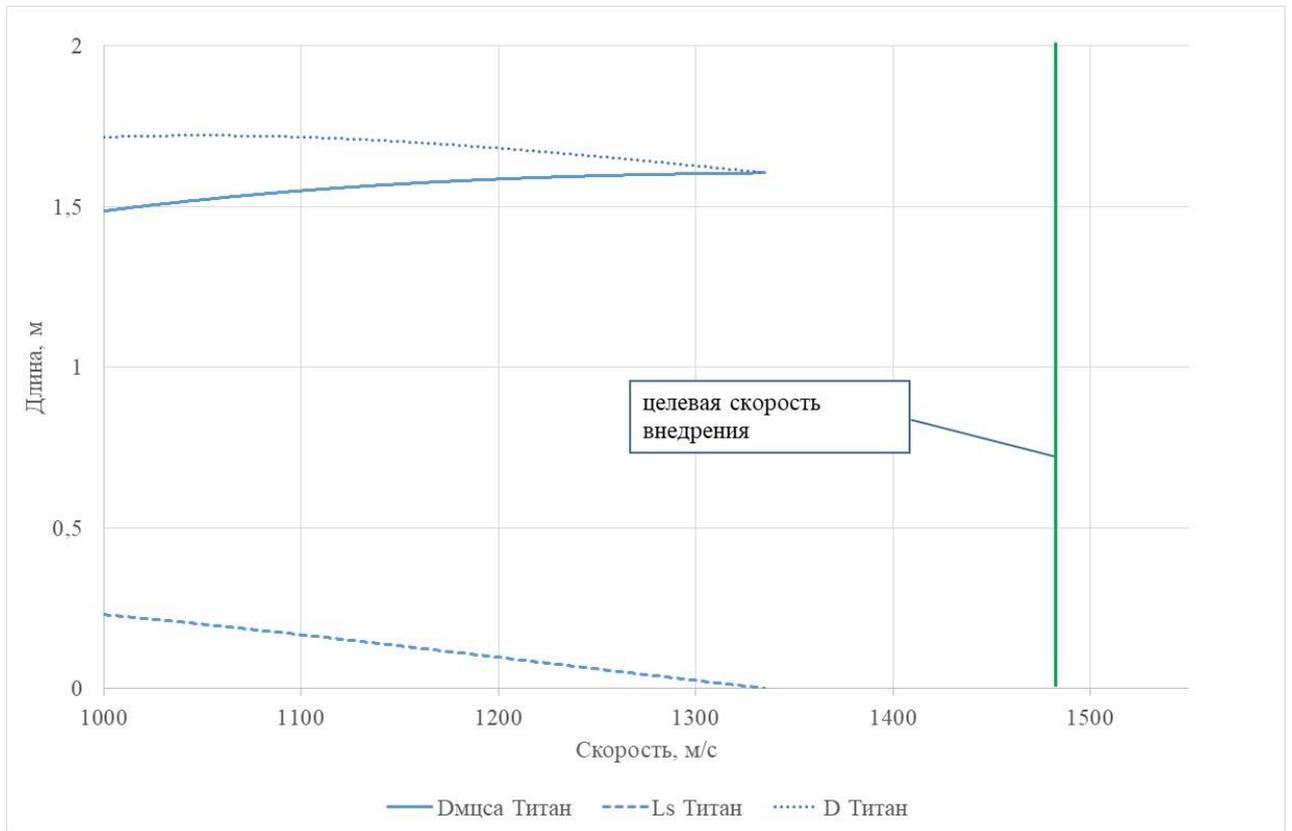


Рисунок 4.28 – График внедрения пенетратора с ударником из титана в грунт с максимальной несущей способностью.

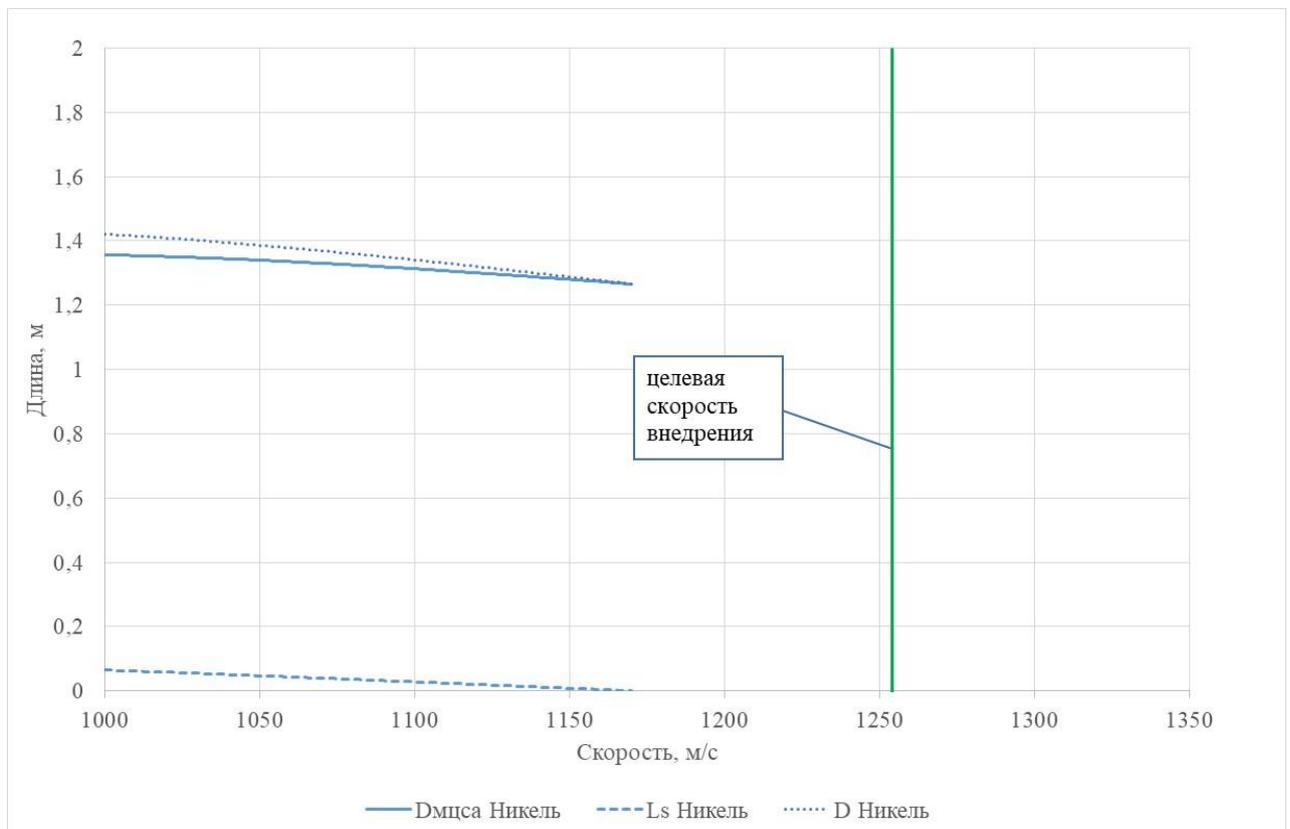


Рисунок 4.29 – График внедрения пенетратора с ударником из никеля в грунт с максимальной несущей способностью.

Как видно из графиков ударники всех вышеуказанных пенетраторов полностью стерлись до окончания движения, что является неприемлемым.

Результаты расчета внедрения в грунт с минимальной несущей способностью ударников из бериллия и алюминия, показавших наименьшую массу пенетраторов при внедрении в грунт с максимальной несущей способностью представлены в таблице 4.11 и рисунках 4.30 – 4.31.

Таблица 4.11 Результаты исследования в области точки оптимальных значений при внедрении гиперскоростного пенетратора в грунт с максимальной несущей способностью

№	Материал	$V_{уд}$, м/с	$L_{нач}$, м	$l_{уд нач}$, м	$l_{уд кон}$, м	$m_{пен}$, кг	$m_{топ}$, кг	d_e , м	d_r , м	$D_{МЦСА}$, м	$m_{общая}$
1	Бериллий	1655	2,37	1,97	0,41	75,94	2,71	3,21	3,25	6,06	178,65
2	Алюминий	1573	2,01	1,61	0,33	86,83	8,24	3,49	3,05	6,22	195,07

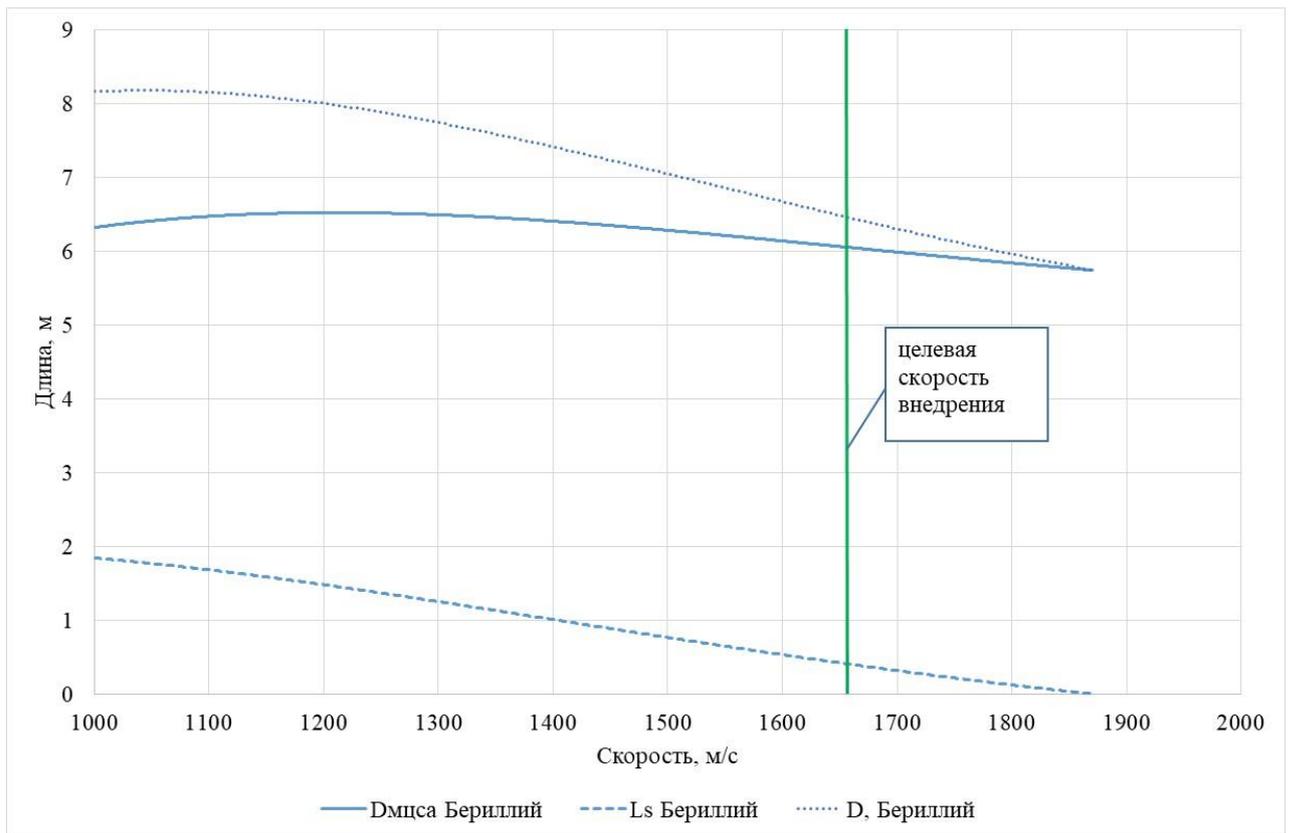


Рисунок 4.30 – График внедрения пенетратора с ударником из бериллия в грунт с минимальной несущей способностью.

