

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)

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

г. Москва, 2024 г.

Работа выполнена на кафедре 604 «Системный анализ и управление» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель:

Пичхадзе Константин Михайлович

доктор технических наук, профессор федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Официальные оппоненты:

Щеглов Георгий Александрович

доктор технических наук, профессор федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана»

Ленковец Александр Сергеевич

кандидат технических наук, начальник отделения акционерного общества «Композит»

Ведущая организация:

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки «Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН»
119991, г. Москва, ул. Косыгина, д.19.
тел. (499) 137-14-84

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=183531.

Автореферат диссертации разослан «__» _____ 2025 г.

Отзывы на автореферат диссертации, заверенные печатью организации, просьба направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, Отдел подготовки кадров высшей квалификации.

Ученый секретарь диссертационного совета 24.2.327.03, д. т. н., доцент



А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Изучение внеземного вещества является важным фундаментальным космическим исследованием направленное на получение новых знаний о строении и истории космоса, а также о минеральных и энергетических ресурсах космического пространства. В Федеральной космической программе (ФКП) запланировано выполнение ряда космических миссий, в рамках которых должны быть созданы специализированные космические аппараты, снабженные комплексами научной аппаратуры.

Планетные исследования имеют первостепенное значение для понимания процессов возникновения и развития Солнечной системы. Однако прежде всего они дают ключ к познанию возможных путей будущей эволюции нашей собственной планеты, к пониманию того, как сохранить возможность существования жизни на Земле для наших потомков. Изучение планет, их спутников, астероидов и комет включает в себя поиски жизни или ее следов, а достоверное их обнаружение само по себе явилось бы величайшим научным открытием человечества. Нельзя также забывать о том, что в XXI веке неизбежно будут реализованы пилотируемые полеты к ближайшим телам Солнечной системы. Для их подготовки необходима подробнейшая информация о физических и химических условиях на этих телах.

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 1 км/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 1 км/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 простой конструкцией и позволяющих 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 исследования. 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.

Анализ публикаций на данную тему и результаты работ, выполненных авторами: О.М. Алифановым, А.Г. Арутюняном, В.И. Баженовым, В.А. Воронцовым, Ю.В. Захаровым, В.П. Казаковцевым, В.В. Малышевым, А.В. Старковым, М.И. Осиним, В.С. Финченко позволил определить пути исследований, направленных на определение общих принципов и методов решения поставленной задачи. В работах этих авторов излагались теоретические основы и методы моделирования посадки на поверхность планеты, основные принципы методики проведения испытаний в земных условиях.

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.

Цель диссертационной работы – разработка методики выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел.

Объект исследования – гиперскоростной пенетратор для исследования небесных тел.

Предмет исследования – проектные параметры гиперскоростного пенетратора влияющие на процесс внедрения в небесное тело.

Методология и методы исследования: для решения поставленных задач использовались методы системного анализа сложных технических систем, методы принятия решений для многокритериальных задач, расчетные методы и результаты, полученные с помощью средств моделирования.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Разработаны методика и критерии, позволяющие прогнозировать внедрение и оценивать эффективность проектных параметров гиперскоростного пенетратора.
2. 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.
3. Проведена доработка и совершенствование существующих математических моделей, используемых для описания движения в преграде деформируемого тела отличающаяся набором ограничений, предъявляемых к пенетратору на этапе внедрения.
4. Автором впервые предложено проведение исследования Луны с использованием гиперскоростного пенетратора.

Положения, выносимые на защиту:

1. Анализ особенностей существующих схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов с учетом требований выполнения целевых задач.
2. Методика выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел.
3. Алгоритм выбора оптимальных проектных параметров гиперскоростных пенетраторов.
4. Апробация работоспособности предложенной методики на числовых и экспериментальных примерах.
5. Математический анализ и оптимизация Лунной миссии за счет использования гиперскоростных пенетраторов.

Практическая значимость работы. Исследования по теме диссертации связаны с решением практических задач, стоящих в космической технике, связанных с созданием гиперскоростных пенетраторов, 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.

Достоверность результатов обусловлена корректным применением методов научно-методического аппарата, математических моделей и верификацией по результатам натурных испытаний.

Внедрение результатов. Полученные результаты были использованы акционерным обществом «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина» при проведении перспективных научно-исследовательских работ, а также в работе акционерного общества «Научно-исследовательский институт физических измерений», что подтверждается соответствующими актами о внедрении.

Апробация работы. Результаты, полученные автором, докладывались на следующих конференциях: 54 научные чтения памяти К.Э. Циолковского (Россия, г. Калуга, 2019 г.); XIV Всероссийская научно-техническая конференция, посвященная памяти главного конструктора ПО «Полет» А.С. Клинышкова. (Россия, г. Омск, 2020 г.); XV Всероссийская научно-техническая конференция, посвященная памяти главного конструктора ПО «Полет» А.С. Клинышкова. (Россия, г. Омск, 2021 г.); XLV Академические чтения по космонавтике. (Россия, г. Королев, 2021 г.); XXII Научно-техническая конференция ученых и специалистов, посвященной 60-летию полета Ю.А. Гагарина, 75-летию ракетно-космической отрасли и основания ПАО «РКК «Энергия». (Россия, г. Королев, 2021 г.); XXVII научная конференция. Системный анализ, управление и навигация. (Россия, г. Евпатория, 2023 г.)

Публикации. Основные результаты диссертационной работы отражены в 8 статьях изданий, рекомендованных Перечнем ведущих периодических изданий ВАК при Министерстве науки и высшего образования РФ, в том числе в 3, соответствующих научной специальности 2.3.1. Имеется 1 патент на изобретение. 1 публикация в изданиях, входящих в международную реферативную базу данных и систему цитирования Scopus. Кроме того, автором сделаны 8 докладов на международных и всероссийских научных конференциях.

Личный вклад соискателя. Основные результаты являются оригинальными и получены либо автором, либо при его непосредственном участии. Соискателем выполнено следующее:

1. Участие в разработке концепции создания и применения гиперскоростного пенетратора.
2. Разработка методики выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел.
3. Разработка алгоритма определения оптимальных параметров гиперскоростного пенетратора отличающаяся набором ограничений, предъявляемых к пенетратору на этапе внедрения в небесное тело.
4. Разработка математического обеспечения анализа для определения оптимального пенетратора, способствующего принятию решения при

разработке гиперскоростного пенетратора.

5. Анализ вариантов Лунной миссии с использованием гиперскоростных пенетраторов.

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.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность диссертационного исследования, сформулированы цель и задачи исследования, представлены основные положения и научные результаты, выносимые на защиту, дана характеристика их новизны, достоверности и практической значимости.

В первой главе проведено рассмотрение существующих проектов исследования небесных тел с применением пенетраторов.

Проведен обзор перспективных средств для контактных исследований космических объектов – пенетраторов. История развития космических пенетраторов насчитывает более 30 лет, проекты пенетраторов по сей день разрабатываются многими странами. Эти разработки находятся в самой разной стадии от предложений по концепции до натуральных испытаний.

Анализ предлагаемых типов пенетраторов подсказывает, что они могут решать следующие схемы экспериментов (рисунок 1):

- «Классическое» внедрение в грунт космического объекта и проведение исследований его характеристик.
- Реактивные пенетраторы, это организация движения аппарата в грунте с помощью ракетного двигателя.
- Тросовые схемы — это когда с космического аппарата на тросе в космическое тело внедряется ударник, берущий часть грунта и при возврате назад есть возможность исследовать пробы на борту КА.
- Гиперскоростные пенетраторы, это когда внедрение пенетратора на скорости более 1 км/с происходит за счет испарения головной части такого пенетратора.

Отчасти к пенетраторам можно отнести две схемы таких устройств, которые уже реализованы для исследования астероидов:

- механические устройства внедрения в грунт на посадочном модуле;
- «пушка» для удара в космическое тело снарядом с целью последующего сбора и анализа разлетающихся частиц грунта.

До летных испытаний были доведены пенетраторы для исследования Марса: миссии Марс-96 и Mars Polar Lander. Оба предполагались для исследований Марса. Марс-96 постигла неудача на орбите Земли. Mars Polar Lander постигла неудача на орбите Марса.



Рисунок 1. Схема различных типов пенетраторов

Несмотря на то, что на сегодняшний день ни одна миссия с применением ударных проникающих зондов, выполняющих исследовательские задачи не увенчалась успехом, использование пенетраторов остается актуальным техническим решением, применение которого обладает целым рядом преимуществ при проведении космических исследований планет и небольших небесных тел:

- 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 простым конструктивом, 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» осадки на поверхности небесного тела, позволяют проводить научные исследования, как на поверхностные, так и подповерхностные в труднодоступных районах небесных тел, благодаря своей конструкции, позволяющей проникать практически в любой грунт.

Представленный обзор целевых задач показывает, что спектр исследований, выполнение которых можно решить при помощи пенетраторов достаточно широк, а сравнительно небольшой вес позволяет за счет запуска одного КА доставлять на поверхность планет несколько зондов, создавая тем самым небольшую сеть долгоживущих станций, обеспечивающих динамические изменения исследуемых параметров планеты или небольшого небесного тела.

Все разрабатываемые варианты пенетраторов рассчитывались на низкие скорости входа (значительно менее километра в секунду), однако без создания такой техники наши возможности в исследовании Солнечной системы останутся очень скромными. При высокой скорости сближения (свыше 1 км/с) важно обладать методикой выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования небесных тел, способствующего принятию решения при разработке такого пенетратора. Гиперскоростной пенетратор, как средство обеспечения доставки полезной нагрузки является перспективным инструментом для исследования небесных тел.