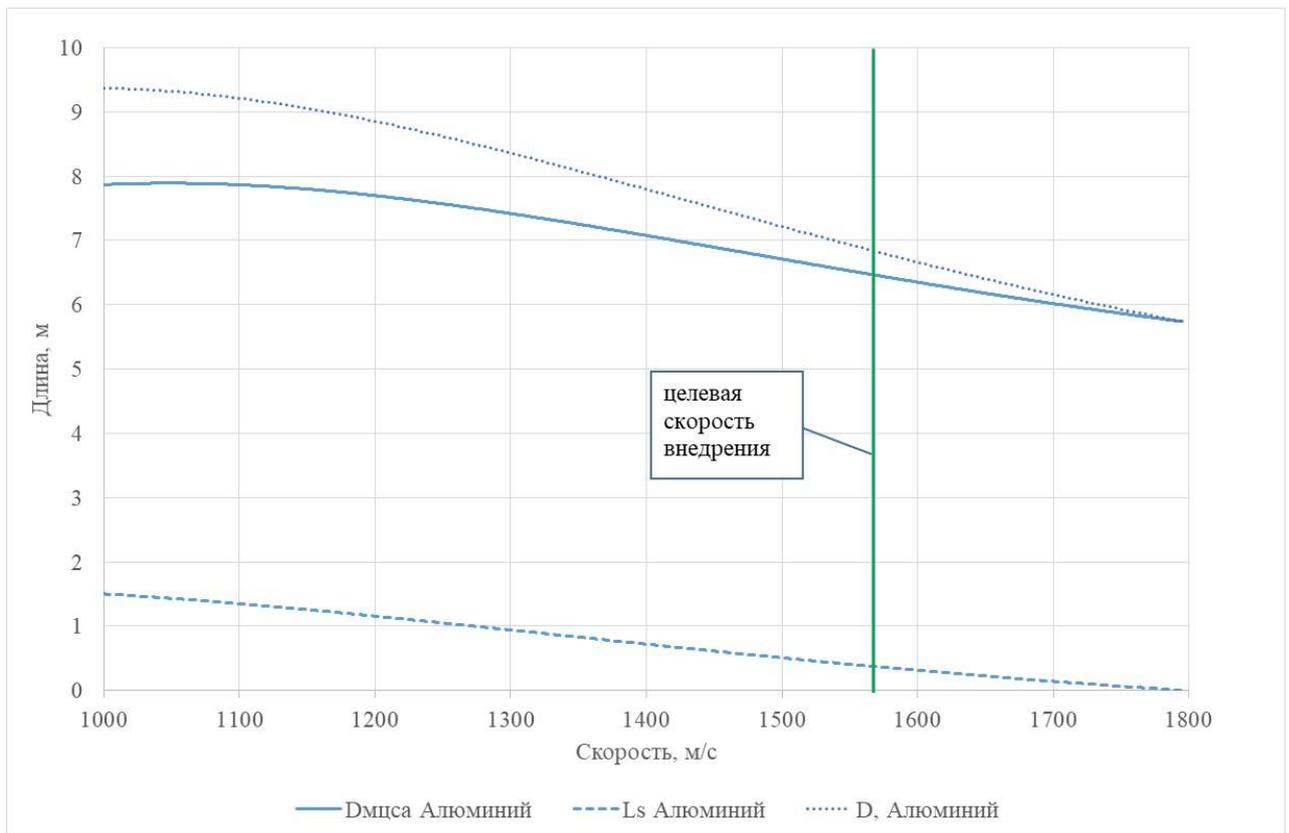


Рисунок 4.31 – График внедрения пенетратора с ударником из алюминия в грунт с минимальной несущей способностью.

Как видно из результатов моделирования в случаях неоднозначности несущей способности грунта применение ударников показавших наименьшую массу в грунтах с известными характеристиками в не расчетном случае может привести либо к полному уничтожению пенетратора, либо к нерасчетному заглублению, что может усложнить передачу данных на спутник ретранслятор.

И если при возможном внедрении в более мягкие грунты конструктору потребуется решить техническую задачу передачи данных по аналогии с решениями, описанными в [18], то при внедрении в более твердый грунт скорее всего потребуется решение задачи внедрения гиперскоростного пенетратора на заданную глубину в грунт с минимальной несущей способностью, при условии не разрушения этого же пенетратора при внедрении в грунт с максимальной несущей способностью. Результаты такого моделирования с использованием математического обеспечения для анализа и определения оптимальных параметров гиперскоростного пенетратора при внедрении в грунт с минимальной и

максимальной несущими способностями представлены в таблице 4.12 и рисунках 4.32 – 4.43.

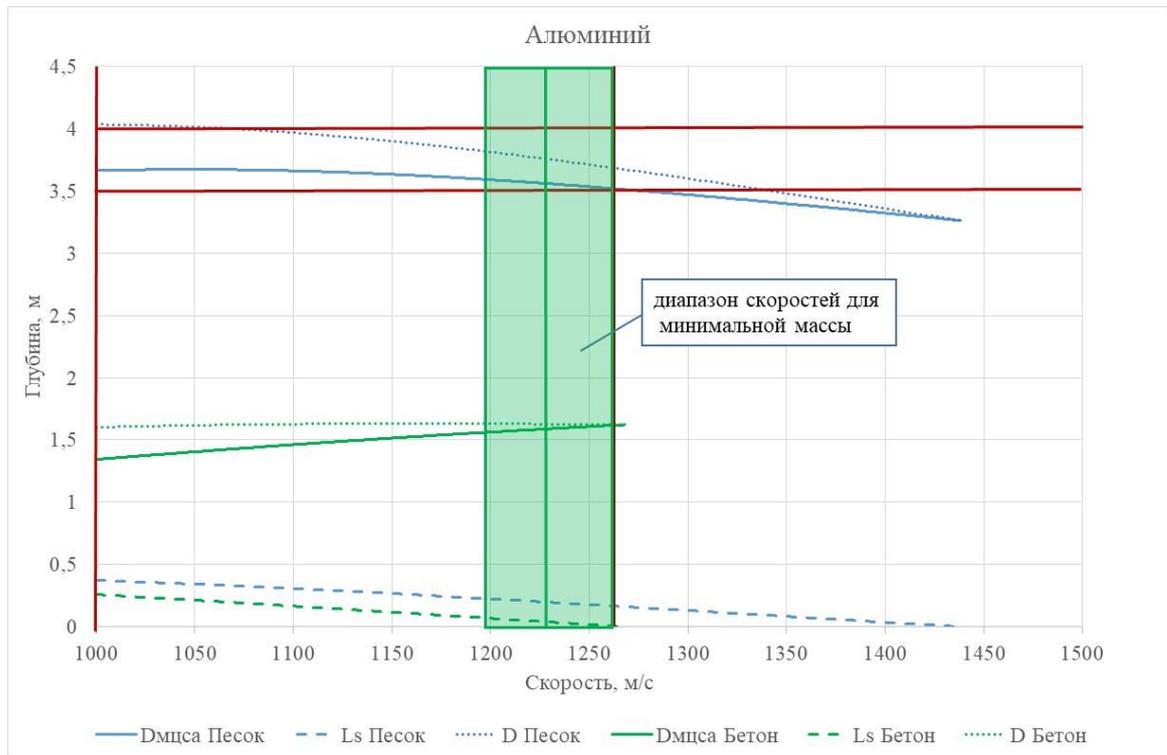


Рисунок 4.32 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из алюминия.

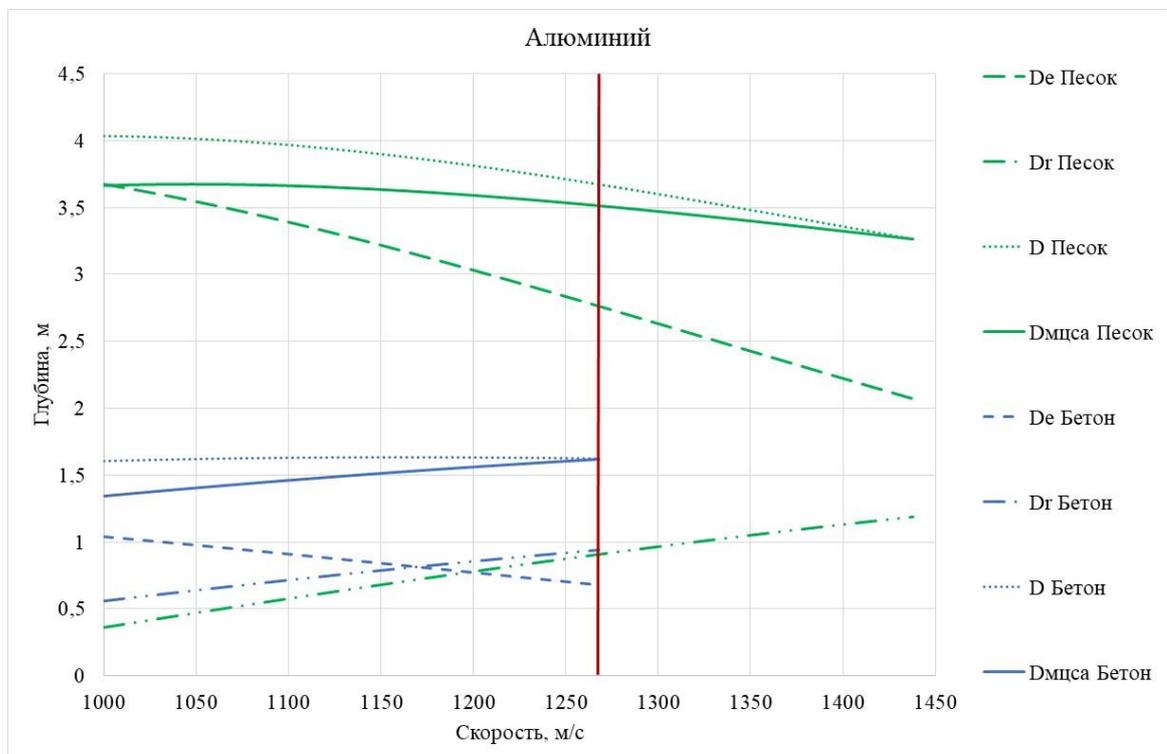


Рисунок 4.33 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из алюминия.

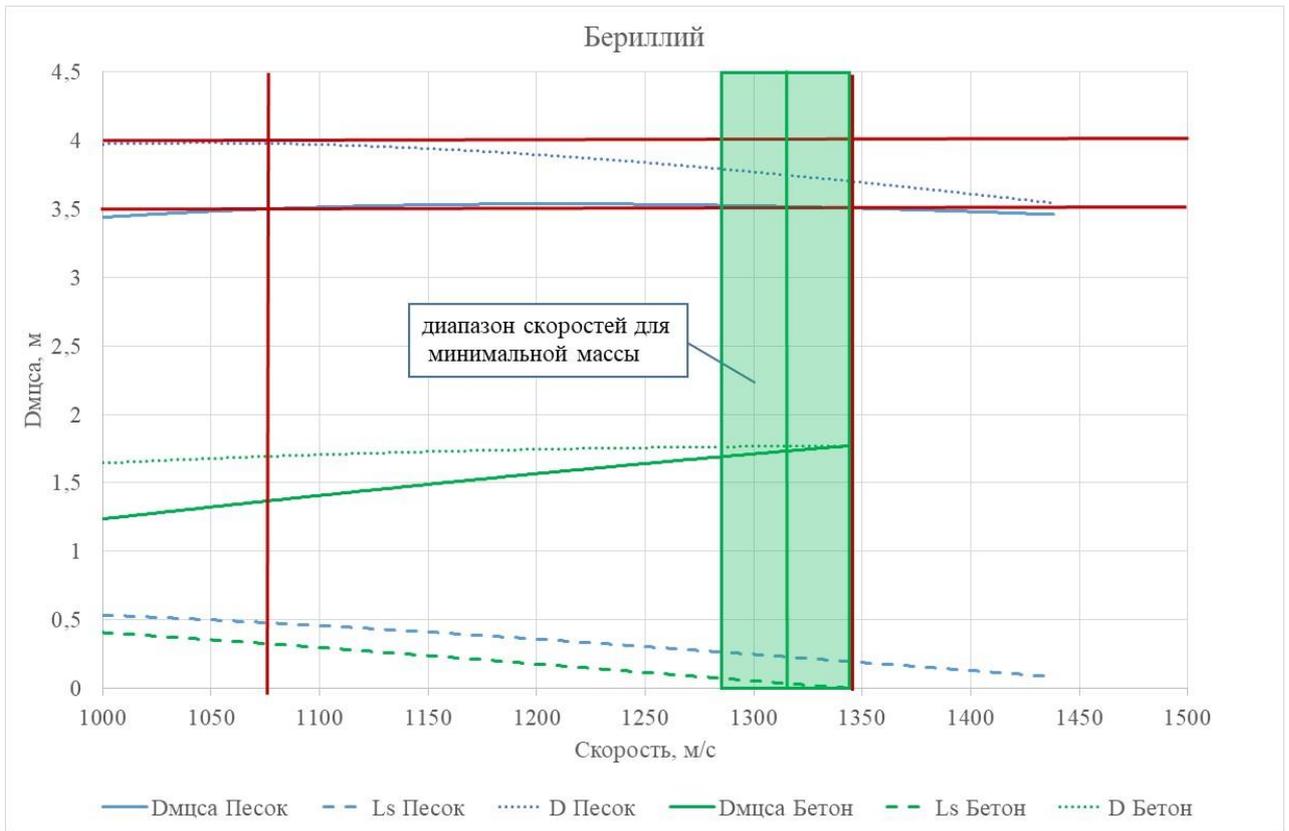


Рисунок 4.34 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из бериллия.

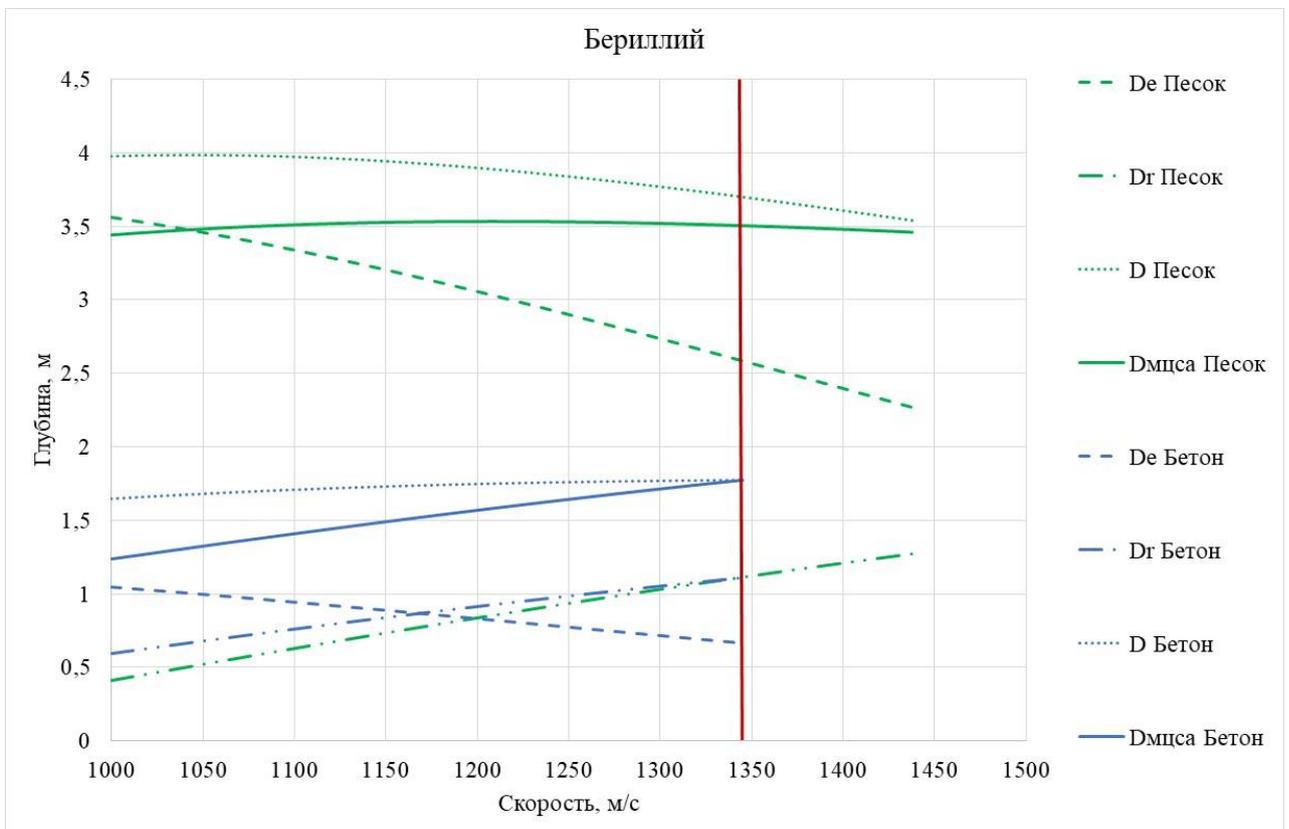


Рисунок 4.35 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из бериллия.

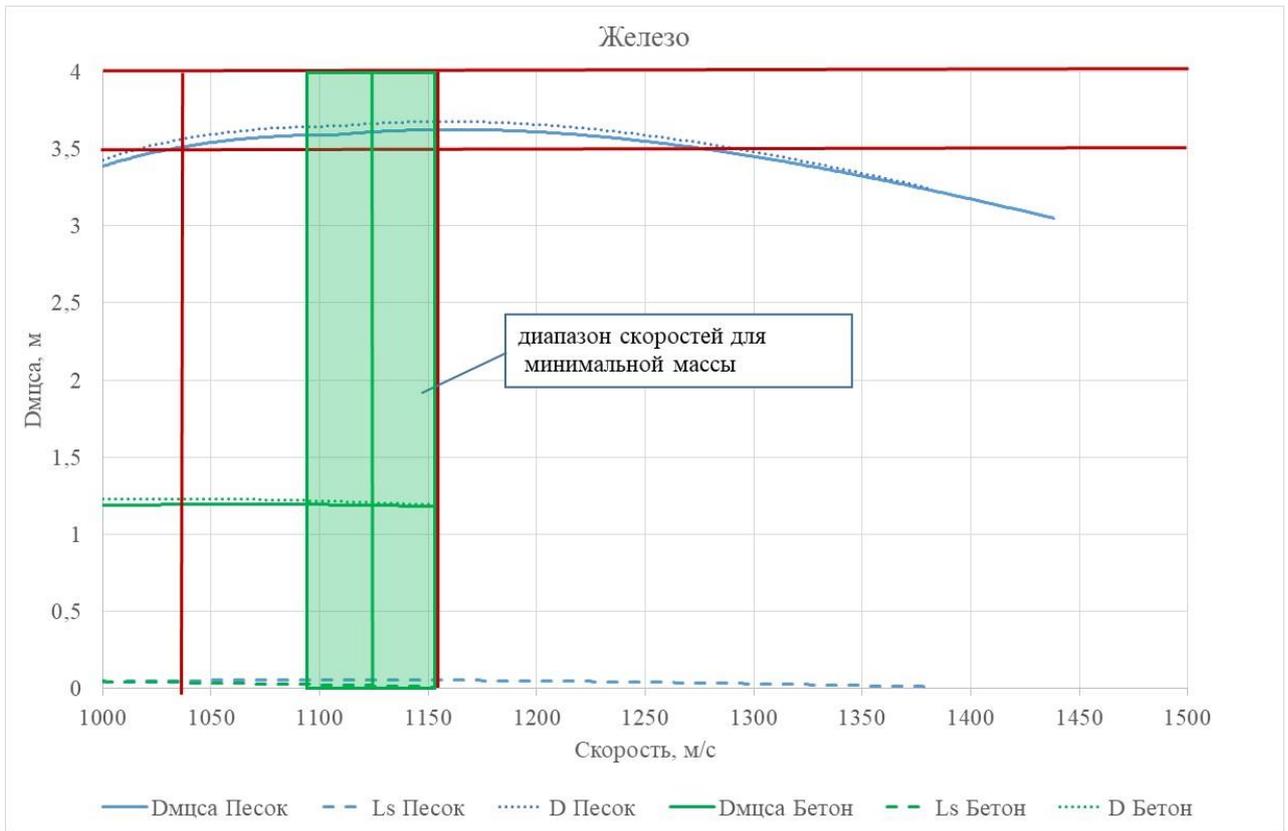


Рисунок 4.36 – График оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из железа.