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.

Рассматриваемая в настоящей диссертационной работе научная задача посвящена разработке методики выбора проектных параметров гиперскоростных пенетраторов для исследования космических тел.

Во второй главе представлена концепция гиперскоростного пенетратора, математическая модель внедрения гиперскоростного пенетратора, а также набор ограничений применяемый при выборе проектных параметров гиперскоростного пенетратора.

Если скорость внедрения пенетратора в грунт достаточно велика, то столкновение не может затормозить его без разрушения. Таким образом, напрашивается вывод, что гиперскоростной пенетратор должен состоять из двух частей — наконечника (ударника) и концевика (модуля) с целевой и служебной аппаратурой. Ударник (наконечник) гиперскоростного пенетратора выполняет роль поглотителя кинетической энергии, проникая в тело мишени, разрушаясь он будет тормозиться. Схема миссии с использованием гиперскоростного пенетратора представлена на рисунке 2.

Конструкция пенетратора должна быть выполнена таким образом, чтобы за время разрушения ударника хвостовая часть пенетратора с полезной нагрузкой успела затормозиться до безопасной скорости без её разрушения. Для этого нужно рассчитать параметры ударника, при которых было бы обеспечено торможение пенетратора в заданных границах. Внешний вид и схема движения, рассматриваемого гиперскоростного пенетратора представлены на рисунке 3.

Для того, чтобы повысить допустимую скорость встречи пенетратора с объектом исследования, необходимо использовать исследовательскую аппаратуру, выдерживающую ударную нагрузку в десятки тысяч «g». На сегодняшний день электронная аппаратура широко применяется в военной и космической технике. Во время эксплуатации данная аппаратура подвергается интенсивным ударным воздействиям, амплитуда ускорений которых может достигать до 100000 “g”