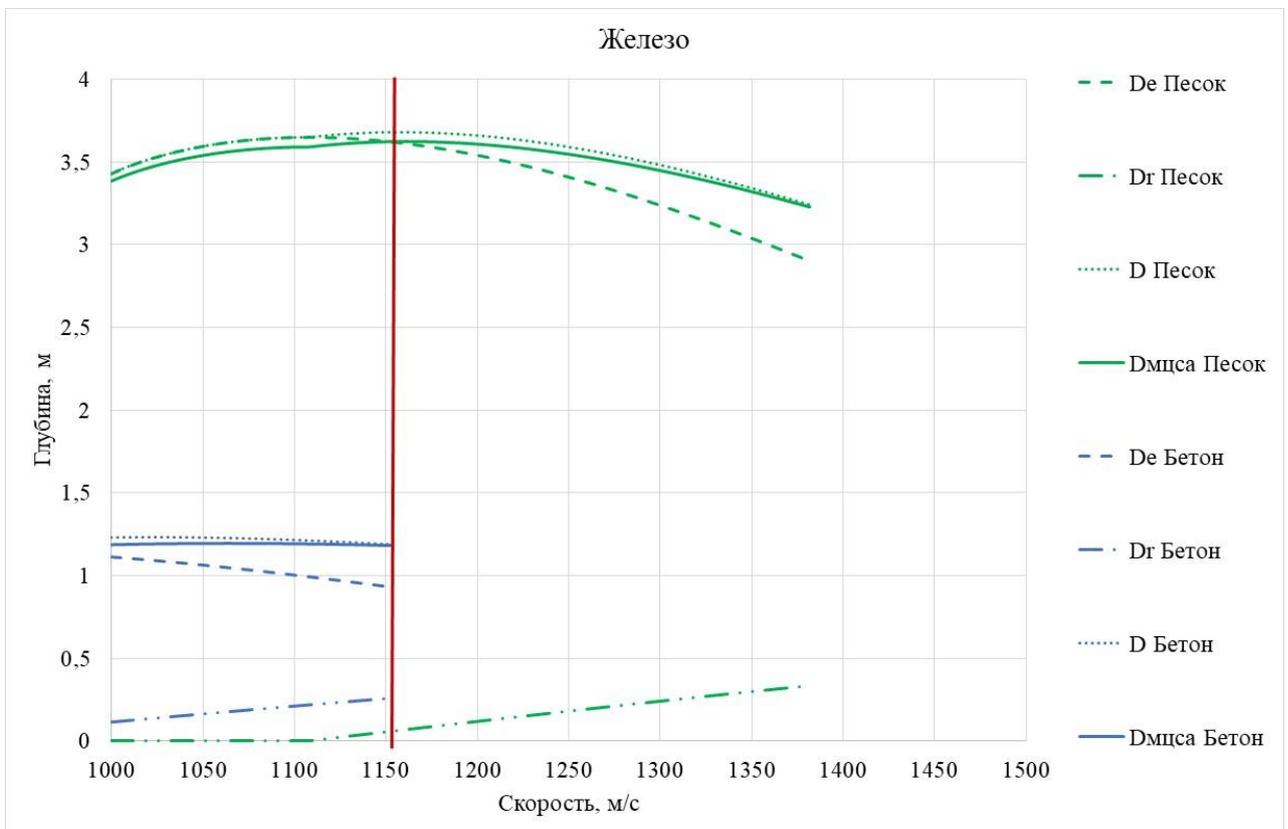


Рисунок 4.37 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из железа.

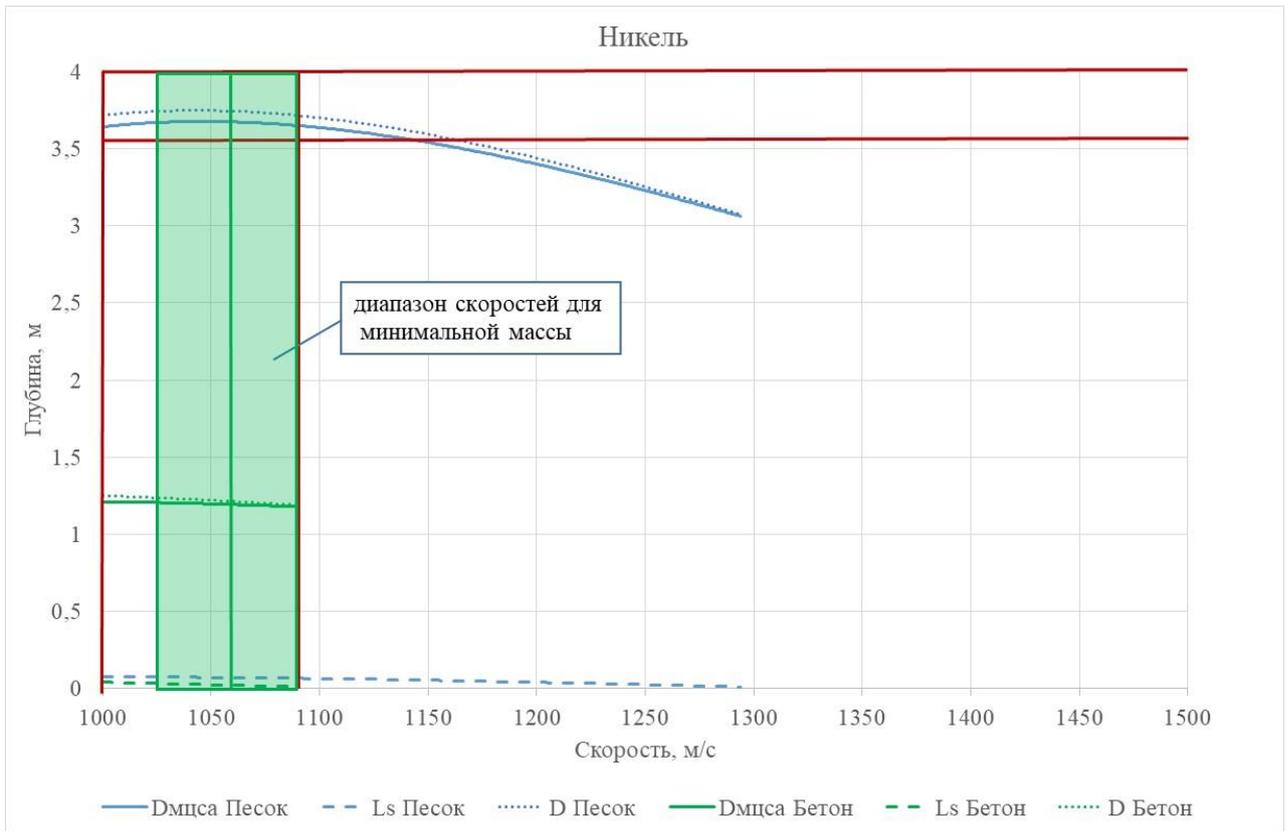


Рисунок 4.38 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из никеля.

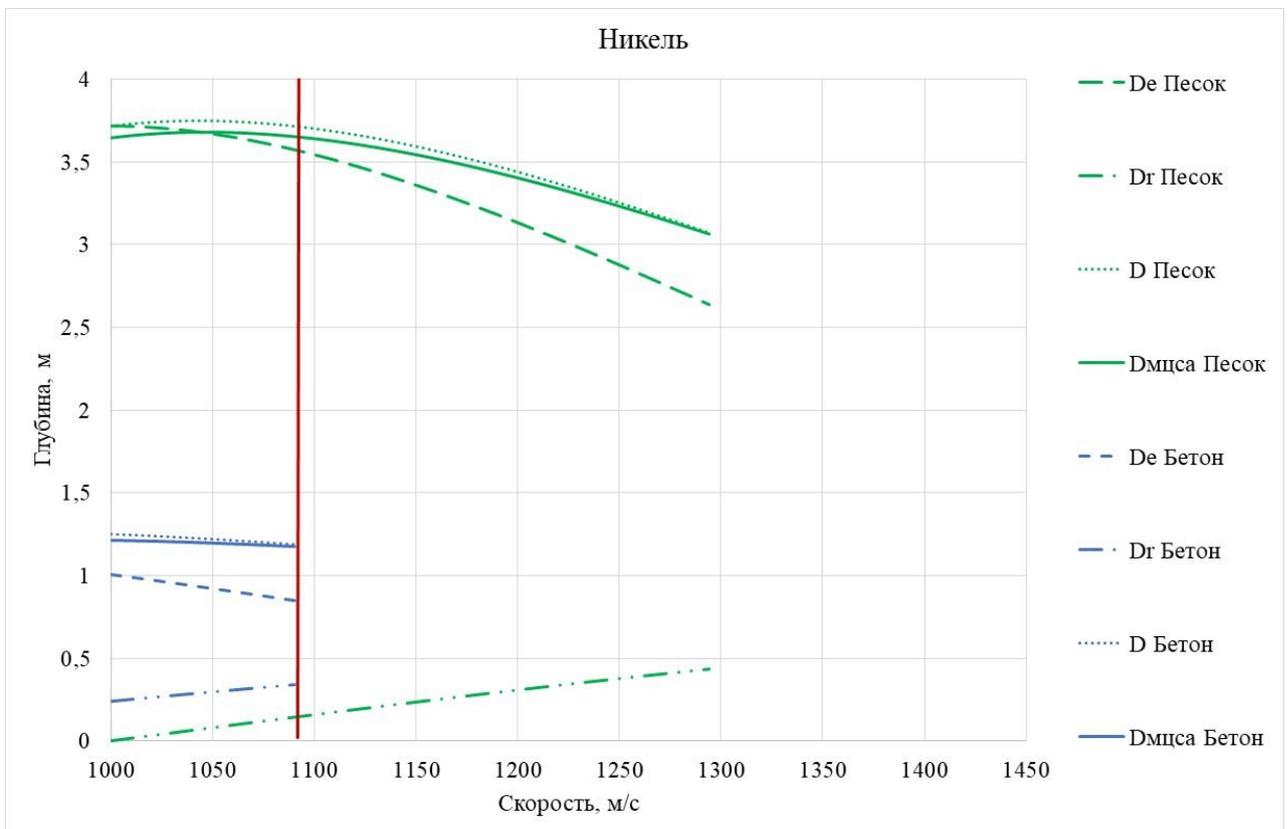


Рисунок 4.39 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из никеля.

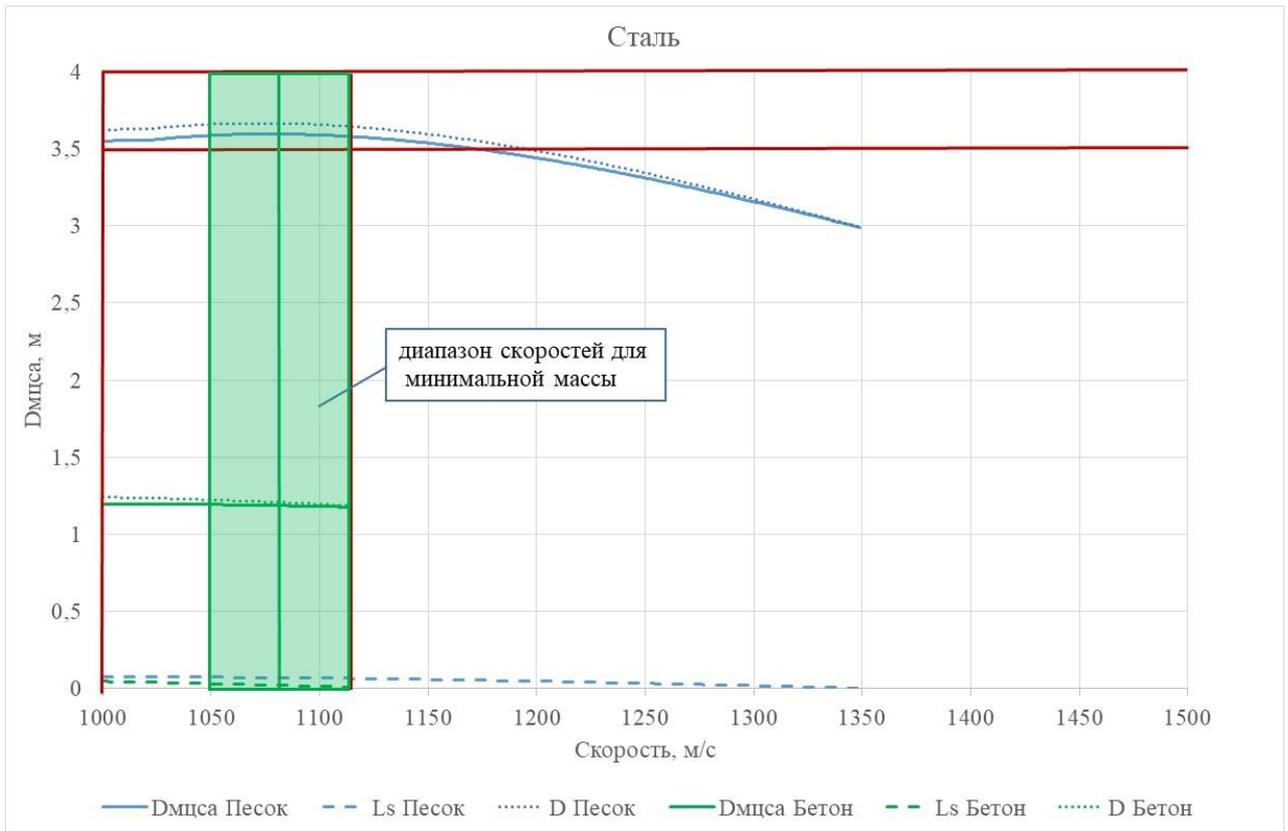


Рисунок 4.40 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из стали.