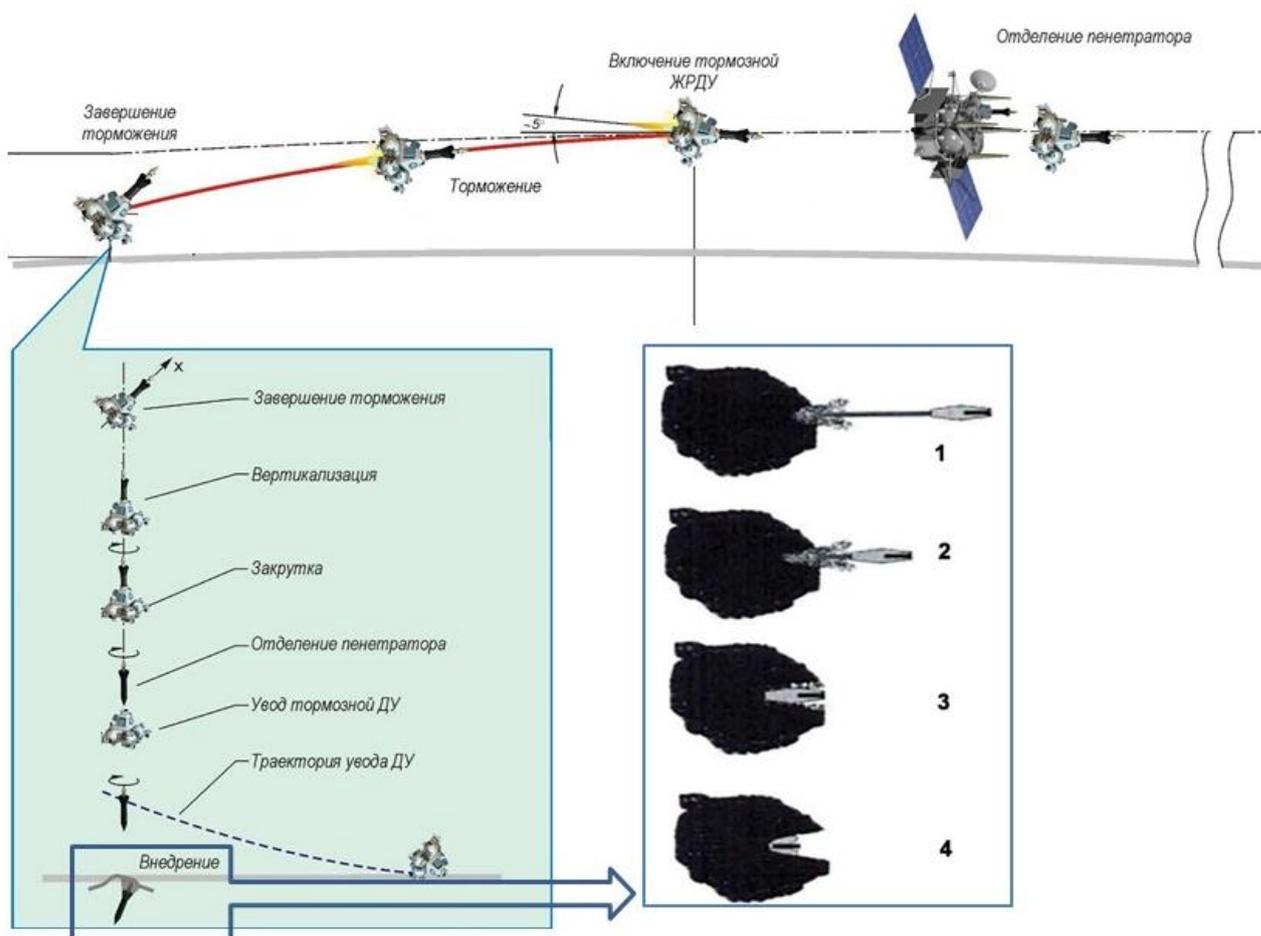


Рисунок 2 Схема миссии с использованием гиперскоростного пенетратора

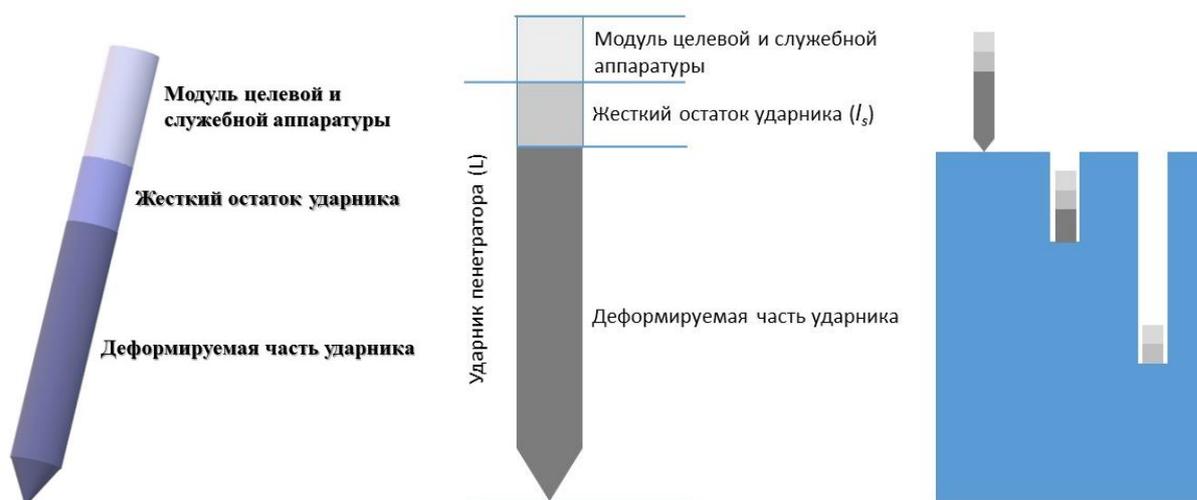


Рисунок 3. Внешний вид и схема движения гиперскоростного пенетратора.

Описание процессов проникания и пробивания должно базироваться прежде всего на четких представлениях и механизмах взаимодействия ударника и преграды. В таблице 2 дана условная классификация преобладающих свойств материалов в зависимости от скорости соударения V_s и скорости деформации $\dot{\epsilon}$.

Таблица 2. Свойства материалов и зависимости от условий соударения

$V_s, \text{ м/с}$	$\dot{\epsilon}, \text{ с}^{-1}$	Свойства (поведение) материала
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.

Для расчета проникания гиперскоростного пенетратора в небесное тело была использована модификация гидродинамической теории кумуляции, согласно которой величина глубины проникания (d_r) до прекращения деформации вычисляется по формуле (1).

$$d_r = \frac{\rho_p}{Y_p} \int_{V_r}^{V_{уд}} U l dV, \quad (1)$$

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

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

$$V_r = [2(Y_p - R_t)/\rho_t]^{1/2} \quad (4)$$

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

$$\times \exp \left[\frac{\mu \rho_p}{2(1 - \mu^2) Y_p} \right] \{ [V(V^2 + A)^{1/2} - \mu V^2] - [V_{уд}(V_{уд}^2 + A)^{1/2} - \mu V_{уд}^2] \} \quad (5)$$

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.

$$L_{\text{МЦСА}} = \frac{m_{\text{МЦСА}}}{\rho_p \pi R^2} \quad (6)$$

Тогда для проведения расчета общая длина пенетратора будет равна:

$$L_{\text{пенетратора}} = L_{\text{МЦСА}} + L_{\text{ударника}} \quad (7)$$

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:

$$\frac{l_s}{L_{\text{пенетратора}}} = \left\{ \frac{[A(\mu + 1)(\mu - 1)]^{\frac{1}{2}}}{V_{\text{уд}} + (V_{\text{уд}}^2 + A)^{\frac{1}{2}}} \right\}^{\left(\frac{R_t - Y_p}{\mu Y_p}\right)} \times \exp \left\{ \frac{-\mu \rho_p}{2(1 - \mu^2)Y_p} \left[V_{\text{уд}}(V_{\text{уд}}^2 + A)^{\frac{1}{2}} - \mu V_{\text{уд}}^2 \right] \right\} \quad (8)$$