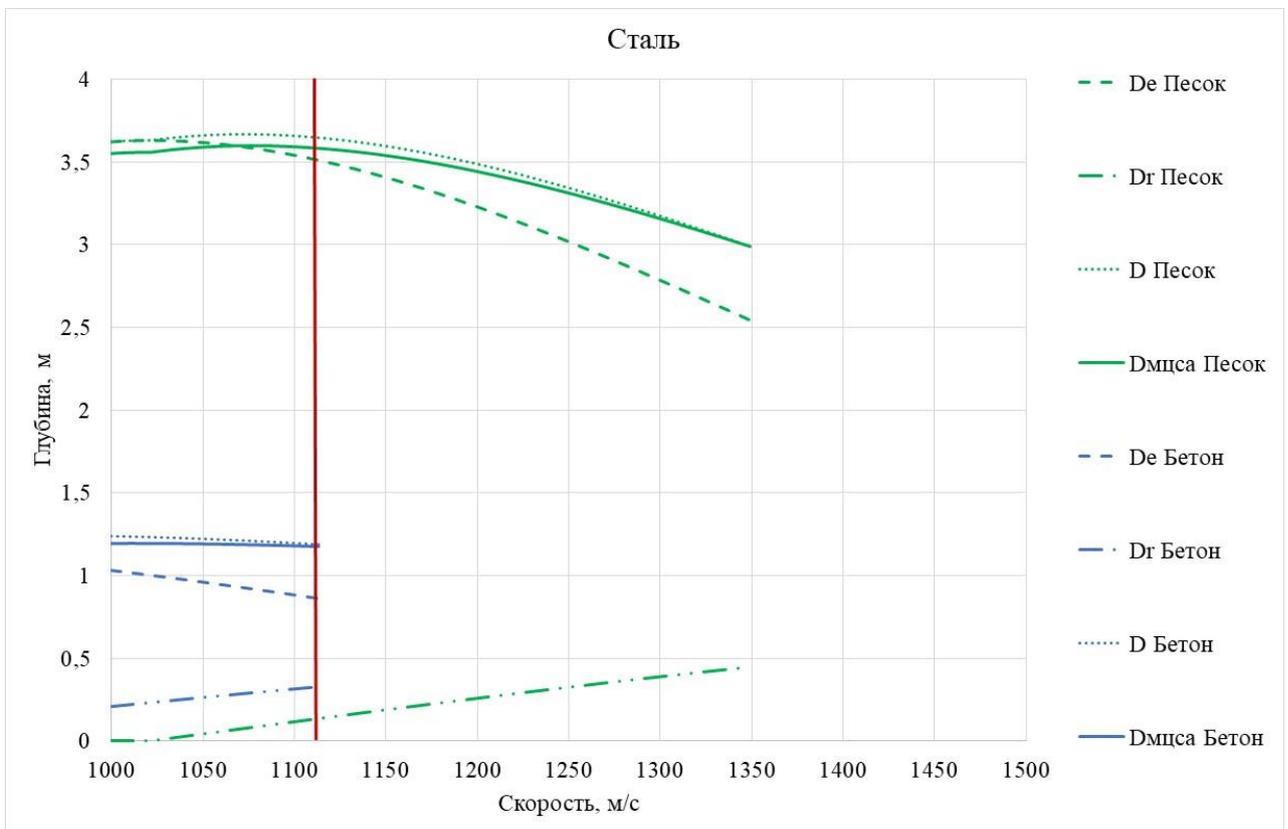


Рисунок 4.41 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из стали.

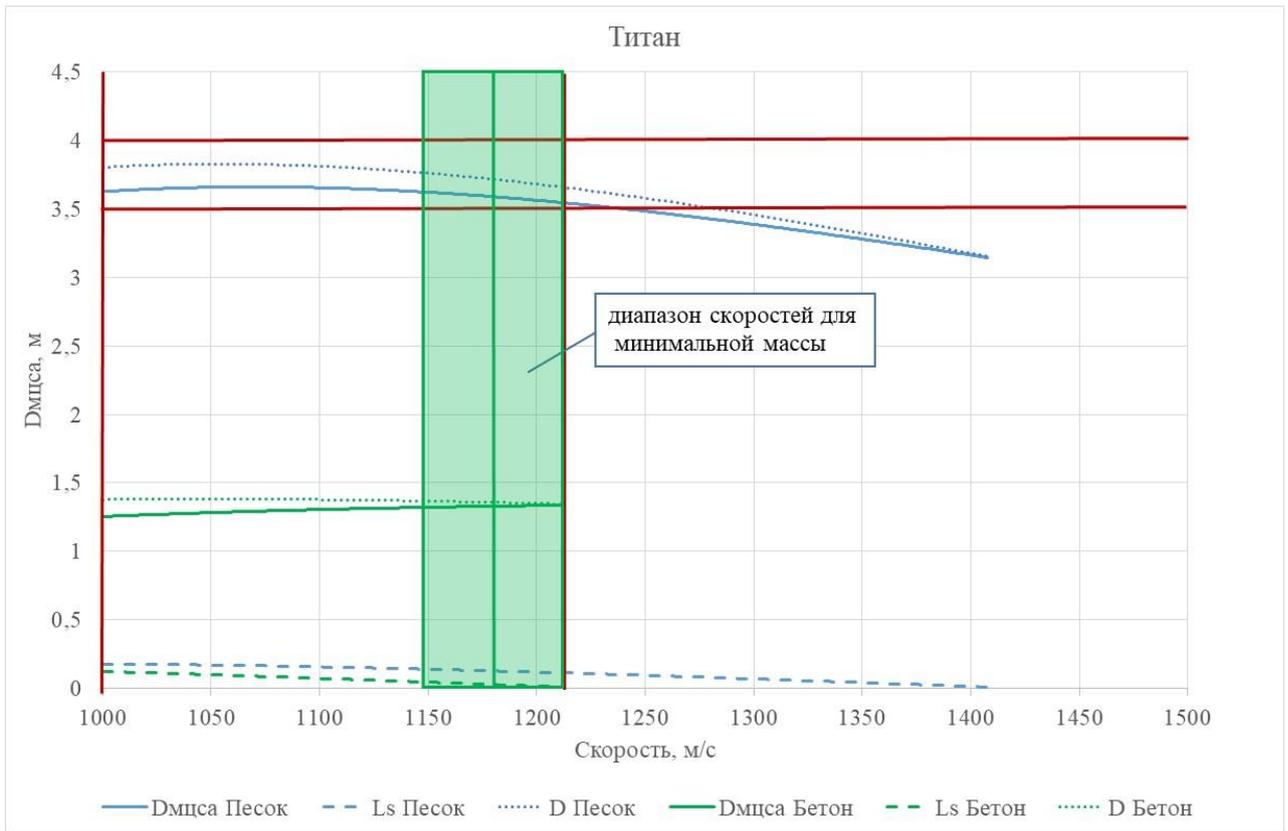


Рисунок 4.42 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из титана.

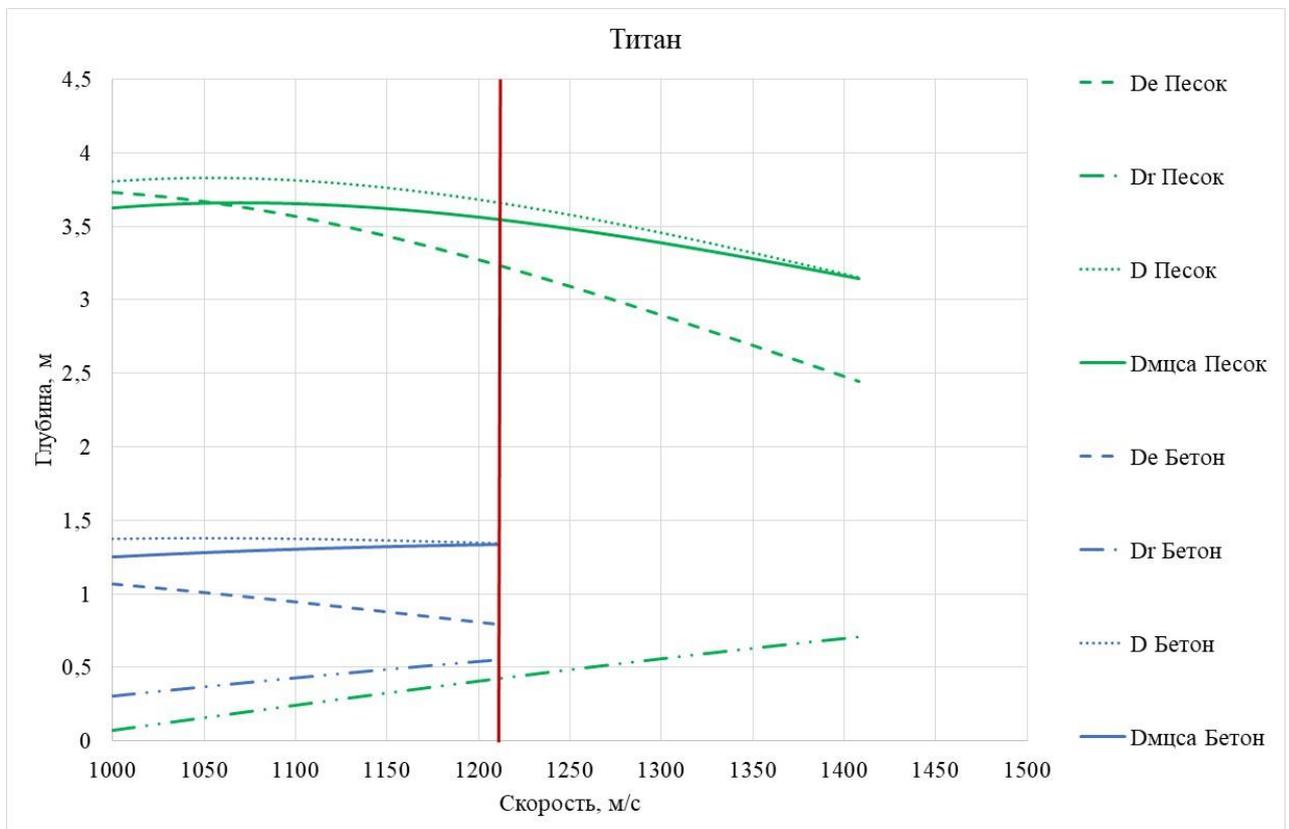


Рисунок 4.43 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из титана.

Таблица 4.12 – Результаты расчета внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт с минимальной и максимальной несущей способностью

№	Материал	Грунт	$V_{уд},$ м/с	$m_{пен},$ кг	$m_{топ},$ кг	$L_{нач},$ м	$l_{уд}$ нач, м	$l_{уд}$ кон, м	$d_e,$ м	$d_r,$ м	$D_{МЦСА},$ м	$m_{общая},$ кг
1	Железо	мин	1123	26,67	27,44	0,45	0,05	0,05	3,64	0,02	3,61	154,10
		макс						0,01	0,97	0,24	1,19	
2	Бериллий	мин	1306	36,98	19,62	1,00	0,60	0,24	2,72	1,04	3,52	156,60
		макс						0,05	0,71	1,06	1,72	
3	Титан	мин	1181	31,68	25,40	0,58	0,18	0,13	3,34	0,38	3,59	157,08
		макс						0,03	0,83	0,52	1,33	
4	Сталь	мин	1083	28,78	30,04	0,47	0,07	0,07	3,57	0,09	3,60	158,82
		макс						0,02	0,91	0,30	1,19	
5	Алюминий	мин	1228	37,39	23,90	0,47	0,07	0,20	2,92	0,83	3,56	161,29
		макс						0,04	0,73	0,89	1,59	
6	Никель	мин	1060	30,14	31,61	0,82	0,42	0,07	3,65	0,10	3,67	161,76
		макс						0,02	0,90	0,31	1,19	

Представленные в таблице 4.15 результаты внедрения гиперзвукового пенетратора в грунт с минимальной несущей способностью учитывают все ограничения, в том числе ограничение, что при внедрении в грунт с максимальной несущей способностью не происходит полного разрушения ударника пенетратора.

Графики общей глубины внедрения (D) в грунты с минимальной и максимальной несущими способностями имеют разный характер. В большинстве вариантов общая глубина внедрения D возрастает с увеличением начальной скорости внедрения в грунт с максимальной несущей скоростью и наоборот глубина внедрения уменьшается с увеличением начальной скорости внедрения при проникании в грунт с минимальной несущей способностью, при этом значения глубины внедрения до окончания деформации ударника (d_r) и проникания, как твердого тела (d_e) имеют одинаковый характер для грунтов с минимальной и максимальной несущими способностями. Если посмотреть на графики внедрения гиперскоростного пенетратора, как твердого тела (d_e), то видно, что при движении

в грунте с минимальной несущей способностью с увеличением начальной скорости внедрения из-за деформации (стирания) ударника проникание уменьшается, очевидно, что, если бы ударник не был бы деформируемым с увеличением скорости удара глубина проникания возрастала. Кроме того, скорость окончания деформации для грунта с минимальной несущей способностью больше, чем для грунта и максимальной несущей способностью (таблица 4.12), таким образом ударники в грунте с минимальной несущей способностью гораздо раньше прекращают процесс стирания и начинают двигаться как твердое тело, в отличии от грунта с максимальной несущей способностью. Это же обстоятельство объясняет более быстрое стирание в более твердых грунтах.

Таблица 4.13 – Скорость при которой прекращается деформация для различных материалов

Материал	Железо	Бериллий	Титан	Сталь	Никель	Алюминий
Скорость для грунта с минимальной несущей способностью, м/с	1108,24	819,69	958,82	1022,09	998,79	839,15
Скорость для грунта с максимальной несущей способностью, м/с	885,96	671,66	774,34	821,46	804,08	685,93

Представленные в таблицах 4.12 и 4.13 результаты показывают, что из-за быстрого стирания ударника гиперскоростного пенетратора в грунте с максимальной несущей способностью значительно уменьшился диапазон скоростей, при которых можно было бы проводить внедрение, а также для обеспечения таких скоростей потребовалось бы дополнительное топливо для обеспечения тормозного импульса, что привело к увеличению массы, кроме того глубина внедрения $D_{\text{МЦСА}}$ в твердый грунт сильно уменьшилась по отношению к заданной.

Таблица 4.14 – Сравнение значений внедрения оптимальных вариантов гиперскоростного пенетратора

Материал	Грунт с минимальной несущей способностью			Грунта с минимальной несущей способностью (проверкой по максимальному грунту)		
	Начальная скорость удара, м/с	Длина пенетратора, м	Масса, кг	$V_{уд}$, м/с	Длина пенетратора, м	Масса, кг
Железо	1485	0,51	144,09	1123	0,45	154,10
Бериллий	1494	1,05	148,43	1326	1,75	156,60
Титан	1487	0,70	149,91	1306	1,00	157,08
Сталь	1337	0,52	152,47	1141	1,17	158,82
Никель	1448	0,92	154,20	1246	1,60	161,76
Алюминий	1255	0,50	156,17	1181	0,58	161,29

В таблице 4.14 приведены значения для ударников, обеспечивающих наименьшую массу гиперскоростного пенетратора из различных материалов при внедрении в грунт с минимальной несущей способностью и оптимальные значения для тех же ударников с учетом внедрения в более твердый грунт. Как видно из таблицы 4.14 начальная скорость внедрения в грунт имеет незначительное снижение, кроме того масса гиперскоростных пенетраторов при введении дополнительного требования не разрушения в грунте с максимальной несущей способностью масса гиперскоростных пенетраторов увеличилась в среднем не более чем на 5%, что является достаточно незначительной величиной, однако при таком выборе конструктора гарантируется работоспособность целевой аппаратуры после окончания движения.

Результаты применения методики показали, что наиболее предпочтительным материалом для ударника гиперскоростного пенетратора при внедрении в грунт с минимальной несущей способностью исходя из критерия минимальной массы и при условии не разрушения этого же пенетратора при внедрении в более жесткий

грунт, как и при предыдущем расчете предпочтительным является ударник из железа.

4.5.5 Анализ результатов

В рамках Лунной миссии было предложено провести контактные исследования Лунного грунта при помощи пенетраторов, скорость внедрения которых не превышала 120 м/с. Это было связано в первую очередь с ограничением по величине осевой перегрузки не более 500g, что обеспечивало работоспособность установленной на пенетратор аппаратуры. При таком ограничении максимальная глубина внедрения достигнута при проникании пенетратора в грунт с минимальной несущей способностью с максимальной скоростью подхода 120 м/с, эта величина составила ~ 3,855 м. Максимальная величина глубина внедрения при внедрении пенетратора в грунт с максимальной несущей способностью не превысила 0,483 м.

Однако, если рассмотреть возможность применения аппаратуры гораздо более устойчивой к ударным нагрузкам и использовать для проведения исследований Луны гиперскоростной пенетратор, то его применение позволит обеспечить требуемое внедрение как в грунт с минимальной несущей способностью, так и в грунт с максимальной несущей способностью, в отличие от пенетратора с более мягкими условиями внедрения. Кроме того, масса гиперскоростного пенетратора по отношению к массе пенетратора с менее «жесткой посадкой» меньше на 40% (94,91 кг) с учетом двигательной установки и массы топлива.

По результатам проведенных расчетов видно, что гиперскоростной пенетратор имеет значительно меньшую суммарную массу пенетратора и заправленной двигательной установки чем пенетратор для мягкой посадки. Во всех случаях работа двигательной установки была направлена на выдачу тормозного импульса для обеспечения требуемой глубины внедрения и недопущения более глубокого проникания в грунт, в отличие от пенетратора с более мягкой посадкой где тормозной импульс ДУ выдавался в целях обеспечения не разрушения пенетратора.

Кроме того, при миссиях с требованиями по более значительному прониканию возможны варианты, при которых тормозной импульс может не выдавался, что говорит о том, что тормозная двигательная установка пенетратора может быть исключена, что приведет к еще большему снижению общей массы пенетратора.

Разработанный математический и алгоритмический комплекс позволил провести системный анализ более 100 000 различных вариантов, обработать и сравнить большой объем результатов для принятия решения по выбору проектных характеристик и облика гиперскоростного пенетратора.

4.6 Выводы к главе.

1. Рассмотрены результаты проектирования Лунной миссии с применением пенетраторов на скорости от 60 до 120 м/с. Максимальная глубина внедрения для пенетраторов была достигнута при проникании пенетратора в грунт с минимальной несущей способностью с максимальной скоростью. При скорости подхода 120 м/с эта величина составила $\sim 3,855$ м.

2. При аналогичных условиях отделения от КА были проведены расчеты глубин проникания с использованием гиперскоростного пенетратора. Результаты показывают, что:

- использование гиперскоростной пенетратор обеспечивает заданное проникание в грунт с минимальной несущей способностью;
- использование гиперскоростной пенетратор позволяет обеспечить проникание в грунт с максимальной несущей на требуемую глубину в отличии от варианта пенетратора с менее «жесткой» посадкой;
- применение гиперскоростного пенетратора позволило сократить общую массу пенетратора с топливом на 38%;
- во всех случаях работа двигательной установки была направлена на выдачу тормозного импульса для обеспечения требуемой глубины внедрения и недопущения более глубокого проникания в грунт.

3. Разработанный математический и алгоритмический комплекс позволил провести системный анализ более 100 000 различных вариантов, обработать и сравнить большой объем результатов для принятия решения по выбору проектных характеристик и облика гиперскоростного пенетратора.

4. Предложенная методика, математическое и алгоритмическое обеспечение продемонстрировали возможности применения для конструкторов и проектантов, разрабатывающих космические аппараты для различных миссий по исследованию небесных тел при различных исходных данных.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработан алгоритм определения оптимальных параметров гиперскоростного пенетратора отличающаяся набором ограничений, предъявляемых к гиперскоростному пенетратору на этапе внедрения в небесное тело.

2. Разработано математическое обеспечение для анализа и определения оптимальных параметров гиперскоростного пенетратора, способствующего принятию решения при его разработке.

3. Подтверждена сходимость результатов экспериментов и расчетов доработанной математической модели.

4. Разработана методика выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел.