После достижения пенетратором скорости V_r , дополнительное проникание жесткого остатка пенетратора на глубину d_e до полной остановки предлагается рассчитывать по формуле (10):

$$d_e = \lambda_1 \lambda_2 K_{\text{пр}} \frac{m}{d^2} V_r \frac{\cos(n\theta)}{\sqrt{\cos\theta}} \quad (9)$$

$$\lambda_1 = 0,5 + 0,4 \sqrt[3]{\left(\frac{H_r}{d}\right)^2} \quad (10)$$

$$\lambda_2 = 2,8\sqrt[3]{d} - 1,3\sqrt{d} \quad (11)$$

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 пенетратора с преградой, m – масса недеформируемой части пенетратора, d – диаметр пенетратора (диаметр МЦСА), $K_{\text{пр}}$ – 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 (1) и (9).

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 :

$$D_{\text{МЦСА}} = D - l_s \quad (12)$$

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 $V_{\text{уд}}$ 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 Циолковского.

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 $V_{уд}$.

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 $V_{уд} \leq V_{\text{критическая}}$;
- 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 выполнение 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.

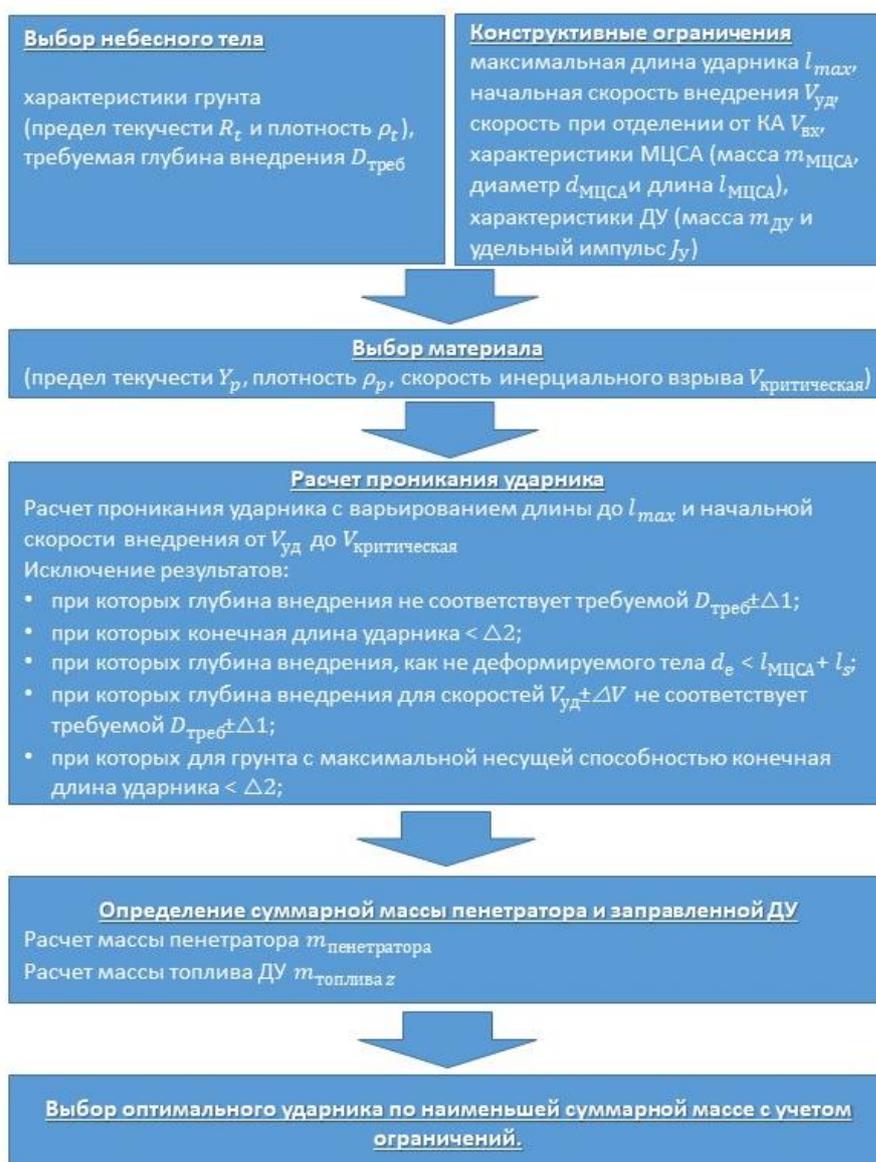


Рисунок 4. Алгоритм выбора параметров гиперскоростного пенетратора.

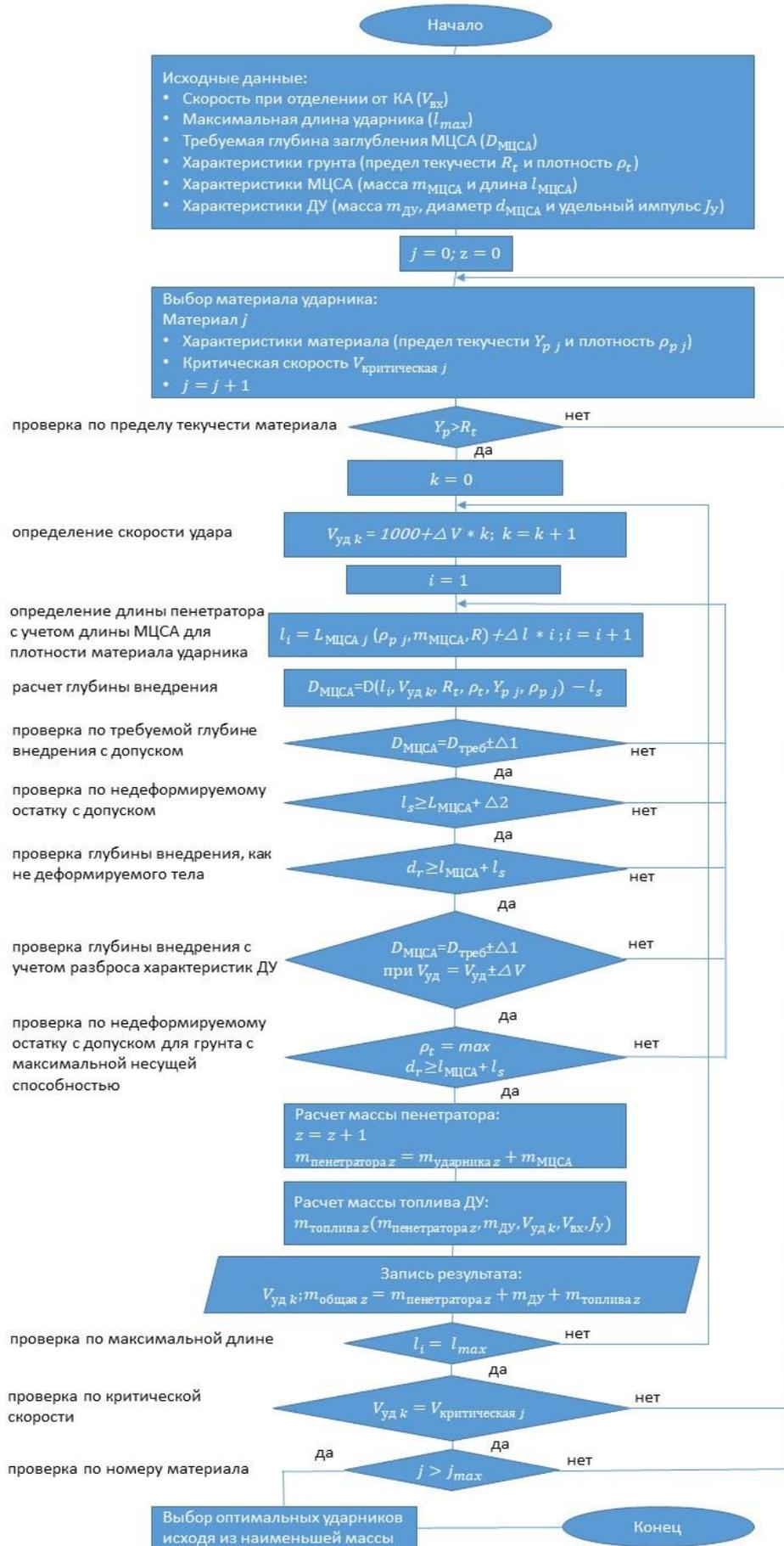


Рисунок 5. Блок-схема выбора параметров гиперсверхзвукового пенетратора.

В целях определения возможности использования различных материалов в предварительном расчете с 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.

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 4 – 5 представлены алгоритм и блок-схема реализации методики выбора проектных параметров гиперскоростного пенетратора. По указанной блок-схеме было разработано математическое обеспечение анализа на языке Visual Basic для определения оптимального пенетратора, способствующего принятию решения при разработке гиперскоростного пенетратора.

Третья глава посвящена сравнению результатов теоретических исследований с экспериментальными данными.