5. Проведена апробация работоспособности предложенной методики при определении проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для лунной миссии.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

CDP	- Customer Data Platform (платформа клиентских данных)
MPL	- Mars Polar Lander
RC	- Reinforced concrete (железобетон)
АМС	- автоматическая межпланетная станция
БКС	- бортовая кабельная сеть
ГММ	- габаритно-массовый макет
ГО	- головной обтекатель
ДНТУ	- дополнительное надувное тормозное устройство
ДУ	- двигательная установка
ИСМ	- искусственный спутник Марса
КА	- космический аппарат
МАИ	- Московский авиационный институт (технический университет)
ММС	- малая метеорологическая станция
МЦСА	-модуль целевой и служебной аппаратуры
НПО	- научно производственное объединение
НТУ	- надувное тормозное устройство
ПН	- полезные нагрузки
ПОС	припоев оловянно-свинцовый
ПС	- парашютная система
РН	- ракета-носитель
СА	- спускаемый аппарат
СОИС	- система ориентации и стабилизации
ФКИ	- Фундаментальные космические исследования
ФКП	- Федеральная космическая программа
ЭВТИ	- экранно-вакуумная теплоизоляция

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1 Абросимов П.А., Малышев В.В., Старков А.В., Титков М.А., Шмигирилов С.Ю., Методика математического моделирования динамического отклика конструкции спускаемого космического аппарата в условиях наземной стендовой отработки // Научно – технический вестник Поволжья. Казань, 2015, №2. С.48-54.
- 2 Авторский коллектив. Фундаментальные космические исследования. Книга 2. Солнечная система / Под науч. ред. докт. техн. наук, проф. Г.Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. С. 456
- 3 Афанасьев В.А., Барсуков В.С., Гофин М.Я. и др. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов : Учеб. для втузов /; Под ред. Н. В. Холодкова. М.: МАИ, 1994 г. С. 411. ISBN 5-7035-0318-3
- 4 Багров А.В., Сысоев В.К. Концепция скоростного пенетратора для доставки полезной нагрузки на космические тела // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 6. С. 521-529.
- 5 Балаганский И.А., Мержневский Л.А. Действие средств поражения и боеприпасов: Учебник. Новосибирск: Изд-во НГТУ. 2004. С. 408 (серия «Учебники НГТУ»)
- 6 Белов Д.И. Защита электронной аппаратуры от ударных воздействий с помощью полимерных компаундов // Владимирский государственный университет имени Александра Григорьевича и Николая Григорьевича Столетовых, г. Владимир, 2011 г., С. 8
- 7 Высокоскоростной удар. Моделирование и эксперимент / под ред. А.В. Герасимова. – Томск: Изд-во НТЛ, 2016 г. С 568
- 8 Воронцов В.А. Проектирование средств десантирования и дрейфа в атмосферах планет и их спутников / учебное пособие под ред. проф. К. М. Пичхадзе ; М-во образования и науки Российской Федерации, Московский авиационный ин-т (нац. исслед. ун-т). М.: МАИ, 2011. С. 70. ISBN 978-5-4316-0045-6.

- 9 Велданов В.А., Марков В.А., Пусев В.И., Ручко А.М., Селиванов В.В., Сотский М.Ю., Федоров С.В. Применение акселерометрии для исследования динамических механических свойств материалов в усложненных условиях проведения измерений//Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2012. № 8. С. 35-56. doi: 10.7463/0812.0428828
- 10 Галеев А.Г., Гусев Е.В., Родченко В.В., Садретдинова Э.Р. Выбор параметров пенетратора, входящего в лунный грунт с нулевой скоростью // Труды МАИ. Выпуск №64 2013 г., С. 23
- 11 Галеев А. Г., Захаров Ю.В., Макаров В.П., Родченко В.В. Проектирование испытательных стендов для экспериментальной отработки объектов ракетно-космической техники // М.: МАИ, 2014. С 326. ISBN 978-5-4316-0216-0.
- 12 Глушко В.П. Металл как взрывчатое вещество. Пионеры ракетной техники. Ветчинкин. Глушко. Королев. Тихонравов. Избранные труды (1929-1945 гг.), Москва, Наука, 1972 г., С. 89—110.
- 13 Завьялов С.А., Ляшук А.Н., Лепетаев А.Н., Большагин Г.П. О конструктивных и технологических аспектах создания ударостойких задающих генераторов // Вестник академии военных наук. — Москва, 2010. - № 3 (32). - С. 223-229.
- 14 Киттель Ч. Введение в физику твёрдого тела. М.: Наука, 1978. С.791
- 15 Колесников А.В., Лекции по курсу «Испытания конструкций и систем космических аппаратов» (специальность 1307, 10-ый семестр), 2007 г., С.105
- 16 Леун Е. В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М. и др. Обзор схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов // Космическая техника и технологии. 2022. №2 С.103-117
- 17 Леун Е. В., Поляков А.А., Защирицкий С.А. и др. Некоторые особенности ударного внедрения пенетраторов в грунт небесных тел // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2021. Т. 5, № 1. С.71–79. DOI: 10.25206/2588-0373-2021-5-1-71-79.

- 18 Леун Е.В., Поляков А.А., Защирицкий С.А. и др. Особенности взаимодействия антенного и головного блоков двухблочного инерциального пенетратора при внедрении в грунт исследуемого небесного тела // Материалы XV Всероссийской научно-технической конференции, посвященной памяти главного конструктора ПО «Полёт» А. С. Клинышкова. Омск, 2021 С.15-18.
- 19 Марахтанов М.К., Велданов В.А., Духопельников Д.В. и др. Экспериментальное исследование энергетических характеристик высокоскоростного взаимодействия металлического ударника с преградой. Инженерный журнал: наука и инновации, 2013 г., выпуск №9, электронное издание, С.13.
- 20 Марахтанов М.К., Велданов В.А., Духопельников Д.В. и др. Моделирование механизма разрушения космических аппаратов в результате инерциального взрыва их металлических узлов при столкновении// Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 17-25.
- 21 Марахтанов М.К., Велданов В.А., Максимов М.А., Тарасов М.А. Некоторые особенности взаимодействия металлического снаряда с металлической преградой// Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2009. № 1 (59). С. 43-53
- 22 Патент РФ № 2260779 Способ получения энергии из металлических материалов Марахтанов М.К. // Б.И. №26. 2005.
- 23 Патент РФ № 2111900, МПК В 64 G 1/00. Пенетратор для исследования поверхности небесных тел / Акулов Ю. П. № 4538462; заявл. 10.01.91; опубл. 27.05.1998.
- 24 Патент РФ № 2626792, МПК В 64 G 1/00. Способ доставки полезного груза в грунт небесного тела, обеспечения исследований грунта и небесного тела и устройство его реализации (варианты) / Шалай В. В., Пичхадзе К. М., Багров А. В., Леун Е. В. и др. № 2015154859; заявл.16.05.16; опубл. 01.08.17, Бюл. № 22.

- 25 Пичхадзе К.М., Малышев В.В. Математическое обеспечение для проектно-баллистического исследования динамики неуправляемого движения спускаемого аппарата. М.: МАИ, 2018. С. 219
- 26 Поляков А.А., Защиринский С.А. Использование виртуального пространства для проведения макетно-конструкторских испытаний по электронному макету космического аппарата. // Труды МАИ, выпуск №107, 2019г., электронное издание. С. 20
- 27 Родченко В.В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. М. МАИ-Принт, 2009. - 359 с., ISBN 978-5-7035-2125-0
- 28 Садретдинова Э.Р. Метод выбора проектных параметров реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте диссертация к.т.н. МАИ 2014 С. 136
- 29 Слюта Е.Н. Особенности гравитационной деформации малых тел Солнечной системы в зависимости от их химического и минерального состава диссертация к.т.н. ГЕОХИ РАН 2014 г. С. 179
- 30 Техническая справка. Внешние условия функционирования посадочного аппарата на Фобосе. Инженерная модель Фобоса. Редакция 2. ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина 2005 г., С.19
- 31 Техническая справка о научно-исследовательской работе. Экспериментальные исследования по отработке элементов конструкции и систем пенетратора при моделировании внедрения в грунты различных типов. Московский государственный авиационный институт им. Серго Орджоникидзе (технический университет). 1993 г., С.23.
- 32 Фадеев В.В., Замолоцких О.А. Сравнительный анализ бетонобойных авиационных боеприпасов // Воздушно-космические силы. Теория и практика. Выпуск №1. 2017 г. С. 266 – 272.
- 33 Федоров С.В., Федорова Н.А. Влияние импульса реактивной тяги на глубину проникания исследовательского зонда в грунт планеты // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2013. Т. 2. С. 148-157.

- 34 Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов – технология в ракетно-космической технике. Москва. ООО «Буки Веди», 2019 г., С. 487.
- 35 Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Моишеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-й годовщине предприятия)//Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. №2 С. 8-22.
- 36 Bagrov V.A., Leonov V.A., Leun E.V. et al. Hyperspeed penetrator to deliver research equipment to interstellar wanderers AIP Conference Proceedings 2318, 190002 (2021);
<https://pubs.aip.org/aip/acp/article-abstract/2318/1/190002/891925/Hyperspeed-penetrator-to-deliver-research?redirectedFrom=fulltext> Published Online: 22 February 2021, P 5.
- 37 Bibring, JP., Rosenbauer, H., Boehnhardt, H. et al. The Rosetta Lander (“Philae”) Investigations. Space Sci Rev 128, 2007. P. 205–220.
- 38 CDF Study Report CLEO/P Assessment of a Europa Penetrator Mission as Part of NASA Clipper Mission CDF-154(E) Public April 2015 P. 170.
- 39 Chahmi Oucif, J.S. Kalyana Rama, K. Shankar Ram, Farid Abed // Damage modeling of ballistic penetration and impact behavior of concrete panel under low and high velocities: Defence Technology, 2019. P. 202–211.
- 40 Collinson G., “The UK Penetrator Consortium. Planetary penetrators: the vanguard for the future exploration of the solar system“ J. Br.Interplanet. Soc. 61, 2008. P. 198–202.
- 41 Cox R., Ong L.C., Arakawa M., Scheider K.C. “Impact penetration of Europa’s ice crust as a mechanism for formation of chaos terrain,“Meteorit. Planet.Sci. 43 (12), 2008. P. 2027–2048.
- 42 Gowen R.A. AN UPDATE ON MOONLITE. 59 th IAC. 29th Sept-3rd Oct 2008.Glasgow, P. 10.

- 43 Gowen R.A. et al. Penetrators for in situ subsurface investigations of EuropaAdvances in Space Research Vol 48, Issue 4, 16 August 2011, P. 725-742.
- 44 Gowen R.A. et al. Potential Applications of Micro-Penetrators within the Solar System, IPPW7 Barcelona, 17 June 2010, P. 47.
- 45 Grygorczuk J. et al. Space penetrators — Rosetta case study 2013 18th International Conference on Methods & Models in Automation & Robotics (MMAR) DOI: 10.1109/MMAR.2013.6669949
- 46 Haitao L., Chaohui F. Numerical Analysis of Penetration of Planetary Penetrator, Proc. Conference: 2021 12th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), Jul 2021 DOI: 10.1109/ICMAE52228.2021.9522511, Pages 435-439.
- 47 Hopf T., Kumar S., Karl W.J., Pike W.T. Shock protection of penetrator-based instrumentation via a sublimation approach // Advances in Space Research 45 (2010). P.460 – 467.
- 48 Jia S., Cai Z. Penetrator for detecting extraterrestrial celestial body with atmospheric layer and solid surface CN patent No. 113479345, IPC B64G1/22, B64G1/24, B64G1/58, filed Juny 08th 2021, published October 28th, 2021.
- 49 Luo H., Liu G., Fu J. Yu M. et al. High-speed impacting penetrator structure for detecting lunar soil CN patent No. 105929140, IPC G01N33/24, filed July 11th, 2016, published November 02th, 2018.
- 50 McDaniel C Steven Life seeking exoplanet penetrator US patent No. 10718750, IPC B64G1/64, B64G99/00, F42B25/00, filed January 01th, 2015, published July 21th, 2020.
- 51 Report on the Loss of the Mars Polar Lander and Deep Space 2 Missions JPL Special Review Board 22 March 2000 JPL D-18709, P. 111.
- 52 Shiraishi S. Tanaka A., Fujimura H., Hayakawa H. The present status of the Japanese Penetrator Mission: LUNAR-A. Advances in Space Research V. 42, Issue 2, 18 July 2008, P. 386-393.