В данной главе представлены результаты наземной экспериментальной отработки пенетраторов проектов «Марс-96», «MoonLITE» и пенетраторов тросовой системы. С целью подтверждения корректности разработанной методики расчета внедрения гиперскоростного пенетратора в небесное тело было проведено сравнение результатов теоретических расчетов с экспериментальными данными.

В таблице 3 приведены результаты экспериментальных и расчетных значений по результатам наземной экспериментальной отработки миссий «Марс-96», «MoonLite» и пенетратора с тросовой системой. В работе А. Тэйта описаны серии экспериментов, в этих экспериментах стержни из алюминиевого сплава диаметром 0,25 дюйма 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). В таблице 4 приведены результаты значений серии экспериментов из работ А. Тэйта и расчетных значений, полученных с использованием математической модели, описанной разделе 2.

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 расчета и экспериментов.

Таблица 3 Экспериментальные и расчетные значения наземной отработки

№	Скорость полета, 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 4. Результаты расчетных и экспериментальных значений.

№	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

Анализ экспериментальных стендов по натурной отработке пенетраторов показывает, что разработанный для пенетратора с тросовой системой стенд позволяет испытать в натуральных условиях пенетраторы со скоростью не более 420 м/с, что является наибольшей скоростью при наземной экспериментальной отработке на сегодняшний день. На сегодняшний день существуют программные и вычислительные средства, позволяющие перевести испытания в виртуальном пространстве по внедрению в грунт гиперскоростного пенетратора. Результаты, полученные с помощью 3D средств моделирования, показали возможность создание программного комплекса для отработки гиперскоростных пенетраторов в виртуальной среде и представлены на рисунке 6.

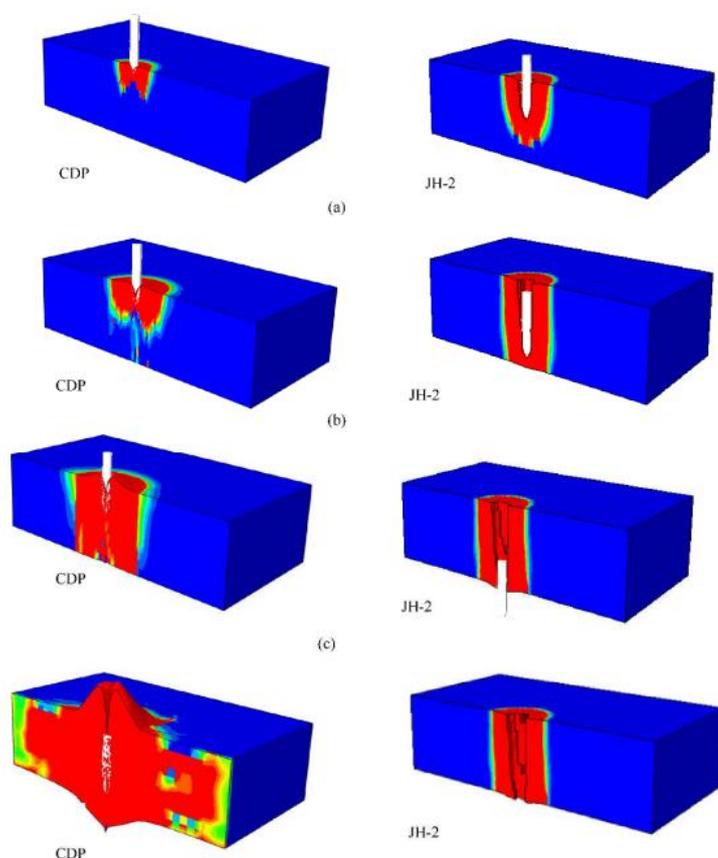


Рисунок 6 Моделирование внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт

В четвертой главе приводится рассмотрение лунной миссии с использованием пенетраторов и как альтернатива приводится рассмотрение в данной миссии гиперскоростного пенетратора.

В 2008 году 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, номинальная точка схода с орбиты: высота ≈ 18600 м, начальная скорость ≈ 1690 м/с.

В рамках эскизного проекта были проведены расчеты динамики внедрения зонда в аналоги лунных грунтов и определены максимальные величины глубин при внедрении зонда. При расчетах использовались следующие 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;
 - грунт с максимальной несущей способностью, в качестве данной модели принимается кирпичная кладка или пенобетон – аналог коренных пород.

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, для грунта с максимальной несущей способностью не превысила 0,483 м.

При тех же исходных данных был проведен расчет гиперскоростного пенетратора с определением оптимального ударника с использованием разработанной методики и математического обеспечения анализа для определения оптимального пенетратора. Длина, диаметр и масса МЦСА принималась равной значениям предложенного ранее пенетратора. Для оценки результатов использовались значения $m_{общая}$ включающая в себя массу пенетратора и массу топлива, используемого для торможения. На этапе эскизного проекта общая масса пенетратора (пенетратор + заправленная двигательная установка) $m_{общая}$ составила 239 кг. Требуемая глубина внедрения была задана 3,5+0,5 м.

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 первого этапа моделирования показали, что наименьшей массой обладает пенетратор с ударником из железа, при начальной скорости внедрения 1500 м/с его общая масса вместе с заправленной ДУ составила 145,95 кг, что на 93 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 39% (по сравнению с пенетратором для мягкой посадки).

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 5.

Таблица 5 – 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	$l_{уд нач},$ м	$l_{уд кон},$ м	$m_{пен},$ кг	$m_{тон},$ 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

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). 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.

Таблица 6 – Результаты расчета внедрения гиперскоростного пенетратора в грунт с минимальной и максимальной несущей способностью

№	Материал	Грунт	$V_{уд},$ м/с	$m_{пен},$ кг	$m_{тон},$ кг	$L_{нач},$ м	$l_{уд нач},$ м	$l_{уд кон},$ м	de, м	dr, 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	

В таблице 6 представлены результаты расчетов внедрения гиперзвукового пенетратора в грунт с минимальной несущей способностью с учетом всех ограничений, а также добавлено ограничение, гарантирующее не разрушение пенетратора при внедрении в грунт с максимальной несущей способностью.

Представленные в таблице 6 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.

Результаты применения методики показали, что наиболее предпочтительным материалом для ударника гиперскоростного пенетратора при внедрении в грунт с максимальной несущей способностью исходя из критерия минимальной массы является железо. Применение данного материала обеспечивает не только наименьшую массу, но и наименьшую длину гиперскоростного пенетратора.

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 двигательной установки 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 выдаваться, 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 100000 различных вариантов, обработать и сравнить большой объем результатов для принятия решения по выбору проектных характеристик и облика гиперскоростного пенетратора.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Ниже приведены основные результаты и выводы диссертационной работы:

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 РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

*В рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих
в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации*

1. Поляков А.А., Защиринский С.А. Использование виртуального пространства для проведения макетно-конструкторских испытаний по электронному макету космического аппарата [Текст] // Журнал «Труды МАИ». – М.: 2019. – №107.

2. Леун Е.В., Поляков А.А., Защиринский С.А., Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Шалай В.В. Некоторые особенности ударного внедрения пенетраторов в грунт небесных тел [Текст] // Журнал «Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение.» – Омск: 2021. – Т. 5, № 1.

3. Леун Е.В., Добрица Д. Б., Поляков А.А., Сысоев В. К. Анализ особенностей возникновения инерциального взрыва в задачах высокоскоростных ударов металлических пенетраторов в исследуемое небесное тело и метеорно-техногенных частиц в элементы космических аппаратов [Текст] // Журнал «Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение.» – Омск: 2022. – Т. 6, № 2.

4. Леун Е.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Поляков А.А., Сысоев В.К. Обзор схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов [Текст] // Журнал «Космическая техника и технологии.» – Королев: 2022. – №2 (по научной специальности 2.3.1.)

5. Защиринский С.А., Поляков А.А., Михайлов Д.Н., Сысоев В.К., Сергеев Д.В., Леун Е.В. Верификация физико-математической модели динамики посадки посадочного модуля космического аппарата «ЭкзоМарс» по результатам бросковых испытаний [Текст] // Журнал «Вестник НПО им. С.А. Лавочкина.» – Химки: 2023. – №2.

6. Леун Е.В., Добрица Д.Б., Поляков А.А., Чалов С.А. К вопросу совершенствования наконечников пенетраторов с учетом их ударного внедрения в исследуемые небесные тела [Текст] // Журнал «Вестник НПО им. С.А. Лавочкина.» – Химки: 2023 – №4.

7. Поляков А.А., Защиринский С.А. Перспективы использования гиперскоростного пенетратора для исследования Луны [Текст] // Журнал «Научно-

технический вестник Поволжья.» – Казань: 2024. – №7. (по научной специальности 2.3.1.)

8. Пичхадзе К.М., Поляков А.А. Обзор испытаний пенетраторов для исследования небесных тел [Текст] // Журнал «Научно-технический вестник Поволжья.» – Казань: 2024. – №11. (по научной специальности 2.3.1.)

В научных изданиях, включенных в международные системы цитирования Scopus, Web of Science

1. A.V. Bagrov, V.A. Leonov, E.V. Leun, A.A. Polyakov, and V.K. Sysoev Hyperspeed penetrator to deliver research equipment to interstellar wanderers AIP Conference Proceedings 2318, 190002 (2021); <https://doi.org/10.1063/5.0038658>
Published Online: 22 February 2021

Патент на изобретение:

1. Акулов Ю.П., Ломакин И.В., Мартынов М.Б., Поляков А.А. Патент РФ № 2584552 на изобретение «Космический посадочный аппарат» Заявка: 2014153322/11 от 29.12.2014. Опубликовано: 20.05.2014. Бюл. №14.