- 53 Skulinova M., Zheng W., HuY.-R. et al. Micro-Penetratorfor Canadian Planetary Exploration // World Academy of Science, Engineering and Technology. 2011. Vol. 5. P. 366–373.
- 54 Surkov Yu.A., Kremnev R.S. Mars-96 mission: Mars exploration with the use of penetrators // Planet. Space Sci., Vol. 46, No. 11/12, 1998, P. 1689-1696.
- 55 Tate A. Royal Armament Research and Development Establishment Fort Halstead, Sevenoaks, Kent // Further results in the theory of long rod penetration. 1969.
- 56 Wingleea T., RobinsonbM., Danneraj., Kochb M, Cryo-braking using penetrators for enhanced capabilities for the potential landing of payloads on icy solar system objects Acta Astronautica Vol. 144, March 2018, P. 136-146.
- 57 Winglee R. M., Truitt C. Department of Earth and Space Sciences. University of Washington // Final Report for NNX12AR02G. Sample return systems for extreme environments. P 31.
- 58 Winglee R. M., Truitt C. Department of Earth and Space Sciences. University of Washington // Final Report for NNX13AR37G. Sample return systems for extreme environments. P 61.
- 59 Winglee R.M., Truitt C., Shibata R., High velocity penetrators used a potential means for attaining core sample for airless solar system objects, Acta Astronautica, Vol. 137, 2017, P.274-86, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.04.022>.
- 60 Yang Gaoa et al. Lunar science with affordable small spacecraft technologies: MoonLITE and Moonraker Planetary and Space Science Vol. 56, Issues 3–4, March 2008, P. 368-377 <https://doi.org/10.1016/j.pss.2007.11.005>
- 61 Yang Gaoa et al. UK Lunar Science Missions: MoonLITE & Moonraker // DGLR Int. Symp. “To Moon and beyond”. Bremen, Germany. 2007.
- 62 Космический аппарат Dragonfly и Lunar-A. Титан и Луна <https://aboutspacejournal.net/2019/06/28/космический-аппарат-dragonfly-и-lunar-а-титан-и-луна/> (дата обращения: 27.11.2023). – Текст: электронный.

- 63 Краткое описание проекта экспедиции автоматического космического аппарата к Марсу http://www.iki.rssi.ru/mars96/09_mars.htm (дата обращения: 21.01.2024). – Текст: электронный.
- 64 Неуловимые «Кинжалы». Главное об уникальном гиперзвуковом оружии России. <https://360.ru/tekst/army/glavnoe-ob-unikalnom-giperzvukovom-oruzhii-rosiii/> (дата обращения: 15. 08. 2021). – Текст: электронный.
- 65 Сверхпроводимость. Реакция сверхпроводимости на примеси. <https://present5.com/sverxprovodimost-1-2-3-4-5-eksperimentalnye-fakty/> (дата обращения: 15. 02. 2021). – Текст: электронный.
- 66 Электрические свойства материалов при криогенных температурах. URL: <https://cyberpedia.su/16xc4b7.html> (дата обращения: 15. 02. 2021). – Текст: электронный.
- 67 David Whitehouse. Gold rush in space? BBC News Online <http://news.bbc.co.uk/2/hi/sci/tech/401227.stm> (дата обращения: 21.01.2024). – Текст: электронный.
- 68 Deep Space 2
https://ru.wikipedia.org/wiki/Deep_Space_2
(дата обращения: 21.01.2024). – Текст: электронный.
- 69 LUNAR-A Lunar Explorer
<http://global.jaxa.jp/activity/pr/brochure/files/sat15.pdf>
(дата обращения: 27.11.2023). – Текст: электронный.
- 70 MetNet
<https://ru.wikipedia.org/wiki/MetNet>
(дата обращения: 21.01.2024). – Текст: электронный.
- 71 OSIRIS–Rex Asteroid sample return mission
<https://www.asteroidmission.org>
(дата обращения: 21.01.2024). – Текст: электронный.

СПИСОК ИЛЛЮСТРАТИВНОГО МАТЕРИАЛА

Рисунок 1.1 Схема различных типов пенетраторов	15
Рисунок 1.2 АМС «Марс-96». [34]	19
Рисунок 1.3 Размещение научной аппаратуры и служебных систем АМС «Марс-96» [34]	21
Рисунок 1.4 Схема спуска АМС «Марс-96».....	25
Рисунок 1.5 Внешний вид зонда Deep Space 2 [68]	27
Рисунок 1.6 Схема строения DS2[68].....	28
Рисунок 1.7 КА «MetNet» [70]	29
Рисунок 1.8 Компоновочная схема ММС в транспортном положении	31
Рисунок 1.9 Компоновочная схема ММС с развернутым ДНТУ после сброса отделяемой части конструкции.....	31
Рисунок 1.10 Схема спуска ММС [70].....	32
Рисунок 1.11 Схема спуска пенетратора КА «Луна-Глоб» [16].....	33
Рисунок 1.12 Конфигурация КА «MoonLITE» [42]	34
Рисунок 1.13 Орбитальный аппарат MoonLITE с четырьмя пенетраторами [42]..	35
Рисунок 1.14 КА «LUNAR-A» [69]	37
Рисунок 1.15 Внешний вид КА «LUNAR-A» [69]	37
Рисунок 1.16 Внешний вид одного из пенетраторов КА «LUNAR-A» [69]	38
Рисунок 1.17 Проект реактивного пенетратора МАИ [28, 43] (а. схема спуска, б. схема движения, в. общий вид (цилиндроконический и конический)).....	39
Рисунок 1.18 Схема тросового пенетратора . [56, 59].	40
Рисунок 1.19 Проектный облик гиперскоростного пенетратора [4] (а. схема пенетратора б. стадии внедрения в космическое тело).....	42
Рисунок 2.1 Внешний вид и схема движения гиперскоростного пенетратора.....	47
Рисунок 2.2 Схема миссии с использованием гиперскоростного пенетратора.....	48
Рисунок 2.3 Алгоритм выбора параметров гиперскоростного пенетратора.....	61
Рисунок 2.4 Блок-схема выбора параметров гиперскоростного пенетратора	62

Рисунок 3.1 Схема установки: 1-колодец, 2-аналог грунта, 3-блок, 4-ствол шахты, 5-амортизатор-ускоритель, 6-макет пенетратора, 7-пусковое устройство, 8-лебедка.....	66
Рисунок 3.2 Фрагмент кинограммы эксперимента [31]	69
Рисунок 3.3 Испытательный стенд проекта «MoonLITE» [43]	71
Рисунок 3.4 Испытания пенетратора проекта «MoonLITE» [43]	72
Рисунок 3.5 Испытания прототипов пенетратора в 2012 году [57]	73
Рисунок 3.6 Испытания прототипов пенетратора в 2013 году [57]	74
Рисунок 3.7 Запуск пенетратора с высоты 2500 футов (762 м), поддерживаемый двумя воздушными змеями с электроприводом [57]	75
Рисунок 3.8 Ударный кратер сверхзвукового полета пенетратора [57]	76
Рисунок 3.9 Сопоставление расчетных и экспериментальных значений.....	79
Рисунок 3.10 Контур повреждения в бетоне [39]	83
Рисунок 3.11 Контур повреждения в бетоне пенетратором	84
Рисунок 3.12 Контур повреждения в бетоне пенетратором	84
Рисунок 3.13 Контур повреждения в бетоне пенетратором	85
Рисунок 4.1 – Схема доставки пенетраторов на пердпосадочную орбиту [16].....	93
Рисунок 4.2 – Схема посадки пенетратора Лунной миссии с использованием пенетраторов [16]	94
Рисунок 4.3 – Внедряемый зонд (вариант 1а)	96
Рисунок 4.4 – График глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда для двух моделей грунтов.....	96
Рисунок 4.5 – Внедряемый зонд (вариант 1б).....	97
Рисунок 4.6 – График глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда.....	97
Рисунок 4.7 – Внедряемый зонд (вариант 2).....	98
Рисунок 4.8 – График глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда.....	98
Рисунок 4.9 – Внедряемый зонд (вариант 3а)	99

Рисунок 4.10 – График глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда.....	99
Рисунок 4.11 – Внедряемый зонд (вариант 3б)	100
Рисунок 4.12 – График глубины проникания от скорости подхода внедряемого зонда.....	100
Рисунок 4.13 – Внедряемый зонд (вариант 4а)	101
Рисунок 4.14 – График глубины проникания от скорости подхода пенетратора	101
Рисунок 4.15 – Внедряемый зонд (вариант 4б).....	102
Рисунок 4.16 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из стали.	106
Рисунок 4.17 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из алюминия.	106
Рисунок 4.18 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из железа.	107
Рисунок 4.19 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из бериллия.....	107
Рисунок 4.20 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из титана.....	108
Рисунок 4.21 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из никеля.	108
Рисунок 4.22 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из бериллия.....	112
Рисунок 4.23 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из алюминия.	112
Рисунок 4.24 – График внедрения пенетратора с ударником из стали в грунт с максимальной несущей способностью.	114
Рисунок 4.25 – График внедрения пенетратора из алюминия в грунт с максимальной несущей способностью.	114
Рисунок 4.26 – График внедрения пенетратора с ударником из железа в грунт с максимальной несущей способностью.	115

Рисунок 4.27 – График внедрения пенетратора с ударником из бериллия в грунт с максимальной несущей способностью.	115
Рисунок 4.28 – График внедрения пенетратора с ударником из титана в грунт с максимальной несущей способностью.	116
Рисунок 4.29 – График внедрения пенетратора с ударником из никеля в грунт с максимальной несущей способностью.	116
Рисунок 4.30 – График внедрения пенетратора с ударником из бериллия в грунт с минимальной несущей способностью.....	117
Рисунок 4.31 – График внедрения пенетратора с ударником из алюминия в грунт с минимальной несущей способностью.....	118
Рисунок 4.32 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из алюминия.	119
Рисунок 4.33 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из алюминия.	119
Рисунок 4.34 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из бериллия.	120
Рисунок 4.35 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из бериллия.	120
Рисунок 4.36 – График оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из железа.	121
Рисунок 4.37 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из железа.	121
Рисунок 4.38 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из никеля.	122
Рисунок 4.39 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из никеля.	122
Рисунок 4.40 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из стали.	123
Рисунок 4.41 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из стали.	123

Рисунок 4.42 – График определения оптимального диапазона скоростей для пенетратора с ударником из титана.....	124
Рисунок 4.43 – График глубины внедрения пенетратора с ударником из титана.	124